

**T.C.
ERCIYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
SİVİL HAVACILIK ANA BİLİM DALI**

**AKTİF AKIŞ KONTROL VE OTONOM KONTROL
YÖNTEMLERİNİN BİRLİKTE İNSANSIZ HAVA
ARAÇLARI ÜZERİNE UYGULAMASI**

**Hazırlayan
Öztürk Özdemir KANAT**

**Danışman
Doç. Dr. Tuğrul OKTAY**

Doktora Tezi

**Ağustos 2020
KAYSERİ**

**T.C.
ERCIYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
SİVİL HAVACILIK ANA BİLİM DALI**

**AKTİF AKIŞ KONTROL VE OTONOM KONTROL
YÖNTEMLERİNİN BİRLİKTE İNSANSIZ HAVA
ARAÇLARI ÜZERİNE UYGULAMASI
(Doktora Tezi)**

**Hazırlayan
Öztürk Özdemir KANAT**

**Danışman
Doç. Dr. Tuğrul OKTAY**

**Bu çalışma, Erciyes Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birimi
tarafından FDK-2018-7861 kodlu proje ile desteklenmiştir.**

**Ağustos 2020
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.



Öztürk Özdemir Kanat

“Aktif Akış Kontrol Ve Otonom Kontrol Yöntemlerinin Birlikte İnsansız Hava Araçları Üzerine Uygulaması” adlı Doktora tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi’ne uygun olarak hazırlanmıştır.



Tezi Hazırlayan
Öztürk Özdemir KANAT



Danışman
Doç. Dr. Tuğrul OKTAY



Sivil Havacılık ABD Başkanı

Prof. Dr. İlke TÜRKMEN

Doç. Dr. Tuğrul OKTAY danışmanlığında **Öztürk Özdemir KANAT** tarafından hazırlanan **“Aktif Akış Kontrol Ve Otonom Kontrol Yöntemlerinin Birlikte İnsansız Hava Araçları Üzerine Uygulaması”** adlı bu çalışma jürimiz tarafından Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü **Sivil Havacılık** Ana Bilim Dalında **Doktora** tezi olarak kabul edilmiştir.

27/08/2020

JÜRİ:

Danışman : Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

Üye : Prof. Dr. Selahaddin Orhan AKANSU

Üye : Dr. Öğr. Üyesi Mehmet KONAR

Üye : Dr. Öğr. Üyesi Durmuş Sinan KÖRPE

Üye : Dr. Öğr. Üyesi Mehmet Kürşat YALÇIN

ONAY:

Bu tezin kabulü Enstitü Yönetim Kurulunun 08/09/2020 tarih ve 2020/47-08 sayılı kararı ile onaylanmıştır.


Prof. Dr. Mehmet ARKURT

Enstitü Müdürü

TEŞEKKÜR

Çalışmalarım boyunca farklı bakış açıları ve bilimsel katkılarıyla beni aydınlatan, yakın ilgi ve yardımlarını esirgemeyen ve bu günlere gelmemde katkı sahibi danışman hocam Sayın Doç. Dr. Tuğrul OKTAY’a teşekkürü bir borç bilirim.

Çalışmalarımda yardımcı olan, tecrübelerini paylaşarak yol gösteren hocam Sayın Dr. Öğr. Üyesi Durmuş Sinan KÖRPE’ye teşekkür ederim.

Tez çalışmam esnasında yardımcı olan arkadaşlarım Mehmet YAŞAR, Şafak AKTEMUR, Rıdvan ORUÇ, Alpertunga CEYLAN, Oğuzhan ŞAHİN ve Metin UZUN’a teşekkür ederim.

Bu tez çalışmalarım sırasında, **115M603 kodlu** proje üzerinden gerek malzeme temini gerekse burs desteğinden dolayı Türkiye Bilimsel ve Teknik Araştırma Kurumu’na (TÜBİTAK) teşekkür ederim.

Bu tez çalışmalarım sırasında, **214M282 kodlu** proje üzerinden gerek malzeme temini gerekse burs desteğinden dolayı Türkiye Bilimsel ve Teknik Araştırma Kurumu’na (TÜBİTAK) teşekkür ederim.

Bu tez çalışmasına maddi destek sağlayan Erciyes Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birimi’ne (BAP Proje Kodu: FDK-2018-7861) teşekkürlerimi sunarım.

Ayrıca; çalışmalarım süresince sabır göstererek beni daima destekleyen eşim Ayşenur ÖZDEMİR KANAT, biricik kızım Hilal Sude KANAT ve aileme en içten teşekkürlerimi sunarım.

Öztürk Özdemir KANAT

Ağustos 2020, KAYSERİ

AKTİF AKIŞ KONTROL VE OTONOM KONTROL YÖNTEMLERİNİN BİRLİKTE İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI ÜZERİNE UYGULAMASI

Öztürk Özdemir KANAT

Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü
Doktora Tezi, Ağustos 2020
Danışman: Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

ÖZET

Akış kontrolü uzun süredir üzerine araştırmalar yapılan bir çalışma alanı olarak karşımıza çıkmakta ve temelde iki ana başlık altında incelenmektedir. Bunlar, pasif akış kontrolü ve aktif akış kontrolüdür. Aktif akış kontrol tekniğinin kullanım amaçları arasında, sürüklenme kuvvetinin azaltılması, taşıma kuvvetinin artırılması, yüzey ayrılmalarının geciktirilmesi, türbülans yönetimi, gürültü azaltımı, hava araçlarının kontrol edilebilirliğinin artırılması yer almaktadır.

Bu araştırma kapsamında, sabit kanatlı hava araçlarının kanatları üzerinde meydana gelen akış ayrılmalarının, aktif akış kontrol tekniği yöntemlerinden biri olan üfleme yöntemi yardımıyla geciktirilerek, hava aracının performansı iyileştirilmeye çalışılmıştır. Bu doğrultuda, ZANKA-II İHA ve ZANKA-III TİHA'nın başlangıç konfigürasyonları ve farklı üfleme parametrelerinin kullanıldığı üfleme sistemine sahip konfigürasyonları için sayısal simülasyonlar gerçekleştirilmiştir. Bu simülasyonlar sonucunda elde edilen aerodinamik kuvvet katsayıları kullanılarak, hava aracının toplam performansını ifade eden aerodinamik etkinlik faktörü hesaplanmıştır. Her bir konfigürasyon için hesaplanan aerodinamik etkinlik faktörü değerleri karşılaştırılmış ve üfleme yönteminin İHA'ların düz uçuş performansı üzerine önemli etkileri olduğu görülmüştür. Ayrıca, ZANKA-II İHA için basıncılı hava kaynağı kullanılarak sürekli üfleme sistemi tasarlanmış ve üretimi gerçekleştirilerek yer testleri yapılmıştır. Son olarak, üfleme yöntemi ile elde edilen en yüksek aerodinamik etkinlik faktörü değerine göre hava aracının hem uzunlamasına hem de yanlamasına otonom uçuş performansı en iyilenmeye çalışılmıştır.

Anahtar Kelimeler: Aktif akış kontrol tekniği, üfleme yöntemi, insansız hava aracı (İHA), otonom performans iyileştirme.

APPLICATION OF ACTIVE FLOW CONTROL AND AUTONOMOUS CONTROL METHODS ON UNMANNED AERIAL VEHICLES

Öztürk Özdemir KANAT

Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Sciences

PhD Thesis, August 2020

Supervisor: Assoc. Prof. Dr. Tuğrul OKTAY

ABSTRACT

Flow control is a field of study that has been researched for a long time and basically examined under two main titles which are passive flow control and active flow control. The purpose of the active flow control technique includes reducing drag, increasing lift, delaying surface separations, turbulence management, noise reduction, and increasing controllability of aircraft.

Within the scope of this research, the performance of the aircraft is aimed to be improved by delaying the flow separations occurring on the wings of fixed-wing aircraft with the using of the blowing method, which is one of the active flow control technique methods. In this respect, numerical simulations are carried out for not only the initial configurations of ZANKA-II UAV and ZANKA-III TUAV, but also their configurations with a blowing system using different blowing parameters. Using the aerodynamic force coefficients obtained as a result of these simulations, the aerodynamic efficiency factor expressing the total performance of the aircraft is calculated. The aerodynamic efficiency factor values calculated for each configuration are compared and it is observed that the blowing method has important effects for the cruise performance of UAVs. In addition, a continuous blowing system has been designed for ZANKA-II UAV by utilizing a compressed air source, and ground tests have been carried out by producing. Finally, both longitudinal and lateral autonomous flight performance of the aircraft is aimed to be optimized according to the highest aerodynamic efficiency factor value obtained by the blowing method.

Anahtar Kelimeler: Active flow control technique, blowing method, unmanned aerial vehicle (UAV), autonomous performance improvement.

İÇİNDEKİLER

AKTİF AKIŞ KONTROL VE OTONOM KONTROL YÖNTEMLERİNİN BİRLİKTE İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI ÜZERİNE UYGULAMASI

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK.....	ii
YÖNERGEYE UYGUNLUK.....	iii
KABUL VE ONAY	iv
TEŞEKKÜR.....	v
ÖZET	vi
ABSTRACT	vii
İÇİNDEKİLER.....	viii
KISALTMALAR.....	xii
TABLolar LİSTESİ.....	xiv
ŞEKİLLER LİSTESİ.....	xv
GİRİŞ	1

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER ve LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

1.1. Tezin Amacı ve Literatür Araştırması	4
1.2. İnsansız Hava Aracı (İHA)	9
1.2.1. İHA'ların Sınıflandırılması	12
1.2.2. Taktik İnsansız Hava Aracı (TİHA)	16

2. BÖLÜM

HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ, AKIŞ KONTROLÜ ve AERODİNAMİK

2.1. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği	18
2.1.1. Çözüm Bölgesi.....	20
2.1.2. Kontrol Hacmi	21
2.1.3. <i>y plus</i> Değeri.....	21
2.1.4. Türbülanslı Akış	22
2.1.5. Sınır Tabaka	23
2.2. Akış Kontrolü.....	25
2.2.1. Pasif Akış Kontrolü	28
2.2.2. Aktif Akış Kontrolü	29
2.3. Sabit Kanatlı Hava Araçlarının Aerodinamiği.....	31
2.3.1. Hava Araçları Üzerine Etkiyen Kuvvetler ve İlgili Terimler.....	32
2.3.2. Maksimum Aerodinamik Etkinlik	35
2.3.3. Hava Aracı Hareket Eksenleri	39
2.3.4. Uzunlanmasına ve Yanlamasına Hareket	40
2.3.5. Kararlılık	41
2.4. Pasif ve Aktif Başkalaşım	43
2.5. Otomatik Uçuş Kontrol Sistemi.....	44
2.5.1. PID Kontrolörler	44
2.5.2. Hiyerarşik Otopilot Yapısı	45

3. BÖLÜM

HAVA ARAÇLARI ile ÜFLEME SİSTEMİNİN ÜRETİMİ ve SAYISAL HESAPLAMA

3.1. ZANKA-II	47
3.1.1. Üretim	48
3.1.2. Teknik Özellikleri	51

3.2 ZANKA-III TİHA	52
3.2.1. Üretim	53
3.2.2. Teknik Özellikleri	55
3.3. ZANKA-II Üfleme Sistemi Üretimi.....	56
3.4. ZANKA-II Aerodinamik Kuvvet Hesaplaması.....	58
3.5. ZANKA-III Aerodinamik Kuvvet Hesaplaması	67

4. BÖLÜM

BULGULAR

4.1. ZANKA-II Aerodinamik Performans Analiz Sonuçları.....	70
4.2. ZANKA-III Aerodinamik Performans Analiz Sonuçları	86

5. BÖLÜM

TARTIŞMA-SONUÇ ve ÖNERİLER

KAYNAKÇA.....	92
ÖZGEÇMİŞ	100

KISALTMALAR

Kısaltmalar

Kısaltma	Anlamı
AAK	Aktif akış kontrolü
AAKT	Aktif akış kontrol tekniği
ESC	Elektronik hız kontrolü (electronic speed control)
HAD	Hesaplamaalı akışkanlar dinamiği
İHA	İnsansız hava aracı
PID	Oransal-integral-türevsel (proportional-integral-derivative)
RANS	Reynolds-Averaged Navier-Stokes
SPSA	Eşzamanlı stokastik pertürbasyon yaklaşımı (simultaneous perturbation stochastic approximation)
SST	Shear stress transport
TİHA	Taktik insansız hava aracı
UAS	Unmanned aircraft system
UAV	Unmanned aerial vehicle

Simgeler

Simge	Anlamı
AR	Kanat açıklık oranı
b	Kanat açıklığı

c	Kanat veter uzunluğu
C_0	Sutherland sabiti
C_D	Sürükleme katsayısı
C_{D0}	Sıfır taşıma sürükleme katsayısı
C_{Di}	İndüklenmiş sürükleme katsayısı
C_L	Taşıma katsayısı
C_{Lmax}	Maksimum taşıma katsayısı
CG	Ağırlık merkezi
CP	Basınç merkezi
D	Sürükleme kuvveti
E	Aerodinamik etkinlik
E_{max}	Maksimum aerodinamik etkinlik
e	Oswold sabiti
J_{lat}	Yanlamasına maliyet fonksiyonu
J_{lon}	Uzunlamasına maliyet fonksiyonu
J_{tot}	Toplam maliyet fonksiyonu
k	İndüklenmiş sürükleme katsayısı
K_d	Türevsel denetleyici
K_i	İntegral denetleyici
K_p	Oransal denetleyici

L	Taşıma kuvveti
P	Basınç
Re	Reynolds sayısı
S	Hava aracı üst bakış alanı
T	Kelvin cinsinden sıcaklık
T_o	Referans sıcaklık
V	Hız
V^*	Kinematik viskozite
y	Duvara en yakın mesafe
y_{plus}	Boyutsuz duvar mesafesi
u^*	Sürtünme hızı
μ	Dinamik viskozite
μ_o	Referans sıcaklığında referans viskozite
ρ	Yoğunluk
θ	Sürüklenme polerine orjinden çizilen teğetin açısı
α	Hücum açısı

TABLOLAR LİSTESİ

Tablo 1.1. İHA'ların ağırlığa göre sınıflandırılması	12
Tablo 1.2. İHA'ların menzil ve havada kalış süresine göre sınıflandırılması	12
Tablo 1.3. İHA'ların çıkabileceği maksimum irtifaya göre sınıflandırılması	13
Tablo 1.4. İHA'ların kanat yüklemesine göre sınıflandırılması	13
Tablo 1.5. SHGM tarafından azami kalkış ağırlığına göre yapılan sınıflandırma	14
Tablo 1.6. İHA'ların kapsamlı sınıflandırması	15
Tablo 2.1. Eksenler etrafındaki hareket parametreleri.....	40
Tablo 2.2. P , I ve D denetleyicilerinin karakteristikleri	45
Tablo 3.1. ZANKA-II teknik özellikleri	51
Tablo 3.2. ZANKA-III TİHA teknik özellikleri.....	55
Tablo 3.3. İstenilen y_{plus} değeri ve çözüm üzerine etkileri.....	60
Tablo 3.4. Ağ sayısına göre taşıma ve sürüklenme katsayılarındaki değişimler (Ağ yapısından bağımsızlığın sağlanması-2000 iterasyon)	62
Tablo 3.5. Kontrol hacim özellikleri.....	63
Tablo 3.6. 100 metre irtifada akışkan özellikleri	65
Tablo 3.7. Katsayılar.....	66
Tablo 3.8. Kontrol hacim özellikleri	68
Tablo 4.1. [84] çalışmasında kullanılan üfleme parametreleri	71
Tablo 4.2. [85] çalışmasında kullanılan üfleme parametreleri	73
Tablo 4.3. [86,87] çalışmasında kullanılan üfleme parametreleri	75
Tablo 4.4. Kanat kök kısmına göre üfleme bölgesi konumu ve hesaplanan E_{max}	83
Tablo 4.5. [94] çalışmasında kullanılan üfleme parametreleri	87

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 2.1. 3 boyutlu ağ yapısı	21
Şekil 2.2. Kanat profili üst yüzeyi üzerinde sınır tabaka ayrılması	24
Şekil 2.3. Sınır tabaka	25
Şekil 2.4. Akış değişimi ile ilgili mühendislik hedefleri	26
Şekil 2.5. Akış kontrol yöntemlerinin sınıflandırılması	27
Şekil 2.6. Pasif akış kontrol tekniği uygulama örnekleri	28
Şekil 2.7. Geri beslemeli akış kontrol üçlüsü	29
Şekil 2.8. Kanat profili	31
Şekil 2.9. Hava aracı üzerine etki eden kuvvetler	32
Şekil 2.10. Kanat ucu girdapları	33
Şekil 2.11. Hıza bağlı olarak sürüklemadaki değişim	34
Şekil 2.12. Farklı hücum açılarına göre taşıma ve sürüklenme katsayıları	36
Şekil 2.13. Sürüklenme poleri eğrisi.....	37
Şekil 2.14. Maksimum aerodinamik etkinlik faktörünü veren nokta	39
Şekil 2.15. Hava aracı eksenleri ve hareketleri	39
Şekil 2.16. Statik kararlılık türleri	41
Şekil 2.17. Otopilot sisteminin kontrol yapısı	45
Şekil 2.18. Kullanılan otopilot sisteminin blok diyagramı	46
Şekil 3.1. İHA'nın burun kısmı imalatı.....	48
Şekil 3.2. İHA'nın gövde orta kısmı imalatı	48
Şekil 3.3. İHA'nın gövde kuyruk kısmı imalatı	49
Şekil 3.4. (a) ve (b) İHA'nın gövde kısımlarının birleştirilmesi; (c) Gövdenin kaplanması; (d) Gövdenin boyanması	49
Şekil 3.5. (a) Düşey kuyruğun imalatı; (b) ve (c) Yatay stabilizenin gövdeye montajı .	50
Şekil 3.6. İHA'nın arka iniş takımı montajı	50
Şekil 3.7. Başkalaşım için mikro motor ve mekanik sistem	51
Şekil 3.8. ZANKA-II (a) Teknik boyutlar; (b) Üretilen hava aracı.....	51
Şekil 3.9. TİHA'nın profillerinin karbon borulara geçirilmesi.	53
Şekil 3.10. TİHA'ya başkalaşım mekanizması montajı.....	53
Şekil 3.11. (a) Zımparalama işlemi; (b) Kaplama işlemi	54

Şekil 3.12. (a) Gövde imalatı; (b) Gövdenin köpüklerle kaplanması; (c), (d) Kanat gövde montajı,.....	54
Şekil 3.13. ZANKA-III TİHA (a) ve (b) Teknik boyutlar ve tasarım; (c) Üretim	55
Şekil 3.14. Üfleme sistemi ön çizim çalışması.....	56
Şekil 3.15. Kanat üzerinde belirlenen üfleme bölgeleri.....	57
Şekil 3.16. Yönlendirici aparatların modellenmesi	57
Şekil 3.17. 3 boyutlu yazıcı ile yönlendirici aparatların modellenmesi,	57
Şekil 3.18. Kanat alt yüzeyine aparatların montajı.....	58
Şekil 3.19. Kompresörün gövdeye montajı.....	58
Şekil 3.20. Konsept tasarım.....	59
Şekil 3.21. Çözüm bölgesi.....	59
Şekil 3.22. Aynı çözüm modeli ve ortam şartlarında farklı <i>y plus</i> değerlerine göre hava aracı üzerinde elde edilen yüzey sürtünmesi katsayıları	62
Şekil 3.23. Ağ yapısı.....	65
Şekil 3.24. Konsept tasarım.....	67
Şekil 3.25. Çözüm bölgesi.....	68
Şekil 3.26. Ağ yapısı.....	68
Şekil 4.1. (a) C_1 ; (b) C_2 ; (c) C_3 ; (d) C_4	71
Şekil 4.2. Konfigürasyonlara göre aerodinamik etkinlik faktörü	72
Şekil 4.3. Kanat üzerindeki üfleme bölgeleri	72
Şekil 4.4. Konfigürasyonlara göre aerodinamik etkinlik faktörü	73
Şekil 4.5. Kanat üzerindeki üfleme bölgeleri	74
Şekil 4.6. Konfigürasyonlara göre aerodinamik etkinlik faktörü	76
Şekil 4.7. Yanlamasına maliyet fonksiyonu	77
Şekil 4.8. AAKT ile yanlamasına maliyet fonksiyonu	77
Şekil 4.9. Uzunlamasına maliyet fonksiyonu	78
Şekil 4.10. AAKT ile uzunlamasına maliyet fonksiyonu	78
Şekil 4.11. Üfleme açısına göre aerodinamik etkinlik faktörü	79
Şekil 4.12. Üfleme açısı ve basınç büyüklüğüne göre konfigürasyonlar.....	80
Şekil 4.13. Konfigürasyonlara göre aerodinamik etkinlik faktörü	81
Şekil 4.14. Maliyet fonksiyonu	81
Şekil 4.15. (a) Maliyet fonksiyonu; (b) İzafi maliyet iyileştirmesi	83
Şekil 4.16. Kayma gerilmesindeki değişim.....	85

Şekil 4.17. Statik basınçtaki değişim	86
Şekil 4.18. Kanat üzerindeki üfleme bölgeleri	86
Şekil 4.19. ZANKA-III üfleme bölgeleri	87
Şekil 4.20. Konfigürasyonlara göre aerodinamik etkinlik faktörü	88



GİRİŞ

İnsanların birbirleri ile olan iletişim ihtiyaçları, giderek küreselleşen günümüz dünyasında hızla artmaktadır. Kitlese iletişim ihtiyaçlarının insanların temel talepleri haline gelmesiyle birlikte zaman yönetiminin belirgin şekilde önem kazandığı dünyamızda, havacılık sektörü önemli iletişim araçları arasında yer almaktadır. Bu nedenle, havacılık sektörü çoğu teknolojik buluşun ilk uygulama alanları arasında kendine yer edinmiştir. Havacılık sektörü geçmişten günümüze hızla artan talebi karşılayabilmek amacıyla giderek büyümüş ve milyonlarca insanın çalıştığı dünyanın en büyük endüstrilerinden birisi haline gelmiştir.

Hava araçları havacılık sektörünün en önemli yapı taşlarındandır. Sektörün tarihsel gelişimi incelendiğinde hava araçlarının tasarımı, kullanılan malzemeler nasıl değişim göstermişse, kullanım şekilleri ve amaçları da benzer şekilde farklılaşmıştır. Özellikle son çeyrek yüzyılda insansız hava araçları (İHA) teknolojilerinde elde edilen kazanımlar, hava araçlarının kullanım alanlarına da yenilerinin eklenmesine sebep olmuştur. İHA'lar içinde pilot bulundurmadan, yerden bir kontrol mekanizması yardımı ile ya da tamamen otonom olacak şekilde uçuşlarını gerçekleştirebilen hava araçlarıdır. Bunlarla birlikte, bu iki sistemin birbirine bütünleşmiş hali ile de uçuşlarını gerçekleştirebilmektedirler. İHA'lar, özellikle insan hayatı için risk arz eden hava aracı faaliyetleri için tercih edilmektedir. Böylelikle, insan kaybının yaşanabileceği yüksek riskli, çoğunlukla da askeri operasyonlar kolaylıkla icra edilebilmektedir. Bu durum, İHA'ların diğer insanlı hava araçlarına göre önemli avantajları arasında gösterilmektedir. Bu avantaj sayesinde herhangi bir olumsuzluk ya da kaza durumunda insan hayatı riske edilmemektedir. İnsanlı hava araçlarına göre, daha ucuz üretim ve işletme maliyetlerine sahip olmalarının yanında boyut olarak küçük olmaları sebebiyle radar görünürlüklerinin çok daha düşük seviyelerde olması büyük avantaj oluşturmaktadır. İHA'ların kullanımıyla birlikte insanlı hava araçlarının uçuşunda insan vücudu dayanım limitleri nedeniyle hava aracının maruz

kaldığı manevra sınırlandırılmaları ortadan kaldırılabilmiş ve dolayısıyla üstün manevra kabiliyetlerine sahip hava araçları ortaya çıkmıştır. Bunlarla birlikte, avantajları arasında daha az yakıtla daha uzun mesafe ya da havada kalış süresine imkan sağlamaları, müşterinin talebine uygun özellikte üretime olanaklı olmaları gösterilebilmektedir.

Bir hava aracından beklentileri ifade eden niteliklerin tümüne performans adı verilmektedir. Hava aracının performansı; seyir hızı, maksimum hız, yükselme hızı, yakıt ikmali yapmadan gidebileceği mesafe, kalkış ve iniş mesafeleri gibi parametreleri kapsamaktadır. Bu tez çalışmasında, hava aracının kanatlarında meydana gelen hava akışındaki bozulmaların, akış kontrol yöntemlerinden biri olan üfleme yöntemi kullanılarak azaltılması ve böylelikle performansın iyileştirilebilmesi amaçlanmıştır.

İHA'ların giderek yaygın bir şekilde hayatımızda yer edinmeye başlamaları, araştırmacıların ilgisini çekmiş ve dolayısıyla performans iyileştirme çalışmalarına yönelmelerine sebep olmuştur. İHA literatürü için yeni bir araştırma alanı olan insansız hava araçları üzerine akış kontrolü uygulaması, ülkemiz literatüründe ilk defa bu tez çalışması ile değerlendirilmiştir. Bu durum, yapılan tez çalışmasının önemini ifade etmektedir.

Gerçekte bir hava aracının performansının belirlenebilmesi için üretilmesi ve uçuş testlerinin yapılması gerekmektedir. Bu işlem, yüksek maliyeti de beraberinde getirmekte ve uzun sürece ihtiyaç duymaktadır. Bu nedenle, akış analizinin yapılabilmesi için farklı yöntemler tercih edilmiştir. Akışla ilgili mühendislik hesaplamalarını içinde barındıran analiz çalışmaları, hesaplama ve deneysel olmak üzere iki temel çözüm yaklaşımı sunmaktadır. Deneysel yöntemde, rüzgar tüneli ile testlerin yapılabilmesi için ölçekli modelin üretilmesi gerekli iken, hesaplama yönteminde diferansiyel denklemlerin sayısal çözümü gerekmektedir. Günümüzde bu iki çözüm yöntemi, birlikte ya da ayrı olacak şekilde uygulanabilmektedir. Bu tez çalışması, hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) olarak adlandırılan ikinci yöntem ile yürütülmüştür.

Yapılan bu tez çalışmasının konusu kapsamında, aşağıda belirtilen değişkenler kullanılarak kanat üst kısmında farklı konfigürasyonlarda basınçlı hava çıkış bölgeleri oluşturulmuştur. Bu değişkenler kullanılarak elde edilen optimum üfleme noktalarına göre verimin karşılaştırılabilir olması için, maksimum aerodinamik etkinlik değeri (E_{max}) baz alınmıştır. Basınçlı hava çıkış bölgeleri ile ilgili şu değişkenler kullanılmıştır:

- Kanat hücum kenarından başlanarak, kanat veteri boyunca firar kenarına doğru farklı konumlar belirlenmiş,
- Kanat kök kısmından, uç kısmına doğru farklı bölgeler belirlenmiş,
- Dikdörtgen ve dairesel olmak üzere farklı şekillerde ve boyutlarda üfleme noktaları oluşturulmuş,
- Üfleme basınç şiddetinin tespit edilebilmesi amacıyla, farklı şiddette basınç çıkışları oluşturulmuş,
- Son olarak hava akışına göre farklı üfleme açılarında hava çıkışı sağlanarak sayısal hesaplamalar gerçekleştirilmiştir.

Daha önce gerçekleştirilen çalışmalar incelendiğinde, İHA'lar üzerinde yapılan ufak parametre değişikliklerinin otonom uçuş performansını önemli ölçüde arttırdığı görülmektedir [1, 2]. Bu nedenle, aktif akış kontrolü (AAK) ile eş zamanlı olarak hava aracının hem uzunlamasına hem de yanlamasına otopilot sistemini içerisinde barındıran uçuş kontrol sistemi tasarlanmıştır. Hava aracının otonom uçuş performansını maksimize edebilmek amacıyla aktif akış kontrol tekniği (AAKT) sayesinde kanat üzerindeki akışta iyileşme sağlanmasıyla birlikte, otonom kontrolde ortaya çıkan maliyet fonksiyonu indirgenmeye çalışılmıştır.

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER ve LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

1.1. Tezin Amacı ve Literatür Araştırması

Bu tez çalışmasının amacı, sabit kanatlı bir İHA'nın ana taşıyıcıları olan kanatları üzerinde, kanat alt yüzeyi ile üst yüzeyi arasındaki basınç farkı nedeniyle meydana gelen akış ayrılmalarının sebep olduğu girdapların AAKT yardımıyla geciktirilerek azaltılmasıdır. Böylelikle, hava aracının performansının artırılması hedeflenmektedir. Bu doğrultuda, akış ayrılmalarının başlangıç noktasına harici hava kaynağı yardımıyla basınçlı hava üflenerek, aerodinamik kuvvetlerden olan sürüklenme kuvvetinin azaltılması; taşıma kuvvetinin artırılması ve nihayetinde hava aracının aerodinamik verimi iyileştirilmeye çalışılmıştır. Son olarak elde edilen E_{max} 'a göre, ZANKA-II İHA'nın daha iyi bir otonom performans elde etmesi sağlanmıştır.

Otonom kontrolde gerçekleştirilecek olan iyileştirmeler ile yapılmak istenilen özellikle uçuş esnasında yerleşme zamanı, maksimum aşım ve sürekli rejim hatasının optimum değerlerde tutulabilmesinin sağlanmasıdır. Bu doğrultuda, ZANKA-II İHA için aktif akış kontrol sistemi ile otomatik kontrol sisteminin uçuş performansında sağlamış oldukları iyileştirmeler ilk defa teorik olarak bu tez çalışması kapsamında ele alınmıştır. Bunlarla birlikte, ZANKA-III TİHA'nın da performansının üfleme sistemi yardımıyla artırılması amacıyla sayısal çalışmalar gerçekleştirilmiştir.

Akış kontrolü uzun süredir üzerine araştırmalar yapılan bir çalışma alanı olarak karşımıza çıkmakta ve temelde iki ana başlık altında incelenmektedir [3]. Bunlar, pasif akış kontrolü ve aktif akış kontrolüdür. Bu tez çalışmasında AAKT kullanılmıştır. Bu tekniğin kullanım amaçları arasında, sürüklemenin azaltılması, taşımanın artırılması, yüzey ayrılmalarının geciktirilmesi, türbülans yönetimi, gürültü azaltımı, hava araçlarının kontrol

edilebilirliğinin artırılması, dolaylı olarak çevreye yönelik olumsuz etkinin azaltılması vb. gösterilebilmektedir.

AAKT'nin araştırma konusu olmasındaki en önemli sebeplerden biri, üretimi gerçekleştirilmiş ve operasyon sınırları belirli olan geometrik bir şeklin aerodinamik performansının, bu teknik yardımıyla kullanım anında geliştirilebileceğinin düşünülmesidir [4]. Modern hava araçlarında bu aerodinamik sınırlandırmaların akış ayrılmaları ile ilişkili olduğu bilinmektedir. Akış ayrılmalarıyla birlikte, hava araçları üzerinde doğrusal olmayan, istenmeyen kuvvet ve momentler oluşmakta, bu durum da sürüklenme katsayısının artmasına; taşıma katsayısının azalmasına sebep olmaktadır. Genellikle, hava araçlarının performans iyileştirmeleri taşımanın arttırılarak; sürüklemenin azaltılmasıyla sağlanmaktadır. Günümüzde ticari ve askeri hava araçlarına yönelik akışın aktif olarak kontrol edilebilmesi için ek sistemlere ihtiyaç duyulması birtakım tasarım zorluklarını da beraberinde getirmektedir. Akış kontrol çalışmalarının tarihi gelişimi incelendiğinde, araştırmaların 20. yüzyılın başlarına kadar uzandığı görülmektedir [5]. İkinci Dünya Savaşı ve Soğuk Savaş Dönemlerinde, bu çalışmalar yoğunlaşmıştır. Schubauer ve Skramstad [6] 1947 yılında akış yönetimi ile ilgili alanına öncülük eden çalışmalarını yapmışlardır. Bu yıllarda jet motorlarının geliştirilmesi ve hava araçlarına takılmasıyla birlikte basınçlı hava kaynağının, nedenli verimli olabileceği anlaşılmıştır. 1961 yılında Lachman [7] ve daha sonra 1998 yılında Gad-el-Hak vd. [8] tarafından kapsamlı bir derleme çalışması gerçekleştirilmiştir. Ayrıca, Lachman düzenli üfleme tekniği kullanılarak önemli iyileştirmeler sağlanabileceğini ve böylelikle akış boyunca Coanda etkisi oluşturulabileceğinden bahsetmiştir. Bu elde edilen kazanımlar sonucunda, üfleme tekniği kullanılarak akışın kontrol edilebileceği öngörülmüştür [9]. Bu teknikle, yüksek değerlerde taşıma kazanımları elde edilmiş; fakat üfleme için gerekli olan ve harcanan harici güç miktarı çok daha fazla olmuştur. Performans iyileştirmelerinin sonucunda, hava araçlarının yakıt tasarrufu sağlayabileceği ve sürdürülebilir bir yaşam için çevre kirliliğine etkisinin azaltılabileceğinden bahsetmiştir. Bu bağlamda, son çeyrek yüzyılda AAKT üzerine araştırmalar bir hayli artmış ve ticari ya da askeri insanlı hava araçlarının yerine İHA' larda kullanımına yönelik çözümler üretilmeye başlanmıştır. Ayrıca, önemli uçak üreticisi firmalar da araştırma ve geliştirme birimleri vasıtasıyla bu alanda araştırmalarını yoğunlaştırmışlardır. Bilgisayar destekli sayısal hesaplama yöntemlerinin gelişmesiyle birlikte, önceki yıllarda deneysel

sonuçlarla elde edilmeye çalışılan aerodinamik veriler, günümüzde gerçeğe yakın bir şekilde bilgisayarlar yardımıyla çok daha düşük maliyetlerde elde edilebilmektedir. Bu yöntemsel ilerlemeler sonucunda, tasarım sınırlamaları nedeniyle, AAKT konulu çalışmalar hızla artmaya başlamıştır. AAKT üzerine araştırma alt başlıklarından birisi de düzenli üfleme tekniğidir [10-12]. Düzenli üfleme tekniğinin kullanıldığı sistemler, yüksek frekans valflerine ya da hareketli herhangi bir parçaya ihtiyaç duymamasından dolayı kavramsal olarak daha basit yapıda inşa edilmektedirler. Hava aracı bünyesinde yalnızca basınçlı hava kaynağına ihtiyaç duymaktadır. Bu basınçlı hava kaynağı yardımıyla kanat üzerindeki akışın aktif olarak kontrol edilmesiyle birlikte, ulaşılabilir maksimum taşıma katsayısının yükseltilmesi ve daha geniş hücum açıları için kullanılabilir olmasının sağlanması amaçlanmaktadır. Kral [13] gerçekleştirmiş olduğu derleme çalışmasında AAKT'leri sınıflandırmış ve detaylı bir şekilde arlarındaki farklılıklardan bahsetmiştir. AAKT'de teorik hesap çalışmaları ile gerçek uygulamaları arasında kabul edilebilir uyumun sağlanması için teorik çalışmaların kapsamlı deneylerle desteklenmesi gerekmektedir. Bu çalışmada, teorik sayısal hesaplamalardan yararlanılmış ve pratik bir uygulamanın yer testleri gerçekleştirilmiştir. Daha sonraki başlıklarda akış kontrolü hakkında detaylı bilgilere yer verilmiştir. AAKT'lerden birisi olan ve bu çalışmada kullanılan üfleme ile ilgili literatürde yer alan çalışmalardan bazıları şu şekildedir:

Margaris ve Gursul [14] yapmış oldukları çalışmada, yüksek açıklık oranına sahip bir jetin kanat ucu girdapları üzerinde sürekli üfleme sisteminin etkilerini incelemişlerdir. Üfleme sisteminin, üfleme konfigürasyonu, üfleme katsayısı ve kanat geliş açısı parametrelerine bağlı olduğunu ifade etmişlerdir. Bu nedenle farklı dikey ve boylamasına üfleme pozisyonlarına yoğunlaşmışlardır. Elde ettikleri bulgulara göre üfleme sisteminin daha karmaşık olduğunu ve duyarlılığının değerlendirilebilmesi için çok daha fazla değişken parametrenin göz önünde bulundurulması gerektiğini belirtmişlerdir.

Shmilovich ve Yadlin [15] uçakların kalkış ve iniş kapasitelerinin arttırılabilmesi için akış kontrol tekniklerinden olan üflemeden yararlanmışlardır. Elde ettikleri sayısal sonuçlarla, üst yüzey üfleme konfigürasyonunun taşıma artışında etkin olduğunu belirlemişlerdir.

Hong vd. [16] düşük hücum açısına sahip delta kanat üzerine yanal üflemenin etkilerini araştırmak için sayısal ve deneysel çalışmalar yürütmüşlerdir. Uçağın kalkış ve iniş

evrelerinde olası yüksek hız durumları için yanal üfleme ile yatış kontrolünün sağlanması ve taşıma kuvvetinin artırılmasını, çalışmalarının temel amacı olarak sunmuşlardır. Elde ettikleri deneysel sonuçlar, üfleme oranı arttıkça taşıma kuvveti ve yatış momentinin arttığını göstermiştir. Ayrıca, üfleme etkisinin hücum açısı ile değiştiğini aktarmışlardır. Aynı kanat geometrisi için gerçekleştirilen sayısal çalışma sonuçlarının, deneysel çalışma sonuçları ile büyük uyum içinde olduğunu gözlemlemişlerdir.

Yousefi vd. [17] NACA 0012 kanat profilinin firar kenarında teğetsel ve dik yönlü sürekli üflemenin, akış ayrılmalarının kontrol edilebilirliğini konu edinen sayısal çalışma gerçekleştirmişlerdir. Ayrıca, üfleme büyüklüğü ve üfleme basınç katsayısının kanat profili aerodinamik karakteristikleri üzerine etkilerini de incelemişlerdir. Akışın tamamen türbülanslı, Reynolds Sayısının 5×10^5 olduğunu ve sayısal hesaplama için türbülans modeli olarak Menter' in SST modelini kullandıklarını belirtmişlerdir. Kanat veter uzunluğunun hücum kenarına göre %80'lik kısmına üfleme sistemini yerleştirmişler ve 0,1 ile 0,5 olmak üzere iki farklı üfleme hızı belirlemişlerdir. Sonuç olarak teğetsel üflemenin taşıma ve sürüklenme katsayıları üzerine etkisinin ihmal edilebilir olduğunu; dik yönlü üflemenin daha etkin sonuçlar verdiğini belirtmişlerdir.

Yağız vd. [18] yapmış oldukları çalışmanın amacını şok dalgalarının zayıflatılmasının uygulanabilirliğini değerlendirmek olarak açıklamışlardır. Bu amaçla transonik uçuşta hava aracının aerodinamik performansında istenilen iyileştirmeleri elde edebilmek için iki boyutlu düzensiz salınım sağlayan jet aktuatorleri ile aynı zamanda kontrol edilebilirliğe izin veren akış kontrol aletlerinden yararlanmışlardır. Sayısal analiz çalışmasını doğrulayabilmek için Rae5243 kanat profilini kullanmışlar ve daha önceden yapılan akış kontrol parametrelerinin optimizasyonu ile ilgili çalışmayla karşılaştırmışlardır. Doğrulama çalışmasından sonra, optimizasyon için uzunluk, maksimum yükseklik, jet kütle akış katsayısı, emme ya da üfleme açısı gibi iki boyutlu parametreleri içeren gradyan-tabanlı optimizasyon tekniğini kullanmışlardır. Sonuç olarak, optimizasyon tekniği ile çeşitli aktif ve pasif kontrol aletlerinin kullanımıyla birlikte toplam sürüklemeye %3,94 azalış; taşımada ise %5,03 artış meydana geldiğini belirtmişlerdir. Diğer bir çalışma da ise Guoqing vd. [19] NACA0021 profilini kullanarak akış ayrılmalarının önlenmesi ve dolayısıyla tutunma kaybının azaltılması amacıyla yapay jet kontrolü üzerine çalışma yapmışlardır. Çift dizin olarak yapay jet aktüatörlerini kanat veter uzunluğuna göre %15 ile %40 kısımlarına yerleştirilmişlerdir. Hücum

kenarına daha yakın olan jetin, profilde meydana gelen tutunma kaybını geciktirme hususunda daha fazla avantaja sahip olduğunu belirtmişlerdir.

Donovan vd. [20] yapmış oldukları araştırma çalışması ile, RANS denklemlerinden yararlanarak bir kanat profili üzerine AAKT'nin etkilerini inceleyen sayısal simülasyon sonuçlarını sunmuşlardır. İlk olarak, Seifert vd. [21] daha önceden NACA 0015 kanat profili ile deneysel olarak gerçekleştirdikleri çalışma ile sayısal simülasyonlarını karşılaştırmışlar ve taşımadaki artış eğrisinin yüksek derecede uyum gösterdiğini belirlemişlerdir. Akışı kontrol edebilmek amacıyla iki farklı yöntem kullanmışlar ve bu yöntemleri karşılaştırmışlardır. İlk yöntemde, veter uzunluğunun yarısında olacak şekilde düzenli üfleme bölgesi oluşturmuşlardır. İkinci yöntemde ise, benzer ölçülerde yapay akış bölgesi oluşturmuşlardır. Bu yapay akış yöntemi ile tutunma kaybının olduğu bölgede taşımada (%29) önemli derecede artış elde etmişlerdir. Bir diğer düzenli üfleme yönteminde ise, taşıma vektörünün yönünü değiştirerek sürüklemeyi azaltarak önemli kazanımlar elde ettiklerini belirtmişlerdir.

Ayers ve Wilde [22] düşük açıklık oranına sahip kanat ve gövdelerin aerodinamik karakterleri üzerine açıklık boyunca üfleminin etkisini araştıran çalışmaların ilk serisini yayınlamışlardır. Model olarak açıklık oranı 1,39, ok açısı 50° , yarım kanat şekilli, yansıtma özelliğine sahip bir levha tercih etmişlerdir. Reynolds sayısı olarak $1,39 \times 10^6$ değerini kullanmışlardır. Genel olarak üfleminin etkisini efektif kanat açıklık oranında ve kanat uç kısımlarına doğru yük artışı olarak yorumlamışlardır. Moment katsayısı 0,138 değerinde iken maksimum taşıma katsayısındaki artışı %36 olarak belirtmişlerdir. Sonuç olarak uç kısımdaki üfleme etkilerini taşıma katsayısında artış, istenilen taşıma katsayısına göre sürüklenme katsayısındaki azalış ve aerodinamik merkezin geriye doğru kayması olarak açıklamışlardır. Bunlara ek olarak tutunma kaybı açısının arttığını belirtmişlerdir.

Yousefi vd. [23] NACA 0012 kanat profilini kullanarak üfleme ve emme bölgelerinin boyutunun akış kontrolüne olan etkisini değerlendirmişlerdir. Menter' in SST modeli ile birlikte RANS denklemlerini kullanmışlardır. Kanat profilinin üst yüzeyinin hücum kenarında dik emme bölgesi; firar kenarında ise teğetsel ve dik üfleme bölgeleri tasarlamışlardır. Bu bölgelerin boyutunu veter uzunluğunun %1,5 ile %4'ü olacak şekilde çeşitlendirmişler ve serbest akış hızı olarakta 0,3 ile 0,5 değerlerini kullanmışlardır.

Çalışmalarında elde ettikleri verilere göre, üfleme bölgesinin boyutu arttıkça teğetsel üfleme için taşıma/sürüklenme oranının düzenli olarak arttığını; dik üfleme şekli için ise hemen hemen lineer olarak azalmakta olduğunu belirtmişlerdir. Teğetsel üfleme için, en verimli üfleme bölgesi boyutunun veter uzunluğunun %3,5 ile %4'ü olduğunu ve daha küçük boyutlar için dik üfleme yönteminin daha verimli olduğunu açıklamışlardır. Son olarak, emme kanalı genişliğinin artarak en geniş değeri olan veter uzunluğunun %2,5'una ulaştığında taşıma/sürüklenme oranını iyileştirdiğini belirlemişlerdir.

Radespiel vd. [24] çalışmalarının konusunu düzenli üfleme yöntemi ile akışı aktif olarak kontrol etmek ve dolayısıyla yüksek taşıma elde edebilmek olarak açıklamışlardır. Bu amaca paralel olarak, AAKT'lerinden birisi olan düzenli üfleme ile ilgili önceki yayınları da derlemeye çalışmışlardır. Üfleme ile ilgili iki temel strateji belirlemişlerdir. Birincisi, zıt basınç gradyanlarını azaltabilmek amacıyla bölgesel güçlü teğetsel üfleme ile bir akış duvarı oluşturulması ve bu duvar yardımıyla Coanda Etkisinin meydana gelmesi olarak söylemişlerdir. İkincisi ise, eğik üfleme stratejisi ile sınır tabaka boyunca boylamasına girdaplar oluşturularak sınır tabakadaki momentumun tekrar dağılımının sağlanması, dolayısıyla da türbülanslı momentum taşınımının arttırılması olarak açıklamışlardır. Çalışmalarının sonucunda, teğetsel üfleme yardımıyla oluşturulacak olan Coanda Etkisi sayesinde taşımada önemli artışlar sağlanabileceğini ifade etmişlerdir.

Tavella vd. [25] kanat ucundan üfleme yöntemini kullanarak taşımanın uygun bir şekilde değişimini sağlamaya çalışmışlardır. İnce bir üfleme kanalı ile her iki kanat ucunda üfleme bölgeleri tasarlamışlardır. Üfleme yoğunluğu ile aerodinamik kuvvetler üzerine gerçekleştirdikleri teorik çalışmaları elde ettikleri deneysel verilerle desteklemişlerdir. Bu verilere göre, taşımada kazanım elde ettiklerini belirtmişlerdir.

1.2. İnsansız Hava Aracı (İHA)

Günümüzde, insansız hava araçlarını ifade etmek için kullanılan kelimeler genellikle iç içe geçmiş durumda ve dolayısıyla aktarım noktasında tutarsızlıklar görülebilmektedir. Bu nedenle, İHA, İHAS ve Drone kelimelerinin tanımlanmasına ihtiyaç duyulmuştur.

- İnsansız Hava Araçları (Unmanned Aerial Vehicles-UAVs): İHA, pilot ve mürettebat taşımayan, güç ünitelerine sahip uzaktan kontrol edilebilen ya da

otomatik uçuş gerçekleştirebilen hava araçları olarak tanımlanmaktadır. İHA'lar tam otonom ya da yarı otonom olarak uçuşlarını gerçekleştirebilmektedirler.

- İnsansız Hava Aracı Sistemleri (Unmanned Aircraft Systems-UAS): İHAS, isminden de anlaşılacağı gibi farklı alt sistemlerin bir araya gelmesi ile oluşan bir bütündür. Bu alt sistemler, İHA ve taşıyabilecekleri faydalı yük, kontrol istasyonu, fırlatma rampaları, iletişim-komuta-kontrol, vb. alt sistemleridir [26].
- Drone: Son yıllarda, İHA'lar drone olarak da ifade edilmek istenmiştir; fakat bu ifade şekli, uygun bulunmamıştır. Bu nedenle, İHA'lar ile model uçak ya da drone kelimelerinin karıştırılmaması gerekmektedir. Radyo kontrollü model hava aracı hobi amaçlı kullanılmakta ve ufuk çizgisi kadar uzaklıkta uçuşunu gerçekleştirebilmektedir. Drone olarak adlandırılan hava araçları ise operatör görüşünün dışında uçabilirken sadece planlanmış görevi yapabilmektedirler. Havacılık literatüründe drone kelimesi İHA'lar için kullanılsa da, gerçekte daha geniş kapsamlıdır. Kısacası, İHA'ları, insansız kara ve deniz araçlarını da kapsamaktadır.

İHA'lar, bilimsel, sivil ve askeri birçok ihtiyaca yönelik giderek yaygınlaşan kullanım alanlarına sahiptirler. Bu kullanım alanlarına örnek olarak sınır güvenliği, hava fotoğrafçılığı, istihbarat toplama, yol kontrolü, sıcak takip, limanların korunması, kargo taşımacılığı, tarımsal ilaçlama ve görüntüleme, yangın kontrolü, doğa koruma faaliyetleri, elektronik istihbarat, düşman faaliyetlerinin gözetlenmesi, hava savunma, radar sistemlerinin yok edilmesi, elektrik hatlarının kontrolü, balıkçılık, su havzalarının kontrolü gösterilebilmektedir [27]. İHA'ların tarihsel gelişimi incelendiğinde kökeninin 19. yüzyıla kadar dayandığı görülmektedir. Çoğu teknolojik gelişimde olduğu gibi İHA'ların da araştırma konusu olmasının en büyük sebebi askeri ihtiyaçlar olmuştur. Her ne kadar günümüzde balonlar İHA olarak kabul edilmeseler de, 1849 yılında Avusturya bomba yüklü balonlarla İtalya'ya saldırı düzenlemiştir [28]. 1883 yılına gelindiğinde, Douglas Archibald bir uçurtma üzerine anemometre yerleştirmiş 1200 ft irtifada rüzgar hızını ölçebilmiştir. Bu olaydan dört yıl sonra Archibald benzer bir yapı üzerine kamera monte etmiş ve dünyanın ilk keşif İHA'sını oluşturmuştur. 1898 yılında ise bu teknoloji William Eddy tarafından İspanya-Amerika Savaşı'nda kullanılmış ve yüzlerce fotoğraf çekilerek literatüre bir savaşta keşif amaçlı kullanılan ilk İHA olarak geçmiştir. Daha

sonraki yıllarda, günümüzde kullanılan füze sistemlerinin öncüsü niteliğinde olan Kettering Aerial Torpede isimli insansız hava torpido üretilmiş ve 80 km/s uçuş hızına ulaşılabilmiştir. 1917 yılına gelindiğinde Lawrence Sperry tarafından benzer bir torpido üretilmiştir. Bir hava aracı ile uzaktan veri bağlantısı gerçekleştiren ilk kişi 1888 yılında İngiltere’de doğmuş olan Archibald Montgomery Low’dur. Profesör Low, bir İHA’nın motorunda meydana gelen problemi uzaktan bağlantı sağlayarak çözüme kavuşturmuştur. Bunun akabinde, Eylül 1924’te dünyadaki ilk radyo kontrollü uçuşu gerçekleştirmiştir. 1933 yılında İngiliz Kraliyet Donanması Queen Bee isimli üç adet radyo kontrollü İHA geliştirmiş ve birtanesi uçuşunu başarıyla tamamlamıştır. İkinci Dünya Savaşı’nda Almanlar tarafından daha yüksek hızlara çıkabilen çeşitli İHA’lar geliştirmiş ve kullanmıştır. Bu dönemlerde kullanılan İHA’lar bombalama amaçlı kullanılmak istense de pek başarılı olunamamıştır. Bunun yerine keşif amaçlı kullanım tercih edilmiştir. 1939 yılında Reginald Leigh Denny, Walter Righter ve Kenneth Case biraraya gelerek daha sonra Northrop-Ventura Division tarafından satın alınan Radioplane Company isimli İHA üretim şirketini kurmuşlardır [29]. 1960’larda Amerika-Vietnam Savaşı’nda, Amerika uzaktan uçuş operatörü tarafından kontrol edilen İHA’larla binlerce keşif uçuşu gerçekleştirmiştir [30]. 1980’lere kadar üretim maliyetleri yüksek olan İHA’lara karşın 1982 yılında İsrail-Suriye Savaşı ile yeni bir bakış açısı kazanılmıştır. İsrail çok daha ucuza imal ettiği İHA’ları insanlı uçaklarla koordineli olarak kullanarak, düzinelerce Suriye Uçağını kullanım dışı bırakmıştır. Bu küçük boyutlu İHA’lar çok daha ucuz ve 360° dönebilen kameraları ile anlık görüntü aktarımı sağlayabiliyorlardı. Bu başarının akabinde İHA üretimi amacıyla İsrail-Amerika ortaklığı gerçekleşmiş ve yeni tip keşif İHA’ları üretilmiştir. 1990’lara gelindiğinde Körfez Savaşı’nda mikro İHA’lar kullanılmıştır. Ayrıca, bu savaşta İHA’lar keşif amacıyla birlikte silahlı insanlı hava araçları için hedef işaretleme görevlerini de üstlenmişlerdir. 1995 yılında Bosna Savaşı’nda predatörler yardımıyla gece keşif görevleri icra edilmiştir. Bir İHA ile savaş esnasında gerçekleştirilen ilk gece keşif görevi olması nedeniyle, bu durum İHA literatüründe kendine yer edinmiştir. 21. yüzyılın başlarında ülkemizin İHA sektöründe yerini alabilmek amacıyla birçok girişimde bulunulmuş ve kısa sürede İHA-SİHA üretebilen sayılı ülkeler arasına girilmiştir. Ayrıca, bu sistemleri birçok operasyonda SİHA’lar ile entegre hale getirerek etkin bir şekilde kullanma becerisini göstermiştir. Son olarak, ülkemiz dünya harp tarihinde ilk defa onlarca İHA’nın aynı anda koordineli bir

şekilde uçuşunu sağlayarak, havada İHA filosu oluşturmuş ve çok sayıda hava savunma sistemini SİHA'lar yardımıyla imha etmiştir [31].

1.2.1. İHA'ların Sınıflandırılması

İHA'lar, maksimum kalkış ağırlığı, havada kalış süresi, uçuş menzili, hızı, maksimum uçabileceği irtifa, kanat açıklığı ve kanat yüklemesi gibi önemli performans kriterlerine göre sınıflandırılmaktadır. Bunlarla birlikte, motor tipi ve maksimum üretebileceği güçte önemli sınıflandırma kriterlerindendir [32]. Bu sınıflandırmanın yapılma amacı farklı tipteki İHA'ların ihtiyaçlara yönelik kolaylıkla belirlenebilmesi içindir. Tablo 1.1'de hava araçlarının ağırlığına göre yapılan sınıflandırmaya yer verilmiştir.

Tablo 1.1. İHA'ların ağırlığa göre sınıflandırılması [32]

İsimlendirme	Ağırlık Aralığı (kg)
Çok Ağır	> 2000 kg
Ağır	200 – 2000 kg
Orta	50 - 200 kg
Hafif	5 -50kg
Mikro/Çok Hafif	< 5 kg

Bir diğer önemli sınıflandırma ise İHA'ların havada kalış süresi ve menzildir. Buna göre yapılan sınıflandırmaya ise Tablo 1.2'de yer verilmiştir.

Tablo 1.2. İHA'ların menzil ve havada kalış süresine göre sınıflandırılması [32]

İsimlendirme	Havada Kalış Süresi	Menzil
Uzun Havada Kalış Süresi/Menzil	> 24 saat	< 1500 km
Orta Havada Kalış Süresi/Menzil	5 – 24 saat	100 – 400 km
Düşük Havada Kalış Süresi/Menzil	< 5 saat	< 100 km

İHA'lar için maksimum operasyonel irtifa yüksekliği ya da tavan irtifası önemli sınıflandırma parametreleri arasında yer almaktadır. Özellikle askeri operasyonlarda hava araçlarının kolay tespit edilerek imha edilmemesi için görünürlüklerinin düşük olması istenmektedir. Dolayısıyla, yüksek irtifada uçuşu gerçekleştirmek bu duruma çözüm oluşturabilmektedir. Tablo 1.3'te İHA'ların uçuş irtifasına göre yapılan sınıflandırmalara yer verilmiştir.

Tablo 1.3. İHA'ların çıkabileceği maksimum irtifaya göre sınıflandırılması [32]

İsimlendirme	Maksimum İrtifa (m)
Düşük İrtifa	< 1000 m
Orta İrtifa	1000 – 10000 m
Yüksek İrtifa	> 10000 m

Hava araçlarının performansı belirlenirken kanat yükleme sınırları önemli bir kriter olarak karşımıza çıkmaktadır. Benzer şekilde İHA'lar için de kanat yükleme sınırları göz önünde bulundurulmuş ve buna göre bir sınıflandırma yapılmıştır. İHA'lar için kanat yükleme hesabı, İHA'nın toplam ağırlığının kanat alanına bölünmesiyle hesaplanabilmektedir. Tablo 1.4'te kanat yüklemesine göre İHA'ların sınıflandırılmasına yer verilmiştir.

Tablo 1.4. İHA'ların kanat yüklemesine göre sınıflandırılması [32]

İsimlendirme	Kanat Yükleme (kg/m ²)
Düşük	< 50
Orta	50 - 100
Yüksek	> 100

İHA'lar çeşitli görevlere yönelik özgün bir şekilde tasarlanabilmektedirler. Bu tasarım farklılıklarına uygun olacak şekilde kullanılan motor tipleri de farklılık göstermektedir. Örneğin; küçük ve hafif İHA'lar için genellikle elektrikli motorlar tercih edilmektedir.

Tavan irtifası, menzili, havada kalış süresi motor seçimini etkilemektedir. Bu kriterler göz önünde bulundurularak, İHA'lar için turbofan, turboprop, elektrikli, pistonlu, dönel motor gibi sınıflandırmalar da yapılmaktadır. İHA'ların çoğunlukla geliştirilme sebepleri askeri ihtiyaçlar için olmuş ve farklı görevlere yönelik çeşitli İHA'lar tasarlanmıştır. Bu nedenle, İHA'lar performans özelliklerinin yanında görev kapasitelerine yönelikte sınıflandırılmıştır. Bu sınıflandırma aşağıdaki gibidir [32]:

- İstihbarat, gözetleme, hedef tespiti ve keşif (intelligence, surveillance, target acquisition and reconnaissance-ISTAR)
- İnsansız Muharip Hava Aracı-İMHA (Unmanned Combat Aerial Vehicle-UCAV)
- Çok Amaçlı
- Dikey İniş-Kalkış Yapabilme (Vertical Take-Off And Landing-VTOL)
- RADAR ve Muhabere İrtibatı
- Hava Kargo - Lojistik

Ülkemiz havacılık otoritesi Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü (SHGM) tarafından İHA operasyonlarına yönelik usul ve esasları belirlemek amacıyla, bir talimat yayımlanmış ve bu talimata göre İHA'lar Tablo 1.5'teki gibi azami kalkış ağırlıklarına göre sınıflandırılmıştır [33].

Tablo 1.5. SHGM tarafından azami kalkış ağırlığına göre yapılan sınıflandırma

İsimlendirme	Azami Kalkış Ağırlığı (kg)
İHA0	0,5 (dahil) – 4 kg
İHA1	4 (dahil) – 25 kg
İHA2	25 (dahil) – 150 kg
İHA3	150 kg ve daha fazla olanlar

Bütün bu değerlendirmelerden sonra çok boyutlu, kapsamlı ve derleyici nitelikte yapılmış olan İHA sınıflandırmasına, Tablo 1.6’da yer verilmiştir. Hem performans hem de görevine göre ortak bir sınıflandırma yapmak daha yol gösterici bir yaklaşım olacaktır.

Tablo 1.6. İHA’ların kapsamlı sınıflandırması [34]

İsimlendirme	Ağırlık (kg)	Menzil (km)	Uçuş İrtifası (m)	Havada Kalış Süresi (saat)
Nano	0,025	-	-	-
Mikro	< 5	< 10	250	1
Mini	20 - 150	< 10	150/250/300	< 2
Taktik				
Yakın Menzil (Close Range-CR)	25 - 150	10 - 30	3000	2 – 4
Kısa Menzil (Short Range-SR)	50 – 250	30 - 70	3000	3 - 6
Orta Menzil (Medium Range-MR)	150 – 500	70 - 200	5000	6 - 10
MR Havada Kalış Süreli (MR Endurance-MRE)	500 – 1500	> 500	8000	10 - 18
Düşük İrtifa Derin Nüfuz Etkili (Low Altitude Deep Penetration-LADP)	250 - 2500	> 250	50 - 9000	0,5 - 1
Düşük İrtifa Uzun Havada Kalış Süreli (Low Altitude Long Endurance-LALE)	15 - 25	> 500	3000	> 24

Orta İrtifa Uzun Havada Kalış Süreli (Medium Altitude Long Endurance-MALE)	1000 - 1500	> 500	3000	24 - 48
Stratejik				
Yüksek İrtifa Uzun Havada Kalış Süreli (High Altitude Long Endurance-HALE)	2500 - 5000	> 2000	20000	24 - 48
Stratosferik (Strato)	> 2500	> 2000	> 20000	> 48
Görev Odaklı				
İnsansız Muharip Hava Aracı-İMHA (Unmanned Combat Aerial Vehicle- UCAV)	> 1000	1500	12000	2
Öldürücü (Lethal-LET)	> 1000	300	4000	3 - 4
Yanılıcı(Decoy-DEC)				

1.2.2. Taktik İnsansız Hava Aracı (TİHA)

TİHA'lar, ağırlıkları 25 kg ile 2500 kg arasında, menzilleri 10 km den daha fazla ve uçuş irtifası 3000 ile 9000 metre arasında olan genellikle askeri amaçlı gözetleme ve keşif görevlerini icra edecek şekilde taktik amaçlı kullanılan İHA'lardır. Ayrıca havada kalış süreleri 2 ile 48 saat aralığında değişebilmektedir. Aşağıdaki kategoride yer alan İHA'lar, TİHA sınıfında değerlendirilmektedir [35]:

- Yakın Menzil (Close Range-CR),
- Kısa Menzil (Short Range-SR),
- Orta Menzil (Medium Range-MR),

- MR Havada Kalış Süreli (MR Endurance-MRE),
- Düşük İrtifa Derin Nüfuz Etkili (Low Altitude Deep Penetration-LADP),
- Düşük İrtifa Uzun Havada Kalış Süreli (Low Altitude Long Endurance-LALE),
- Orta İrtifa Uzun Havada Kalış Süreli (Medium Altitude Long Endurance-MALE).



2. BÖLÜM

HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ, AKIŞ KONTROLÜ ve AERODİNAMİK

Bir ürünün verimliliğinin, üretilebilirliğinin ve işlevselliğinin üretim aşamasından önce bilinmesi önemli bir mühendislik yaklaşımı olacaktır. Bir hava aracının verimliliği, aerodinamik performansı ile ifade edilmektedir. Günümüzde, hava araçlarının üretiminden önce, gerek aerodinamik gerekse de diğer tasarım özellikleri sayısal ve deneysel olarak analiz edilerek elde edilen sonuçların karşılaştırılması ile en doğru tasarım kriterleri elde edilmeye çalışılmaktadır. Bu nedenle, hava araçlarının ve diğer akış problemlerinin sayısal metotlarla çözümlenebilmesi için akışkanlar mekaniğinin bir alt birimi olan hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) yöntemi kullanılmaktadır. Böylelikle, HAD ile deneysel sonuçlara oldukça yakın veriler elde edilebilmekte ve bu yöntem, çoğunlukla karmaşık yapılarıdaki iç ve dış akış çözümleri için oldukça iyi bir çözüm yolu olarak kabul edilmektedir. Hava aracı üzerinde oluşturulan akış kontrol mekanizmalarının etkilerinin araştırılması HAD problemlerinin çözümü kapsamında yer almaktadır. Bu nedenle, tez çalışmasının bu bölümünde HAD ile birlikte akış kontrolü, otomatik uçuş kontrol sistemleri, hava aracı aerodinamiği ve verimliliği hakkında bilgilere yer verilmiştir.

2.1. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği

Gerçekte bir hava aracının üretilip test uçuşunda incelenmesi çok maliyetli ve uzun zaman alan bir süreçtir. Bu sebepten dolayı, küçük modelleri yapılarak uçuşta maruz kalacağı ortam şartlarının oluşturulabildiği rüzgar tünellerinde deneysel inceleme yapılmaktadır. Buna ek olarak, son yıllarda gelişen bilgisayar teknolojisi sayesinde diferansiyel denklemlerin sayısal olarak çözümlendiği bilgisayar programları ile HAD analizleri yapılarak deneysel sonuçlara oldukça yakın sayısal veriler elde edilebilmektedir [36].

Gerçeğe yakın sonuçlar elde edebilmek için en doğru yaklaşım bu iki çözüm yönteminin de karşılaştırmalı olarak birlikte uygulanması olacaktır. HAD temel olarak akışkan davranışının etkili olduğu problemlerin, sayısal metot ve algoritmalar ile bilgisayar üzerinde çözülerek analiz edildiği, akışkanlar mekaniğinin bir koludur [37]. HAD, karmaşık akış çözümlemeleri için mükemmel bir yöntemdir; fakat analizlerin gerçekleştirilebilmesi için sayısal ağ yapılarının oluşturulması, gerçeğe uygun sınır koşullarının tanımlanması ve sonuçların yorumlanabilmesi için bilgi ve deneyime ihtiyaç vardır. HAD çözümleri, deneysel olarak incelenme imkanı olmayan ya da çok pahalı olan analizlerin yapılabilmesi için de çok iyi bir yöntemdir. HAD ile laminar akış çözümleri nispeten daha kolayken, türbülanslı akışların çözümü daha karmaşık ve farklı türbülans modellerinin uygulanması gerekmektedir. Doğru türbülans modeli uygulanmadan, HAD ile çözümü yapılmaya çalışılan türbülanslı bir akışın doğruluğu tartışılır olacaktır. Türbülanslı bir akış çözümünün doğruluğu, onun için karar verilen türbülans modelinin doğruluğu kadardır [38]. Analize başlamadan önce hesaplamanın yapılacağı çözüm alanının doğru ve uygun bir şekilde belirlenmesi gerekmektedir. HAD modellerinde dikkat edilmesi gereken önemli hususlardan bir diğeri de model üzerinde oluşturulan ağ yapılarıdır. HAD çözümünde ilk olarak hesaplama bölgesine karar verilmekte ve bu bölge uygun şekilde kontrol hacimleri oluşturularak küçük hücrelere bölünmektedir. Daha sonra sınır şartları bölgenin her bir yüzeyi için belirtilmektedir. Bir sonraki adım, akışkanın özelliklerinin belirlenmesi ve böylelikle modeller ile çözüm algoritmaları seçilerek başlangıç değişkenleri belirlenmektedir. Son olarak, çözüm yakınsadığında istenilen değişkenler görsel ve sayısal olarak analiz edilebilmektedir.

Dünya'daki çoğu endüstriyel ve mühendislik şirketi havacılık uygulamalarına yönelik akış simülasyonları için HAD yazılımlarını kullanmaktadırlar. Bu yazılımlara örnek olarak ANSYS Fluent, ANSYS CFX, STAR-CCM+ ve CFD++ verilebilmektedir. Bu ticari yazılımların yanında OpenFoam, SU² gibi açık kaynak kodlu olarak geliştirilen yazılımlar da mevcuttur. Bu tez çalışmasında yapılan sayısal hesaplamalar için sonlu hacim metoduna göre problemleri çözen ANSYS Fluent Programı kullanılmıştır. ANSYS Fluent ile modeller etrafında hareketli sayısal ağlar oluşturularak kapsamlı akış simülasyonlarının yapılabilmesinin yanında, fiziksel modelleme imkanı da sunulmaktadır. Ayrıca, ürünlerin üretim öncesi modellenerek, olması muhtemel hatalar tespit edilebilmektedir. ANSYS Fluent programı geniş bir modelleme olanağı sunarak,

ısı transferi, iç-dış akış ve türbülans gibi daha bir çok alanda analize olanak sağlamaktadır. Bu özelliği ile kullanıcılarına birbirinden farklı birçok problemin çözümüne yönelik farklı arayüze gerek duymadan çözüme ulaşma imkanını sunmaktadır. Sahip olduğu ileri çözücü teknolojisi sayesinde laminar, düzensiz ya da türbülanslı akış içeren problemlere hızlı ve doğru çözümler üretilebilmektedir [39]. Bunun için, ön işlem (tasarım ve ağ yapılarının oluşturulması), analiz (modelleme seçimi ve hesaplama) ve işlem sonrası (sonuçlar) olmak üzere 3 bölümden oluşan bir programlar bütünü olarak tasarlanmıştır. Bir HAD yazılımı olması nedeniyle, ANSYS Fluent ile elde edilen sonuçların doğruluğunu belirleyen kriterler benzerdir ve bunlar şu şekildedir:

- Hesaplamaların çözüm bölgesi sınırlarından bağımsızlığının sağlanabilmesi amacıyla, çözüm bölgesinin yeterli büyüklükte olması,
- Uygun ağ yapısı ya da diğer bir ifade ile kontrol hacimleri,
- Türbülanslı akışlar için doğru türbülans modelinin seçimi,
- Sınır tabaka ve ortam şartlarının gerçeğe uygun bir biçimde belirlenmesidir.

2.1.1. Çözüm Bölgesi

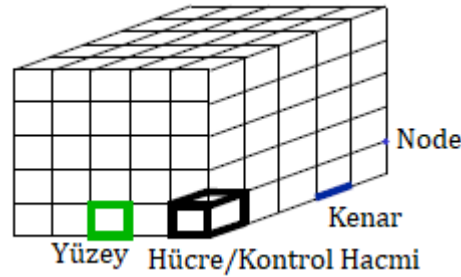
HAD ile gerçekleştirilen dış akış analizlerinde akışın simüle edilebilmesi için katı modeli saracak şekilde tasarlanan ve farklı büyüklüklerde hücrelere bölünerek kontrol hacimlerinin oluşturulduğu alan çözüm bölgesi olarak adlandırılmaktadır. Elde edilen sonuçların doğruluğu için çözüm bölgesinin yeteri kadar büyüklükte olması gerekmektedir. Aksi takdirde, katı model üzerinden geçen akışkandaki değişimlerin etkisi çözüm bölgesinin sınırlarına çarpacak ve sonucu etkileyecektir. Bunlarla birlikte, çözüm bölgesinin gereksiz büyüklükte tasarlanması da hücre sayısının artmasına ve dolayısıyla çözüm süresinin uzamasına sebep olacaktır. Bu nedenle çözüm bölgesinin optimum değerde olması doğru bir yaklaşım olacaktır. Optimum çözüm bölgesinin büyüklüğü basınç tabanlı ya da yoğunluk tabanlı çözüm yöntemlerinin tercih edilmesine göre değişebilmektedir. Thomas ve Salas [40] yapmış oldukları çalışmalarında, bu konuya değinmişler ve çözümde uzak alan sınır şartları modeli kullanıldığında çok daha ufak çözüm bölgesinin simülasyon için yeterli olduğunu ifade etmişlerdir. Böylelikle, çok daha az hücre sayısı ve çözüm süresi ile sonuçların benzer şekilde elde edilebildiğini

belirtmişlerdir. Son olarak, akış hızının artmasıyla paralel bir şekilde yanal etkinin arttığını ve sınır bölgesinin ona göre revize edilmesini önermişlerdir.

2.1.2. Kontrol Hacmi

Akışkanlar için kontrol hacmi (hücre), akışın meydana geldiği bölge boyunca oluşturulan fiziksel sınırlar olarak ifade edilmektedir (Bknz. Şekil 2.1). Kontrol hacmi kavramı, süreklilik, momentum ve enerji prensiplerinden yararlanılarak akışkanlar dinamiğine uygulanmaktadır [41]. Kontrol hacmi ve sınırı belirlendikten sonra, akışkan ile sınırı geçen çeşitli enerji formları, akışkan problemini çözmek için denklem formunda değerlendirilebilmektedir. Akışkan hesaplamalarında, sonlu hacim metodu kullanıldığında, çözüm bölgesi ağ yapısı şeklinde sınırlı sayıda küçük kontrol hacimlerine bölünebilmektedir [42]. Kontrol hacimlerinin bir araya getirilmesiyle oluşan ağ yapısının çözüm üzerine önemli etkileri vardır. Bu etkiler:

- Yakınsama hızı,
- Çözümün doğruluğu,
- Gerekli işlemci süresinin belirlenmesi olarak tanımlanabilmektedir.



Şekil 2.1. 3 boyutlu ağ yapısı [43]

2.1.3. *y plus* değeri

y plus değeri boyutsuz bir kavramdır. Dış akışın olduğu çözüm bölgesi içerisinde yer alan ve duvar olarak adlandırılan, katı modelin yüzeyine yakın, akışkan olmayan alana konumlandırılacak olan, ilk eleman yüksekliğinin aralığı *y plus* ile belirlenebilmektedir [44].

$$y_{plus} = \frac{\vartheta^* y}{V} \quad (2.1)$$

Denklem 2.1’de y değeri duvara yani dış akışın meydana geldiği hava aracı üzerindeki viskoz bölgeye en yakın mesafe, diğer bir ifade ile viskoz alt tabakanın kalınlığıdır. ϑ^* sürtünme hızını, V^* ise kinematik viskozitedir. Bu değerler kullanılarak y boyutsuzlaştırılarak y_{plus} değeri belirlenebilmektedir. Hesaplamaya başlamadan önce istenilen bir y_{plus} değeri belirlenir. Daha sonra bu değere göre kinematik viskozite ve sürtünme hızı değerleri yerlerine konularak ilk eleman yüksekliği hesaplanabilmektedir [45]. Tez çalışmamızda, inflation katmanlarının ilk eleman yükseklikleri belirlenirken bu formüle dayalı olarak hesaplama yapılmıştır.

2.1.4. Türbülanslı Akış

Türbülanslı akış, birbiriyle etkileşime giren birçok farklı türbülanslı uzunluk ve zaman ölçeği içeren üç boyutlu kararsız bir fenomendir. Birçok türbülanslı HAD analizinde, türbülanslı akışın simüle edilebilmesi için Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) denklemleri kullanılmaktadır. Bu denklem ile türbülans spektrumunun tüm ölçeklerinin simüle edilme ihtiyacı ortadan kaldırılarak türbülansın ortalaması alınabilmektedir [44]. Daha sonra, türbülans kinetik enerji (k) ve türbülansın yayılma oranı (ϵ) için taşıma denklemleri kullanılarak akışın modellenmesi amacıyla bir türbülans modeline ihtiyaç duyulmaktadır.

Bu tez çalışmasında, düz uçuş esnasında meydana gelen dış akışın türbülanslı akış olması nedeniyle, yukarıda belirtildiği gibi sayısal analizler için bir türbülans modelinin kullanılmasına ihtiyaç duyulmuştur. Bu nedenle, literatür araştırması yapılmış ve gerekli parametreler sağlandıktan sonra, $k\omega$ -SST (shear stress transport) türbülans modelinin duvar üzerindeki en iyi yakınsamayı yapan modellerden birisi olduğu anlaşılmıştır. Dolayısıyla, gerçekleştirilen sayısal analizlerde $k\omega$ -SST türbülans modeli kullanılmıştır. Literatürde bu model ile ilgili yapılan bazı çalışmalar şu şekildedir: Kanat profili üzerindeki ilk ağ katmanını oluşturan elemanın yüksekliği sayısal analiz ve dolayısıyla kullanılan $k\omega$ -SST türbülans modeli için önem arz etmektedir. Menter vd. [46] yapmış oldukları çalışma ile SST türbülans modelinin duvar yakınlardaki davranışlarını iyileştirmek istemişler ve ağ yapısına karşın olan duyarlılığı azaltacak şekilde formüle etmişlerdir. Ravi vd. [47] NACA 4412 profili üzerinde meydana gelen dış akışı farklı hücum açılarında $k\omega$ -SST ve Spalart Almaras türbülans modellerini kullanarak sayısal

olarak incelemişlerdir. Abbott'un [48] rüzgar tüneli ile elde etmiş olduğu sonuçlarla karşılaştırmışlar ve geçiş bölgesinin en iyi $k\omega$ -SST modeliyle hesaplanabildiğini belirtmişlerdir. Eleni vd. [49] NACA 0012 kanat profilinin farklı hücum açısı, türbülans modeli ve reynolds sayılarında sayısal incelemesini yaparak deneysel sonuçlarla karşılaştırmışlardır. $k\omega$ -SST türbülans modelinin geniş hücum açısı aralığı için en uygun model olduğunu belirtmişlerdir.

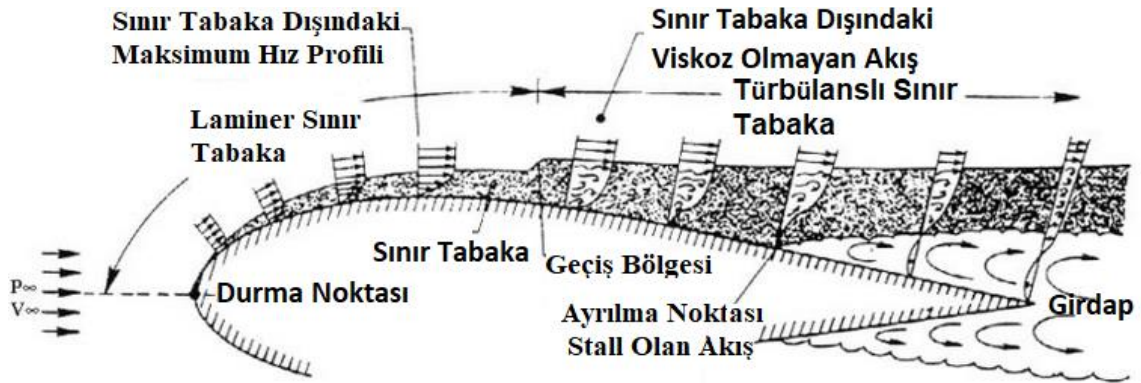
2.1.5. Sınır Tabaka

Sınır tabaka, katı yüzey ile akışkan arasındaki sürtünmenin etkisi ile yavaşlayan, akışın meydana geldiği yüzeye bitişik, ince akış bölgesi olarak tanımlanmaktadır [50]. Kısacası, viskoz etkilerin önemli olduğu yüzeye yakın akış bölgesidir. Yüzey sürtünmesinden dolayı katı modelin yüzeyine en yakın bölgede akış hızı sıfırdır. Bu oluşum, kaymaz durum olarak adlandırılmaktadır. Yüzeyden uzaklaştıkça hız artmakta ve serbest akış hızı %99'a kadar ulaşmaktadır. Bu nokta ise sınır tabakanın kenarı olarak bilinmektedir. Sınır tabakanın çok ince olmasından dolayı hızdaki bu değişim kısa dar bir alanda meydana gelmekte ve buradaki hız gradyanı oldukça geniştir. Sınır tabaka laminar, geçiş ya da türbülanslı olabilmektedir. Laminer akış düz ve katmanlı bir yapıdayken; Türbülanslı akış rastgele ve düzensizdir. Geçiş akışı ise laminar olarak başlamakta ve düzensiz hale gelerek türbülanslı yapıya bürünmektedir. Laminer ve türbülanslı sınır tabaka arasında önemli farklılıklar bulunmaktadır. Bu durum aerodinamik kuvvetler üzerinde önemli etkiler oluşturmaktadır. Örneğin; türbülanslı akış laminar akış ile karşılaştırıldığında kayma gerilmesinin oldukça yüksek olması nedeniyle fazla sürüklenme oluşmaktadır. Ayrıca türbülanslı sınır tabaka daha kalındır. Yüzeyde ters basınç gradyanı oluştuğunda, akış ayrılmaları meydana gelmektedir. Akış ayrılmalarının oluşması sonucunda yüzeye en yakın noktadaki akış hızı, ters akış meydana gelip yukarı yönlü dönüşünü gerçekleştirene kadar azalmaktadır. Akış ayrılmaları istenilen bir durum değildir ve aerodinamik yapı üzerinde önemli basınç kayıplarına sebep olabilmektedir [51].

Akışkanın katı model üzerinden akarken yüzeyden kopması akış ayrılması olarak adlandırılmaktadır. Sınır tabakada meydana gelen ayrılma, akış yönünü neredeyse tamamen değiştirmesinden dolayı hava araçları için önemli araştırma konusu olmuştur. Bilindiği üzere, yüzey sürtünme sürüklemesi akışkanın içsel viskozitesinden dolayı kaynaklanmakta, yani akışkan kanadın yüzeyine tutunmakta ve sürtünme ile ilişkili olarak kayma gerilmesi bir sürüklenme kuvveti geliştirmektedir. Sınırı tabakadan

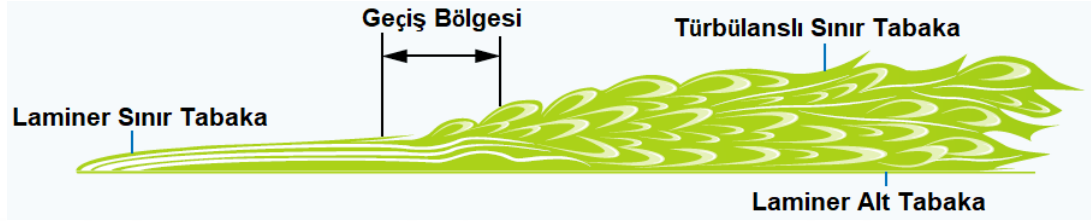
ayrıldığında, kanat yüzeyindeki aşağı ve yukarı yönlü basınç farklılıklarının sonucu olarak sürüklenme kuvveti ortaya çıkmaktadır. Oluşan girdapların tamamı ve dolayısıyla basınç sürüklemesinin büyüklüğü, kanat üzerindeki ayrılmaya bağlıdır [52]. Şekil 2.2 ve Şekil 2.3’de türbülanslı ve laminar sınır tabakaların hız profilleri görülmektedir. Buradan, laminar sınır tabakada akışkan hızının yüzey hızına göre daha yavaş artış gösterdiği anlaşılmaktadır. Sonuç olarak, laminar sınır tabakadaki akış, ters bir basınç gradyanı varlığında, türbülanslı sınır tabakadaki akıştan çok daha erken bir aşamada ters yöne dönecektir. Özetle, akışkanın içsel viskozitesi sınır tabaka oluşmasına ve dolayısıyla iki muhtemel sürüklemeye sebep olmaktadır. Bunlar, akışkan ve yüzey arasındaki kayma gerilmesi sürtünmesi nedeniyle yüzey sürtünme sürüklemesi ve akış ayrılmaları ile akıntı yönünde girdapların sebep olduğu basınç sürüklemesidir. Toplam sürüklenme bu iki etkinin bir araya gelmesiyle oluşmaktadır. Aerodinamik üzerine araştırma yapan kişiler hem laminar hem de türbülanslı akışlar için sınır tabaka ve akış ayrılmaları ile ilgili iki kavram üzerine yoğunlaşmaktadırlar. Bu kavramlar:

- Laminar akışlar için yüzey sürtünme sürüklemesi, duvar üzerindeki daha düşük kayma gerilmesi nedeniyle azalmaktayken; bu durum sınır tabakada ayrılmalar oluştuğunda basınç sürüklemesini arttırmaktadır.
- Türbülanslı akışlarda basınç sürüklemesi, sınır tabaka ayrılmalarının ötelenmesinden dolayı azaltılırken ters etki meydana gelmekte ve bu durum duvar üzerindeki yüksek kayma gerilmesi nedeniyle yüzey sürtünme sürüklemesini arttırmaktadır.



Şekil 2.2. Kanat profili üst yüzeyi üzerinde sınır tabaka ayrılması [52]

Sonuç olarak, ne laminar ne de türbülanslı akışın genel olarak tercih edilebilir olduğu söylenebilmekte ve dolayısıyla özel uygulama alanına göre karar verilmesi gerekmektedir. Düz uçuş süresi uzun bir uçak için toplam sürüklemenin büyük çoğunluğunu yüzey sürtünme sürüklemesi oluşturmakta ve dolayısıyla laminar sınır tabaka tercih edilmektedir.



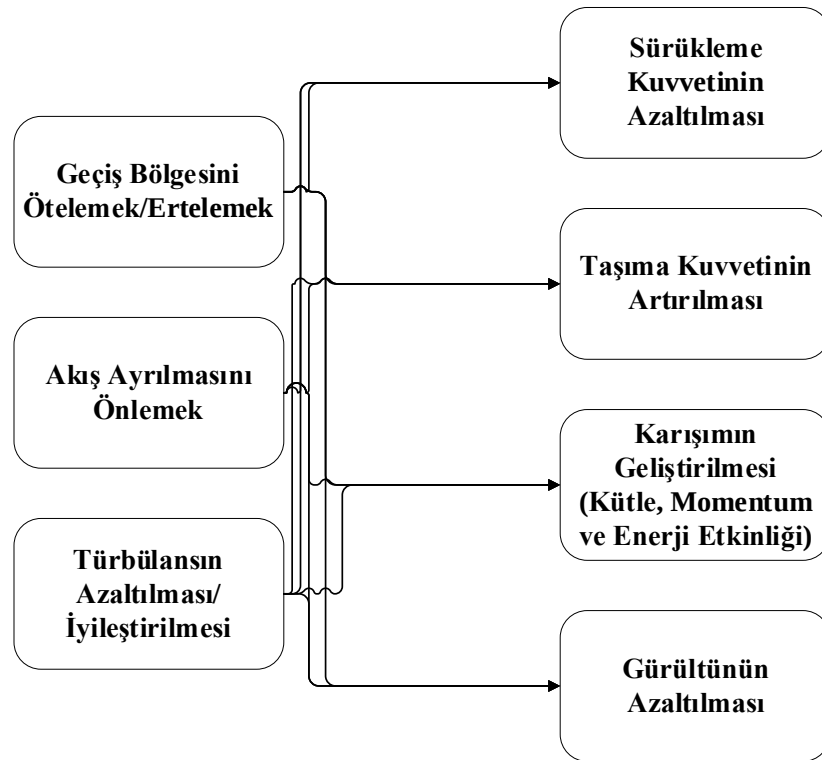
Şekil 2.3. Sınır tabaka [53]

Sınır tabaka ayrılmalarının uçak kanadı üzerindeki bir diğer önemli etkisi ise aerodinamik tutunma kaybıdır. Düz uçuş gibi düşük hücum açılı uçuşlar için ters basınç gradyanı ön taraflarda oluşmakta ve sınır tabaka kanat firar kenarına doğru duvar üzerine tutunabilmektedir. Hücum açısı arttıkça, basınç gradyanı da artmaktadır. Bir noktadan sonra, sınır tabaka kanat firar kenarında ayrılacak ve ayrılma noktası hücum açısı arttıkça daha yukarılara taşınacaktır. Eğer bir kanat profili tasarlanırken yeteri kadar geniş uçuş hücum açısı aralığı için tasarlanmazsa, akış ayrılması profilin maksimum kalınlık bölgesine yakın yerlerde meydana gelecektir. Bu durum ayrılma noktasının devamında büyük girdapların oluşumuna sebep olmakta ve bu girdaplar kanat profilinin geri kalını için akış dağılımını önemli ölçüde etkilemektedir. Diğer bir ifade ile bu taşıma kuvvetindeki önemli azalış aerodinamik tutunma kaybı olarak ifade edilmektedir. Girdap kaynaklı yüksek basınç sürüklemesi nedeniyle, hava araçları uçuşu için gerekli havada tutunma hızına ulaşamayabilmektedirler. Bu kontrol kaybının önlenmesi için hava aracının hücum açısının azaltılması ve hızlanarak tekrar tutunmasının sağlanması gerekmektedir.

2.2. Akış Kontrolü

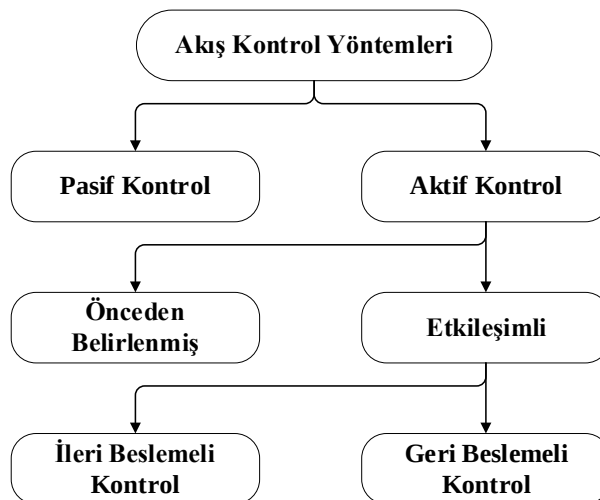
Akış ayrılması ve tekrar yüzeye tutunması, akışkan karakterini önemli derecede etkilemesinden dolayı inşaat, makine, havacılık-uzay gibi birçok mühendislik alanı için önem derecesi yüksek bir araştırma alanı olmuştur. Verimliliği veya performansı artırmak için bir akış alanını manipüle etme yeteneği, teknolojik açıdan büyük önem arz

etmektedir. Akış kontrolü akışkanlar dinamiğinin gelecek vadeden çalışma alanlarından birisi olarak görülmektedir. Akış kontrolünün olası faydaları arasında çevreye uyum, artırılmış menzile ve yük kapasitesi, iyileştirilmiş performans, ihtiyaçlara cevap verebilme yeteneği ve manevra kabiliyeti gösterilebilmektedir. Akış kontrolü, ideal olarak büyük bir mühendislik avantajı sunan küçük bir konfigürasyon değişikliği anlamına gelmektedir. Akış kontrolünün temel amacı farklı mühendislik hedeflerine ulaşmaktır. Bu hedefler, katı yüzey üzerinde akışla birlikte meydana gelen sınır tabakadaki geçiş bölgesinin ötelenmesi gibi çeşitli değişiklikler yapılarak gerçeğe dönüştürülebilmektedir. Dolayısıyla, taşıma kuvvetinde, ısı transferinde, gürültü salınımında, sürüklenme kuvvetinde, yüzey sürtünmesinde iyileştirmeler sağlanabilmesinin yanında ayrılma noktalarının ötelenerek türbülans yönetimi de gerçekleştirilebilmektedir [54]. Belirtilen bu parametreler Şekil 2.4'te görüldüğü gibi birbirlerinden bağımsız düşünülmemektedir. Kısacası, herhangi biri için yapılan iyileştirme, bir diğerini olumsuz etkileyebilmektedir. Akış kontrolünün amacı, geçiş bölgesini geciktirmek ya da ötelemek, mümkünse türbülansı ortadan kaldırmak-iyileştirmek ya da ayrılmayı önlemek olarak ifade edilebilmektedir.



Şekil 2.4. Akış değişimi ile ilgili mühendislik hedefleri [9]

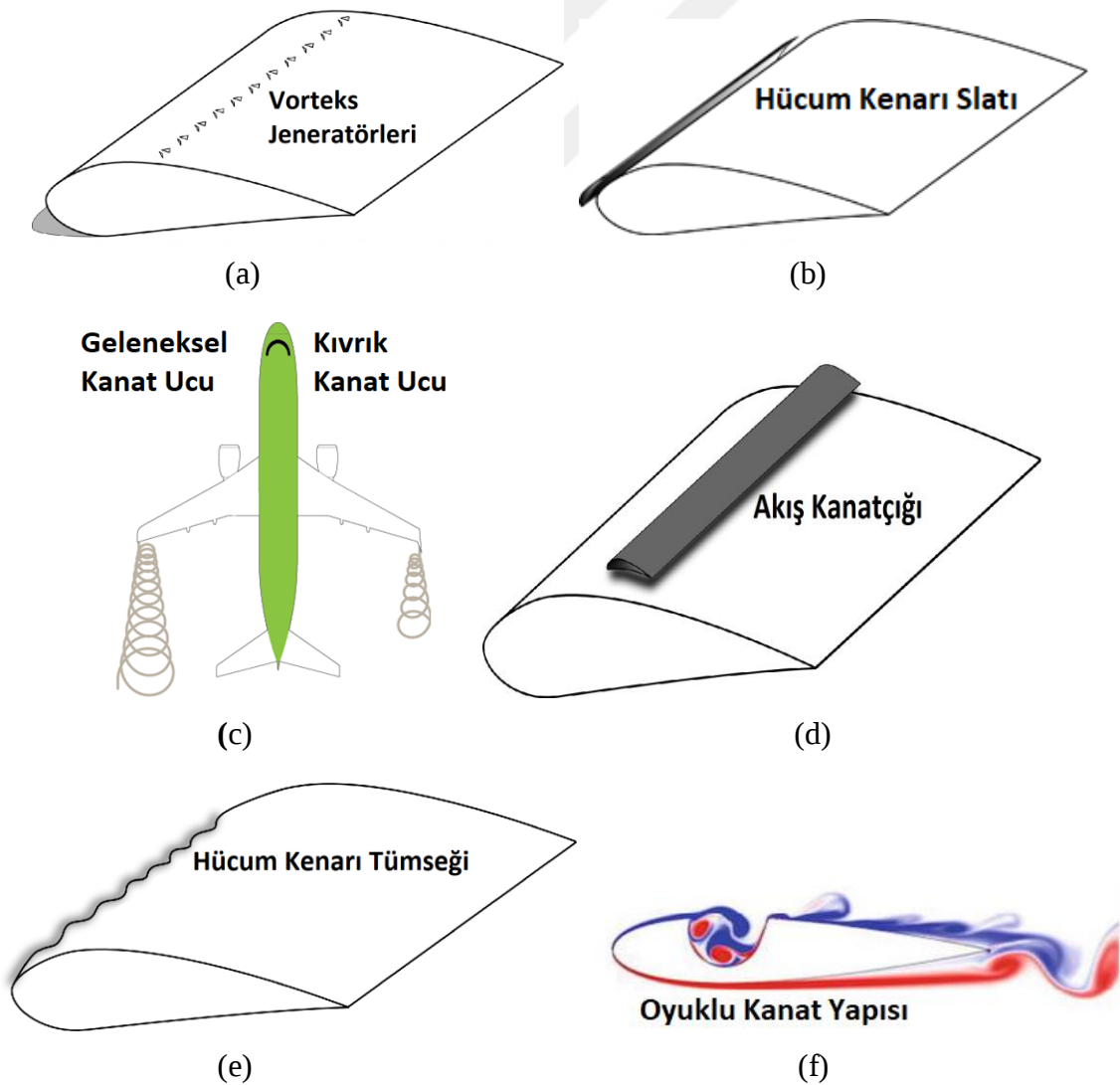
Günümüzde havacılık sektörüne yönelik akış kontrol yöntemleri ile sürüklenme kuvvetinin azaltılması; taşıma kuvvetinin artırılması amacıyla araştırma çalışmaları yürütülmektedir. Hava araçlarında akış kontrolü, bir akışkanın yönünün, verimin artırılabilmesi için istenilen yöne doğru değiştirilmesi olarak açıklanabilmektedir [55]. Hava araçlarında uçuş esnasında kanat alt ve üst yüzeylerindeki farklı basınçtaki havanın kanat uçlarında karşılaşması sonucunda, indüklenmiş sürüklenme meydana gelmekte ve hava akışı bozulmaktadır. Kanat yüzeyleri arasındaki basınç farklılığı arttıkça indüklenmiş sürüklenme ve dolayısıyla hava aracının maliyet fonksiyonu artmaktadır. Bu durumun aerodinamik performans açısından olumsuz etkilerini azaltmak için akış kontrol yöntemleri geliştirilmiştir. Akış kontrolü, temelde pasif ve aktif olmak üzere ikiye ayrılmaktadır (Bknz. Şekil 2.5). Pasif kontrol yöntemi ile indüklenmiş sürüklemeye azalma sağlanırken; parazit sürüklemeye artış meydana gelmekte ve uçuş süresi arttıkça bu durum olumsuzluk teşkil etmektedir. Aktif kontrol yönteminde ise şekil sürüklemesi olan parazit sürüklemeye herhangi bir artış görülmemektedir. Aktif kontrol, akışa müdahalenin değişken olduğu; pasif kontrol ise sabit hava aracı dış tasarımlarının (winglet, sharklet) olduğu kontrol yöntemidir. Bu iki kontrol yönteminin en önemli farklılığı, pasif kontrol yönteminde herhangi bir harici enerji kaynağı ile uçuşun herhangi bir anında müdahale edilebilirliğe imkan sağlayan değişken yönlendiricilere ihtiyaç duyulmazken; aktif kontrol yönteminde bunlar olmazsa olmazlardır. Aktif akış kontrol yönteminde küçük enerji çıkışları ile akışın kontrol edilebilirliğinin sağlanması ve enerji büyüklüğü ile çıkış konumunun ihtiyaca göre değiştirilebilmesi önemli avantajları arasında yer almaktadır.



Şekil 2.5. Akış kontrol yöntemlerinin sınıflandırılması [13]

2.2.1. Pasif Akış Kontrolü

Genel anlamda akış kontrol tekniklerinden biri olan pasif akış kontrolü tekniği ile sınır tabakadaki akış yönlendirilerek hava aracının aerodinamik verimi iyileştirilebilmektedir. Ayrılmanın olduğu kayma tabakasındaki karmaşık akışın yönlendirilmesi, verim artışının elde edilebilmesi için önemli bir çözüm yöntemi olacaktır. Aerodinamik üzerine araştırmalar yürüten kişiler, bu teknik ile ilgili çalışmalarında hem deneysel hem de sayısal analizlere yer vermişlerdir. Bu araştırmacılar, yakın geçmişe kadar teknolojik üretim kolaylığı ve ekonomik verimliliğinden dolayı pasif akış kontrol tekniğini tercih etmişlerdir [56]. Bu çözüm yönteminin kullanımıyla birlikte akış ayrılmalarının kontrol edilebilmesi için hızlı ve ucuz uygulama imkanı elde edilebilmişlerdir. Pasif akış kontrol tekniği uygulama örneklerine Şekil 2.6'da yer verilmiştir.



Şekil 2.6. Pasif akış kontrol tekniği uygulama örnekleri [57-59]

2.2.2. Aktif Akış Kontrolü

Aktif akış kontrolü, doğal bir akışı değiştirmeyi veya akışı daha istenen bir yola geliştirmeyi amaçlamaktadır. Aktif akış kontrolü temel olarak akışa yardımcı güç eklenmesini içermektedir. Son yıllarda, AAKT’de uygulanabilen kapalı devre kontrolörlerin optimum tasarımı için kontrol teorisinde önemli ilerlemelerin sağlandığı görülmektedir. Bilgisayar kabiliyetlerindeki dikkate değer gelişmeler, türbülanslı akışın modelleme sorunlarını çözüme kavuşturmuştur. Bütün bu ilerlemeye rağmen elde edilen verilerin doğruluğu kesin olmamakta ve her zaman tartışılmaktadır. Aktif akış kontrolünün pasif tekniklerle elde edilemeyen iki temel avantajı bulunmaktadır. İlk olarak, aktif akış kontrol teknolojisi, küçük, lokal enerji girişi kullanarak büyük bir etki elde etmek için akışın doğal dengesini kullanmakta ve kontrol etmektedir. İkinci olarak, aktif kontrol ile türbülanslı sınır tabakalarda karmaşık ve dinamik akışın içerisinde türbülans üretimi ile yüzey sürtünmesi azaltılarak viskoz sürüklenme iyileştirilebilmektedir [54].

AAKT temel olarak iki kategoride sınıflandırılabilir. Bunlar, önceden belirlenmiş yöntemler ve etkileşimli yöntemlerdir. Önceden belirlenmiş yöntemler, akış alanının durumunu dikkate almadan sabit veya kararsız enerji girişlerinin eklenmesini içermektedir. Önceden belirlenmiş yöntem, salınlı üfleme yöntemi ile sürüklenme azaltımı ya da farklı tipte aktüatörler kullanılarak akış vektörü oluşturulması örnek olarak verilebilmektedir. AAKT’nin uygulanması için hedeflenen tipik akış olayları, aktüatörler, sensörler ve kontrol yöntemleri Şekil 2.7’de görüldüğü gibi listelenmiştir.



Şekil 2.7. Geri beslemeli akış kontrol üçlüsü [13]

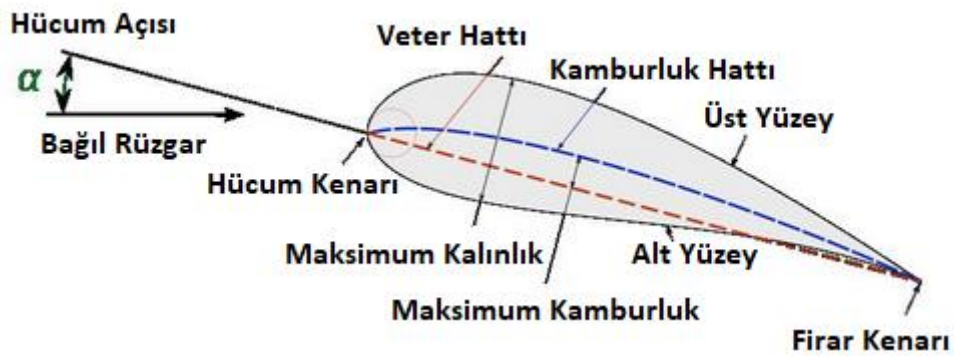
Etkileşimli yöntemde ise bir aktüatörün çıkış gücü sensörlere göre sürekli olarak ayarlanmaktadır. Etkileşimli yöntem ileri besleme (açık) veya geri besleme (kapalı) olabilmektedir. İleri besleme durumunda, sensör aktüatörün önüne yerleştirilmektedir. Aktüatörler, AAK uygulamasının merkezinde yer almaktadır. Ayrıca akış kontrol teknolojisinin geliştirilmesinde en zayıf halka olmuşlardır. Aktüatörlerin istenen özellikleri arasında hafiflik, hareketli parçaların mümkün olduğunca az olması, enerji verimliliği, dayanıklılık, kullanım kolaylığı, ölçeklenebilirlik, yüksek genlik, geniş bant genişliği ve hızlı yanıt yer almaktadır. Dolayısıyla belirtilen bu ihtiyaçları karşılayabilecek verimlilikte aktüatör üretimi zor ve maliyetli olmaktadır. Akış kontrolünün bir başka sınıflandırması, tekniğin duvara mı yoksa duvardan uzağa mı uygulandığı ile ilgilidir. Herhangi bir AAKT uygulanmadan önce, akış alanını etkileyecek çeşitli parametrelerin etkisi öngörülememektedir. Şekil, sıcaklık, gözenekli yapı, pürüzlülük akışı etkileyen ana parametreler arasında yer almaktadır. Yüzeyin ısıtılması ve soğutulması, değişen viskozite ve yoğunluk gradyanına neden olabilmekte, gözenekli duvarlar ise kütle transferine yol açabilmektedir. Sıvının emilmesi ya da enjekte edilmesi duvarın yakınındaki hız profilinin değişmesine neden olan akış alanını etkileyebilmektedir. AAK'nin pasif akış kontrolüne göre ana avantajı, küçük bir enerji girişi uygulandığında, daha iyi sonuçlar için akışın doğal stabilitesini kontrol etmenin mümkün olmasıdır. Literatürde AAKT ile ilgili yapılan bazı çalışmalar şu şekildedir:

Glezer ve Smith [60], yapmış oldukları çalışmalarına patent almışlardır. İlk geliştirilen yapay jet aktüatörü açılan delik şekilli bir yapıdadır. İkinci olan ise buna ek olarak bu yapıyı oluşturan bir ya da daha fazla kısımdan oluşmaktadır. Deliklerin üzerindeki flapların kayması sonucu akışkan çıkışı meydana gelebilmektedir. Aynı zamanda dış yüzeyden yapay jet aktüatörü vasıtasıyla emme de meydana getirilebildiğini söylemişlerdir. Dghim ve Ferchichi [61] çalışmalarında, yapay jet hareketinin kanat ucu girdapları yapı ve gelişimini üzerine etkilerini incelemişlerdir. Dikdörtgen köşeli uç kısmına sahip NACA 0012 profili kullanılarak oluşturulmuş olan kanat için $Re=8 \times 10^4$ olacak şekilde yapay jet akışı altında kanat ucu girdaplarının gelişimini gözlemleyerek çalışmalarını yürütmüşlerdir. Farklı frekans ve farklı moment katsayılarından meydana gelen üç farklı konfigürasyon için karşılaştırma yapmışlardır. Ölçüm noktaları için istenilen uzaklığın vetere olan oranı olarak 3 değerine karar vermişler ve bu noktadan sonuçları almışlardır. Sonuçlara göre düşük frekanslı konfigürasyonlarda yapay akışın

türbülansı meydana getiren girdapların içine doğru daha geniş alanlara yayılabildiğini belirtmişlerdir. Findanis ve Ahmed [62] yapmış oldukları çalışmada sentetik jet akış kontrolü için mekanik düzenekli akış kontrol aleti düşünmüşlerdir. Bu aletin istenilen özellikte akış ya da akış performansının sağlanabilmesi gibi farklı uygulamalar için de kullanılabildiğini belirtmişlerdir. Test modeli olarak, Grumman X-29 deneysel hava aracının ölçeklendirilmiş öne doğru ok açılı kanadını kullanmışlardır. Kanat profilinin altında ve üstünde meydana gelen akış profillerinin belirlenebilmesi için birçok basınçölçer yerleştirmişlerdir. Enjeksiyon yöntemini kanadın dışından bir boru vasıtasıyla sentetik jet aktüatörüne, oradan da kanat enjeksiyon portlarına bağlayarak kontrolünü sağlamışlardır. Sentetik jet akışının titreşimli hale gelmesi için pistonlar kullanmışlardır. Sentetik jet deliklerini yuvarlak şekilli olarak tasarlanmışlar ve sentetik püskürtmenin ayrılmayı geciktirmesi için, işlemi farklı bölgelerde uygulamışlardır. Sonuçta simetrik yapı bir profil olarak bilinen NACA0012 kanat profili için asimetrik olarak konumlandırılan sentetik jet akışının aerodinamik performansı iyileştirdiğini ve 15° hücum açısındaki ayrılmaları indirgeyebilmek için optimum sentetik jet açısının 23° olması gerektiğini belirtmişlerdir.

2.3. Sabit Kanatlı Hava Araçlarının Aerodinamiği

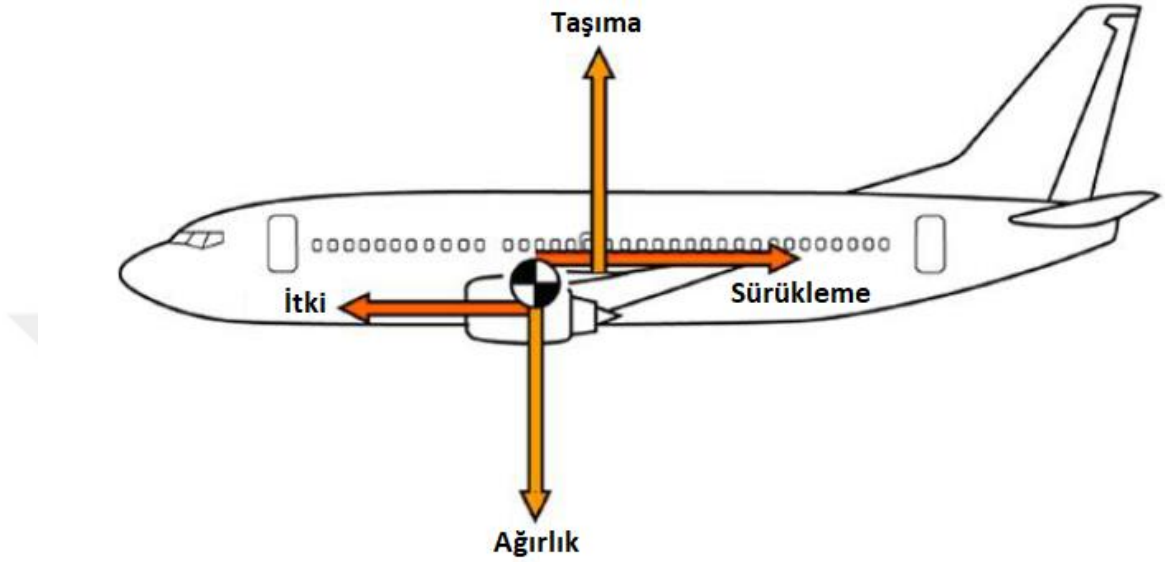
Aerodinamik, havanın bir cisim etrafında dolaşmasıdır ve havada hareket eden herşey aerodinamiğe tepki vermektedir. Aerodinamik kuralları bir hava aracının uçuş mantığını açıklamaktadır. Bir kanat profili hava aracının taşıma meydana getiren parçasıdır. Taşıma, profilin alt ve üst yüzeyleri arasında basınç farkı nedeniyle oluşmaktadır. Şekil 2.8'de kanat profili ve kısımlarına yer verilmiştir.



Şekil 2.8. Kanat profili [63]

2.3.1. Hava Araçları Üzerine Etkiyen Kuvvetler ve İlgili Terimler

Şekil 2.9’da görüldüğü gibi itki, sürüklenme, taşıma ve ağırlık uçuş süresince tüm hava araçlarına etki eden dört temel aerodinamik kuvvettir.



Şekil 2.9. Hava aracı üzerine etki eden kuvvetler [64]

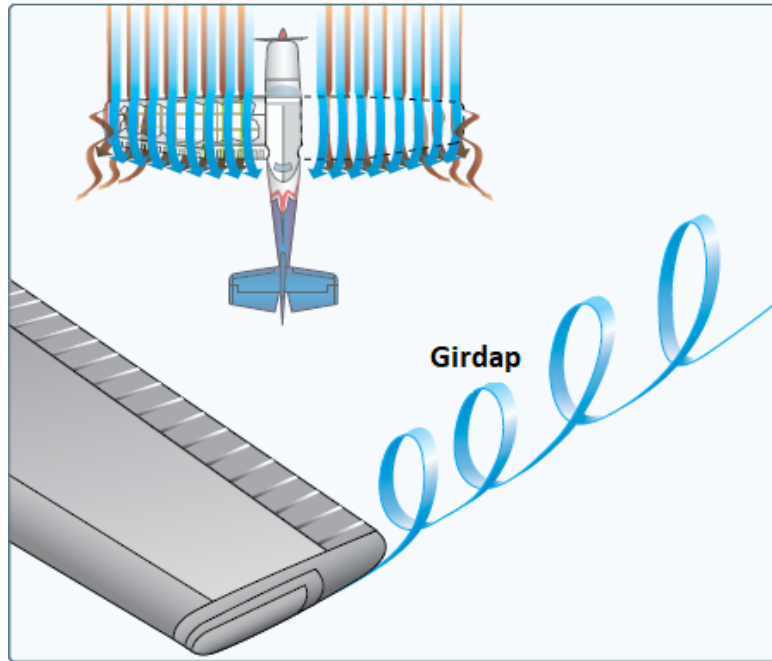
İtki, motor/pervane ya da rotor tarafından üretilen ileri yönlü kuvvettir. Sürüklenme kuvvetinin tersi yönde etkimekte, yani, uzunlamasına eksene paralel olarak hareket etmektedir. Bir hava aracının hareket etmeye başlaması için itki kuvvetinin uygulanması ve sürüklenme kuvvetinden daha büyük değerde olması gerekmektedir. İtki ve sürüklenme birbirine eşit olana kadar hava aracı ivmelenmeye devam edecektir. Sabit uçuş hızının sürdürülebilmesi için aynı irtifada itkinin sürüklemeye; taşımanın da ağırlığa eşit olması gerekmektedir.

Sürüklenme, hava aracı parçaları tarafından hava akışının bozulmasından kaynaklanan, bağıl rüzgara paralel ve yavaşlatıcı kuvvet olarak tanımlanmaktadır. Sürüklenme, parazit ve indüklenmiş olmak üzere iki başlık altında incelenmektedir. Sürüklenme kuvveti, 2.2 bağıntısından yararlanılarak elde edilebilmektedir [53].

$$D = C_D \frac{\rho}{2} V^2 S \quad (2.2)$$

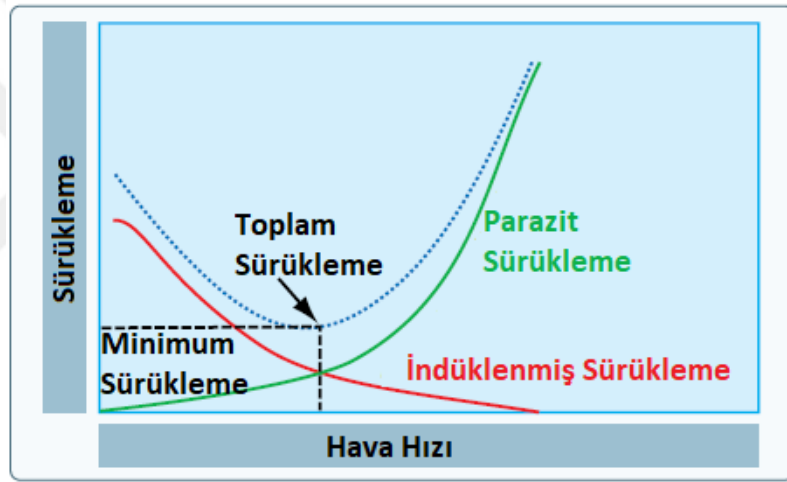
Parazit sürüklenme, taşıma kaynaklı oluşan sürüklemeler hariç, bir hava aracının hareketini yavaşlatmaya çalışan bütün kuvvetleri içermektedir. Şekil sürüklemesi, girişim sürüklemesi ve yüzey sürtünme sürüklemesi olmak üzere üçe ayrılmaktadır. Şekil sürüklemesi, hava aracının şekli etrafındaki hava akışı nedeniyle oluşan sürüklemedir. Girişim sürüklemesi, türbülans ve düzgün akışın kesişiminden kaynaklanmaktadır. Bu kesişimlere, hava aracı motorunun kanat ile bağlantı bölgesi ve kanat ile gövde bağlantı noktaları gibi örnekler verilebilmektedir. Yüzey sürtünme sürüklemesi ise, hareketli havanın yüzey ile teması nedeniyle oluşan aerodinamik direçtir.

İndüklenmiş sürüklenme, taşıma kaynaklı sürüklenme olarak tanımlanmaktadır. Hava aracı kanadının taşıma üretebilmesi için alt yüzeyindeki basıncın üst yüzeyden daha büyük olması gerekmektedir. İki yüzey arasındaki basınç farklılığının sonucu olarak, hava yüksek basınç bölgesinden alçak basınç bölgesine doğru akma ve kanat uç bölgelerine doğru kayma eğiliminde olacaktır. Bu kanat uçlarındaki karşılaşma, hava akışında dönme etkisi oluşturacak ve kanat arkasında indüklenmiş sürüklemenin ana sebebi olan girdapları meydana getirecektir (Bknz. Şekil 2.10). Kanat açıklık oranı büyüdükçe, uç kısmında daha az akış bozukluğu oluşacaktır.



Şekil 2.10. Kanat ucu girdapları [53]

İndüklenmiş sürüklenme, hücum açısı arttıkça taşıma kaynaklı kanat ucu girdapları ile doğru orantılı olarak artmaktadır. İndüklenmiş sürüklenme hızın karesi ile ters orantılıyken; diğer sürüklenme kuvvetleri hızın karesi ile doğru orantılı olarak değişmektedir (Bknz. Şekil 2.11). Kısacası, indüklenmiş sürüklenme yüksek hızlı düz uçuş ve alçalma evrelerinde toplam sürüklemenin yaklaşık olarak %10'unu oluşturacağı için nispeten düşük oranda etkiyecektir. Tırmanmada ise toplam sürüklemenin en az %20'sini oluşturmaktadır. Kalkıştan hemen sonra ve ilk tırmanışta düşük hızlarda yüksek önem derecesine sahiptir ve toplam sürüklemenin %70 kadarını üretmektedir. Ayrıca, dikkat edilmesi gereken bir diğer husus ise indüklenmiş sürüklenme, hava aracı ağırlığı ile her zaman doğru orantılı olarak değişmektedir.



Şekil 2.11. Hıza bağlı olarak sürüklemedeki değişim [53]

Bilinmesi gereken harici bir sürüklenme de dalga sürüklemesidir. Dalga sürüklemesi, şok dalgalarının oluşumunun bir sonucu olarak, hem süpersonik hem de transonik uçuşta bir hava aracının ileri hareketini geciktiren kuvvet veya sürüklenme olarak ifade edilmektedir.

Taşıma, kanat profili etrafından akan havanın dinamik etkisinden dolayı yanlamasına eksene ve uçuş yoluna dik olacak şekilde basınç merkezinde etkiyen kuvvet olarak tanımlanmaktadır [50]. Taşıma, ağırlığa ters yönde etkiyerek hava aracının havada tutunmasını sağlamaktadır. Denklem 2.3 kullanılarak taşıma kuvveti hesaplanabilmektedir [53].

$$L = C_L \frac{\rho}{2} V^2 S \quad (2.3)$$

Burada, ρ havanın yoğunluğunu V hızı, S kanat üst bakış alanını, C_L ise boyutsuz bir kavram olan taşıma katsayısını ifade etmektedir. Taşıma katsayısı, hücum açısı ile birlikte paralel bir şekilde maksimum nokta olan C_{Lmax} 'a kadar doğrusal olarak artmaktadır. C_{Lmax} 'a ulaşılan hücum açısı aynı zamanda tutunma kaybının meydana geldiği kritik hücum açısı olarak bilinmektedir. Taşıma, kanat profili, hava hızı ve hücum açısının bir fonksiyonudur [65]. Buna göre:

- Taşıma hava hızı ile doğru orantılı değişmekte,
- Maksimum hücum açısına kadar hücum açısı artışı ile artmakta,
- Hava hızı aşırı düşük olursa ya da hücum açısı aşırı artarsa tutunma kaybı oluşmaktadır.

Ağırlık, hava aracı parçalarının, mürettebatın, yolcuların yükleridir. Taşımaya karşı hava aracının ağırlık merkezinden (CG) yere dik olarak etkimektedir. CG, hava aracının tüm ağırlığının toplandığı noktadır. CG noktasının konumuna göre hava araçlarının denge ve kararlılığı belirlenmektedir. Bu noktaya göre de aerodinamik kuvvetlerin etki noktası olan basınç merkezinin (CP) hareket aralığı tespit edilebilmektedir [66].

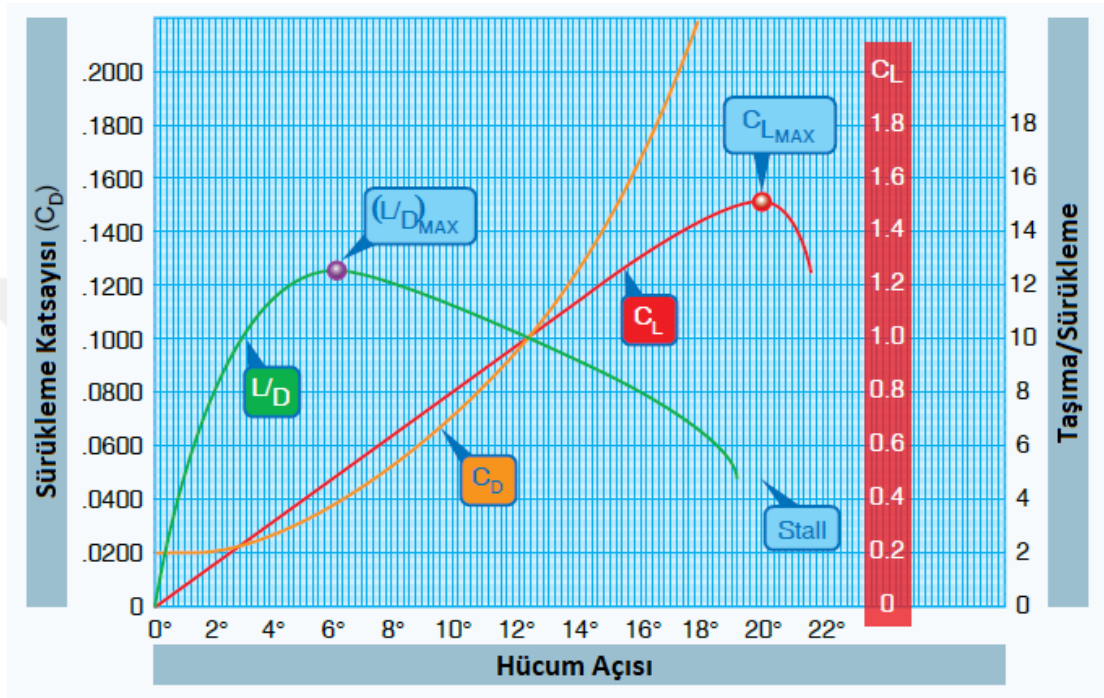
2.3.2. Maksimum Aerodinamik Etkinlik

Bir hava aracının önemli tasarım ve performans parametrelerinden biri taşıma/sürüklenme oranı (L/D) ya da aerodinamik verimliliğidir. Bu oran fines ya da aerodinamik etkinlik olarak isimlendirilmekte ve E ile gösterilmektedir [67].

$$E = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} \quad (2.4)$$

L/D oranı bir kanat tarafından üretilen taşımanın, yine aynı kanadın ürettiği sürüklemeye oranıdır. Bu oran kanat verimliliğini göstermektedir. L/D oranı yüksek olan hava araçları; düşük olanlarına oranla daha yüksek uçuş verimine sahiptirler. C_L ve C_D değerleri sabit

hızlı uçuşlarda belirli hücum açıları için Şekil 2.12’de görüldüğü gibi hesaplanabilmektedir. C_L ve C_D değerleri boyutsuz katsayılardır. L/D oranı, taşıma ve sürüklenme kuvveti denklemleri göz önünde bulundurulduğunda benzer değişkenlerin elimine edilmesiyle C_L/C_D oranı ile elde edilebilmektedir.



Şekil 2.12. Farklı hücum açılarına göre taşıma ve sürüklenme katsayıları [53]

Hava aracının maksimum performansını ifade eden $(L/D)_{max}$ değeri belirli bir hücum açısında belirli bir C_L değeri için elde edilebilmektedir. Eğer hava aracı düz uçuşunu $(L/D)_{max}$ ’ta gerçekleştirirse, toplam sürüklenme minimum değerde olacaktır. Bu hücum açısından düşük ya da daha yüksek herhangi bir açıda istenilen taşıma için toplam sürüklenme değeri daha yüksek olacaktır.

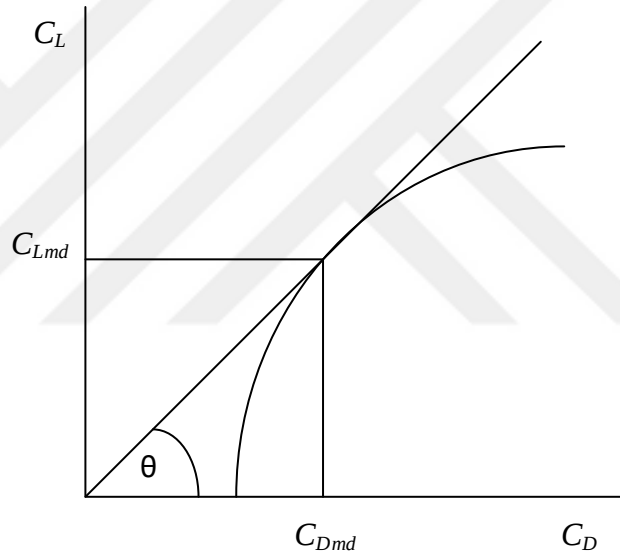
Hava araçları için toplam sürüklenme katsayısı ile ilgili bağıntılara denklem 2.5, 2.6 ve 2.7’de yer verilmiştir. Burada C_D toplam sürüklenme katsayısını, C_{D0} taşıma kuvvetinin sıfır olduğu andaki ya da parazit sürüklenme katsayısını ve C_{Di} ise indüklenmiş sürüklenme katsayısını ifade etmektedir. Ayrıca e oswold sabiti (kanat verim faktörü), k katsayısı indüklenmiş sürüklenme katsayısı ve AR ’de kanat açıklık oranıdır. Bu denkleme sürüklenme poleri ismi verilmektedir.

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} = C_{D0} + kC_L^2 \quad (2.5)$$

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A Re} \quad (2.6)$$

$$k = \frac{1}{\pi A Re} \quad (2.7)$$

Hücum açısına göre taşıma ve sürüklenme katsayısı değişimlerinin bulunduğu grafiklerden hücum açısı elimine edilerek Şekil 2.13'deki sürüklenme poleri eğrisi elde edilmektedir.



Şekil 2.13. Sürüklenme poleri eğrisi

Sürüklenme polerinde, orjinden poler eğrisine teğet bir doğru çizildiğinde bu doğru ile C_D eksenini arasındaki açının ulaşabileceği en büyük değer elde edilmiş olacaktır. Bu açının tanjant değeri, her hava aracı için aerodinamik etkinlik faktörünün maksimum büyüklüğünü yani E_{max} 'ı ifade etmektedir. Bu E_{max} değeri E 'nin taşıma katsayısına göre türevinin 0'a eşitlenmesi ile hesaplanabilmektedir. Şekil 2.3'deki E_{max} 'a karşılık gelen noktanın x bileşeni minimum sürüklenme katsayısını, y bileşeni ise minimum sürüklemeye karşılık gelen taşıma katsayısını vermektedir.

$$\tan\theta = \frac{C_L}{C_D} = E \quad (2.8)$$

$$E_{max} \rightarrow (\tan\theta)_{max} \rightarrow \left(\frac{\sin\theta}{\cos\theta}\right)_{max} \rightarrow \theta_{max} \quad (2.9)$$

$$Fines: E = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{C_L}{C_{D0} + kC_L^2} \quad (2.10)$$

$$E_{max} \rightarrow \left(\frac{L}{D}\right)_{max} : f(C_L) \Rightarrow \frac{dE}{dC_L} = 0 \quad (2.11)$$

$$\frac{dE}{dC_L} = \frac{C_{D0} + kC_L^2 - C_L(2kC_L)}{(C_{D0} + kC_L^2)^2} = 0 \quad (2.12)$$

ifadesinden

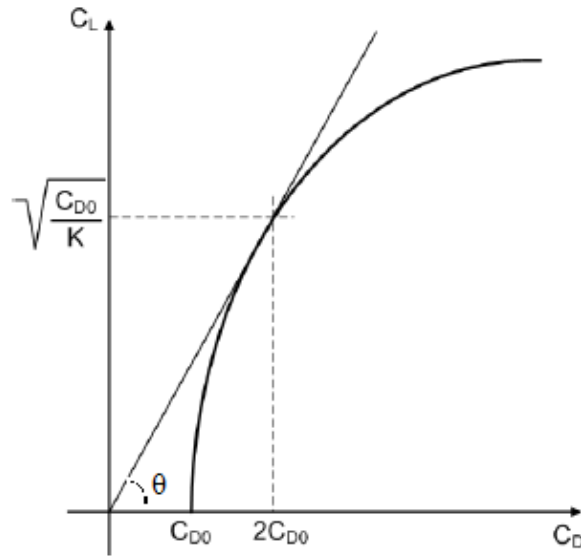
$$C_{LEmax} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}} \text{ ve } C_{DEmax} = 2C_{D0} \quad (2.13)$$

elde edilir ve denklem 2.11’de yerine konulduğunda

$$E_{max} = \frac{1}{2\sqrt{kC_{D0}}} \quad (2.14)$$

elde edilmektedir.

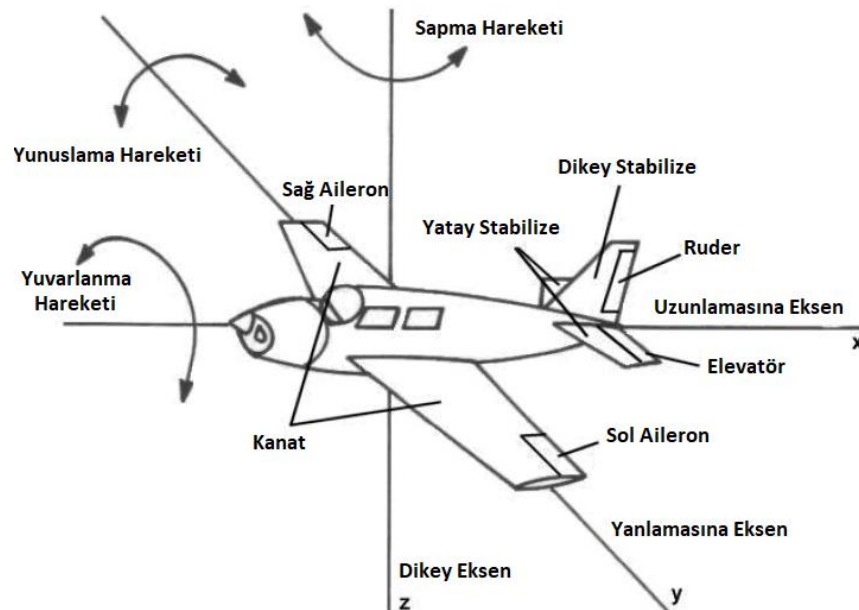
Denklem 2.14’deki gibi E_{max} hesaplanmaktadır [68, 69]. Buradan da anlaşılacağı gibi tasarım parametreleri C_{D0} ve k değerlerine bağlıdır. Ayrıca denklem 2.11 ile elde edilen değerler kullanılarak sürüklenme poleri Şekil 2.14’deki gibi oluşmaktadır.



Şekil 2.14. Maksimum aerodinamik etkinlik faktörünü veren nokta [68]

2.3.3. Hava Aracı Hareket Eksenleri

Hava aracının eksenleri CG'den geçen üç hayali çizgidir. Bunlar, uçağın etrafında döndüğü hayali ve CG'de birbirlerini dik olarak kesmektedirler. Hava aracının burnundan kuyruğuna uzanan doğru uzunlamasına eksen, bir kanat ucundan diğerine uzanan doğru yanlamasına eksen ve bu iki eksenin dik açıyla geçen doğru dikey eksen olarak adlandırılmaktadır [53]. Bir hava aracı uçuş konumunu değiştirmek istediğinde hareketini Şekil 2.15'de görüldüğü gibi, bu eksenler etrafında gerçekleştirmektedir.



Şekil 2.15. Hava aracı eksenleri ve hareketleri [64]

Uçağın uzunlamasına eksenindeki hareketi yuvarlanma, yanlamasına eksenindeki yunuslama, dikey eksenindeki ise sapma hareketi olarak adlandırılmaktadır. Bu hareketler kanatçık, elevatör ve rudder olmak üzere üç ana kontrol yüzeyi tarafından sağlanmakta ve hareket parametrelerine Tablo 2.1’de yer verilmiştir [70].

Tablo 2.1. Eksenler etrafındaki hareket parametreleri

Eksen	Lineer Yer Değişirme (m)	Lineer Hız (m/s)	Aerodinamik Kuvvet (N)	Açısal Yer Değişirme (rad)	Açısal Hız (rad/s)	Aerodinamik Moment (Nm)
Uzunlamasına (X_B)	X_B	u	X	ϕ	p	L Yuvarlanma Momenti
Yanlamasına (Y_B)	Y_B	v	Y	θ	q	M Yunuslama Momenti
Dikey (Z_B)	Z_B	w	Z	ψ	r	N Sapma Momenti

2.3.4. Uzunlamasına ve Yanlamasına Hareket

Uçak hareketinin kontrol edilebilmesi için kullanılan kontrol yüzeyleri, uçağa bağlı eksen takımı üzerinde moment oluşturmakta ve böylelikle uçağın dengesi sağlanabilmektedir. Uçak sadece simetrik dış bozucularla rahatsız edilirse, uçağın bu hareketine simetrik uzunlamasına hareket denir. Bu hareketler alçalma, yükselme ve yunuslamadır. Uzunlamasına simetrik büyüklükler ise u , w , q , X , Z ve M ’dir. Eğer simetrik olmayan dış bozucu varsa, uçağın bu hareketine simetrik olmayan yanlamasına hareket denir. Bu hareketler, yalpalama, yana kayış ve sapmadır. Yanlamasına simetrik büyüklükler, v , p , r , Y , L ve N ’dir [70-71].

2.3.5. Kararlılık

Hava aracı sabit hızla dengeli uçuşunu gerçekleştirirken, herhangi bir dış etken tarafından uçuşta bozuntular yaşanabilmektedir. Bu bozuntulara karşın, hava aracının eski uçuş pozisyonuna gelerek dengesini korumak istemesi, hava aracının kararlılığı olarak ifade edilmektedir. Diğer bir ifade ile hava aracının planlanan uçuş irtifası ya da rotasında uçuş bilgisayarları ile pilotların müdahalesi olmadan dış etkenlere rağmen uçuşunu sürdürebilmesidir. Bir hava aracına dengeli ve kararlı denilebilmesi için her türlü uçuş şartında, verilen kumandalara en iyi şekilde cevap verebilmesi gerekmektedir. Bu durum hava aracının tasarım karakteristiğidir. Kararlılığın hava araçları üzerinde kontrol edilebilirlik ve manevra kabiliyetleri olmak üzere iki önemli etkisi bulunmaktadır. Statik ve dinamik olmak üzere iki tip kararlılık vardır.

Statik kararlılık bir dinamik sistemin bozuntuya uğradıktan sonra, başlangıçtaki statik denge haline tekrar dönme karakteristiğidir. Statik kararlılık üçe ayrılmaktadır (Bknz. Şekil 2.16).

- Pozitif statik kararlılık: Hava aracının, bozuntuya uğradıktan sonra orijinal denge durumuna dönme eğilimi,
- Nötr statik kararlılık: Hava aracının, dengesi bozulduktan sonra yeni bir durumda kalma eğilimi,
- Negatif statik kararlılık: Hava aracının, başlangıçtaki eğilimi bozulduktan sonra orijinal denge durumundan uzağa devam etme eğilimidir.



Şekil 2.16. Statik kararlılık türleri [53]

Dinamik kararlılıkta sistem denge noktasından bozuntuya uğradıktan sonra, hareketinin zamanla değişimi incelenmekte ve üç türden oluşmaktadır.

- Pozitif dinamik kararlılık: Zamanla, yer değiştiren nesnenin hareket genliği azalır ve pozitif olduğu için yer değiştiren nesne denge durumuna geri dönmektedir.
- Nötr dinamik kararlılık: Yer değiştirdiğinde, yer değiştiren nesne genliği ne azalmakta ne de artmaktadır.
- Negatif dinamik kararlılık: Zamanla, yer değiştiren nesnenin hareketi artmakta ve dolayısıyla ilk konumdan daha da farklı hale gelmektedir.

Özetle, hava aracı bozuntuya karşı ilk konumuna yönelme eğilimi gösteriyorsa statik kararlıdır. İlk konumuna geliyorsa dinamik kararlıdır. Sistem dinamik kararlı ise aynı zamanda statik kararlı olurken; statik kararlı olupta dinamik kararsız olabilmektedir.

Hava araçlarının yanlamasına eksende gerçekleştirdikleri yunuslama hareketi uzunlamasına kararlılık (yunuslama kararlılığı) olarak ifade edilmektedir. Uzunlamasına kararsız bir hava aracı sürekli dalış ya da tırmanış yapma eğilimi güdecektir. Bir hava aracı için statik uzunlamasına kararlılık ya da kararsızlık durumu şu üç temel faktöre bağlıdır:

- CG'ye bağlı olarak kanat yerleşimi,
- CG'ye bağlı olarak yatay kuyruk yerleşimi,
- Kuyruk yüzey alanı ya da büyüklüğüdür.

Yanlamasına kararlılık (yuvarlanma kararlılığı) hava aracının uzunlamasına eksenindeki yuvarlanma hareketi sonucu oluşan kararlılıktır. Pozitif yanlamasına kararlılık, hava aracının yuvarlanma hareketiyle bir kanadı diğerine göre aşağı düştüğünde bu durumu dengelemeye çalışacaktır. Yanlamasına kararlılığı etkileyen dört ana tasarım kriteri vardır. Bunlar: kanat dihedrali, kanat ok açısı, omurga etkisi ve ağırlık dağılımıdır.

Doğrusal kararlılık (sapma kararlılığı), dikey ekseninde meydana gelen sapma hareketi sonucu oluşan kararlılıktır. Uzunlamasına ve yanlamasına kararlı bir uçağa göre doğrusal kararlı bir uçak tasarlanmasının daha kolay olduğu bilinmektedir. Dikey stabilize önemli bir kararlılık etkenidir.

2.4. Pasif ve Aktif Başkalaşım

Bazı İHA parametrelerinde yapılacak olan değişikliklerle, performansta çok önemli kazanımlar elde edilebilmektedir. Bu yapılacak olan değişiklikler uçuş öncesinde ya da uçuş sırasında gerçekleştirilebilmektedir. Uçuş öncesinden yapılan değişiklikler pasif başkalaşım olarak adlandırılırken; uçuş anında gerçekleştirilen değişiklikler aktif başkalaşım olarak adlandırılmaktadır.

Pasif başkalaşım, hava aracı geometrisinde uçuştan önce bir defa yapılan ve performansın en iyilenmesini amaçlayan fiziksel değişikliklerdir. Faydalı yük taşıyan hava araçlarında zamanla CG noktası değişebilmektedir. Kuyruk ve kanat eksenler üzerinde sabit durumlarını korusalardı, zamanla değişen CG noktasından dolayı kararlılığın tekrar sağlanabilmesi için denge yüklerine ihtiyaç duyulacaktır. Denge yükleri toplam ağırlıkla birlikte maliyet fonksiyonunu arttıracak ve maksimum hız, maksimum menzil, havada kalış süresi, enerji tüketimi gibi hava aracı performans parametrelerini olumsuz etkileyecektir. Bu olumsuzluğun oluşmaması için denge yükü yerine pasif başkalaşım yöntemi yardımıyla kanat hareket ettirilerek aerodinamik merkez, değişen CG' ye göre ayarlanabilmektedir. Bu yaklaşım hava aracının kararlılığını da olumlu etkilemektedir. Günümüzde hava araçlarının otopilot tasarımları yapılırken sadece elektronik parametrelerin göz önünde bulunduruluyor olmasının aksine; bu yaklaşımda pasif başkalaşım ile birlikte geometrik değişim parametrelerinin de dahil edilerek çok daha iyi sonuçlar elde edilebilmesidir.

Aktif başkalaşım, hava aracı geometrisinde uçuş anında sürekli gerçekleştirilebilen ve performansın en iyilenmesini amaçlayan fiziksel değişikliklerdir. Hava araçları bir uçuş fazı için en iyi şekilde tasarlanmışken, aktif başkalaşım sayesinde ihtiyaca göre anlık geometri değişiklikleri elde edilebilmektedir. Bu da, maksimum aerodinamik etkinliği arttırmakta ve İHA'ları daha operasyonel hale getirmektedir. Ayrıca rotorlu araçlarda

aktif başkalaşım sayesinde, rotor moment kolunun uzayıp kısılması ile birlikte manevra kabiliyetleri arttırılabilmektedir.

2.5. Otomatik Uçuş Kontrol Sistemi

Otomatik kontrol, bir büyüklük ya da koşulun istenen bir değerde insan aracılığı olmadan tutulabilmesidir. Denetlenecek olan büyüklüğün değeri ölçülüp, istenilen değerle karşılaştırılmakta ve elde edilen fark değeri, bu farkı azaltacak biçimde çalışmayı başlatıp sürdürmek için kullanılmaktadır. Herhangi bir kontrol sistemi için mutlak ve uygun bir göreceli kararlılığa sahip olması yani yanıtın hızı olabildiğince çabuk olması ile bu yanıtın makul düzeyde bir sönümlenme göstermesi ve son olarak da kalıcı durumdaki hatanın sıfır ya da izin verilebilecek en ufak değerde olması temel gereklilikler olarak gösterilmektedir.

Otopilot, hava araçlarının otonom olarak pilot müdahalesi olmadan istenilen yörüngede dengeli ve kararlı bir uçuş gerçekleştirebilmelerini sağlayan sistem bütünüdür. Kullanıma hazır otopilot sistem donanımı, kontrol edilebilirliğinin ve gözlemlenebilirliğinin sağlanabilmesi için jiroskop, GPS alıcısı, ivmeölçer, manyetometre, pitot tüpü gibi sensör paketlerinden oluşmaktadır. Otopilot sisteminin yazılımı, yolu takip eden kontrol cihazı ve durum tahmin edicisini (kalman filtresi) içermektedir.

2.5.1. PID Kontrolörler

Günümüzde, birçok farklı kontrol yöntemi bulunmaktadır. Bu modern yöntemler her ne kadar simülasyon ortamında İHA kontrolü için kullanılsa da gerçek zamanlı uygulamalarda PID kadar başarılı sonuçlar vermemektedir. PID denetleyici, endüstriyel kontrol sistemlerinde geniş bir kullanım yelpazesine sahiptir. PID denetleyicinin temel çalışma mantığı, ölçülen süreç değişken değerleri ile istenilen değerler arasındaki farkı hata sinyali olarak hesaplamasıdır. Denetleyicide süreç kontrol giriş sinyalini ayarlayarak bu hata sinyalini en aza indirmeye çalışmaktadır. PID denetleyicide, girişe uygulanan hata sinyali bu üç farklı blok (P-I-D) ile çarpılmaktadır. Denetleyici çıkışı, bu çarpımların toplamı olarak hesaplanmaktadır. PID denetleyicinin üç adet parametresi vardır. Bunlar:

- *P* oransal kazanç,

- I integral zamanı,
- D türevsel zamandır.

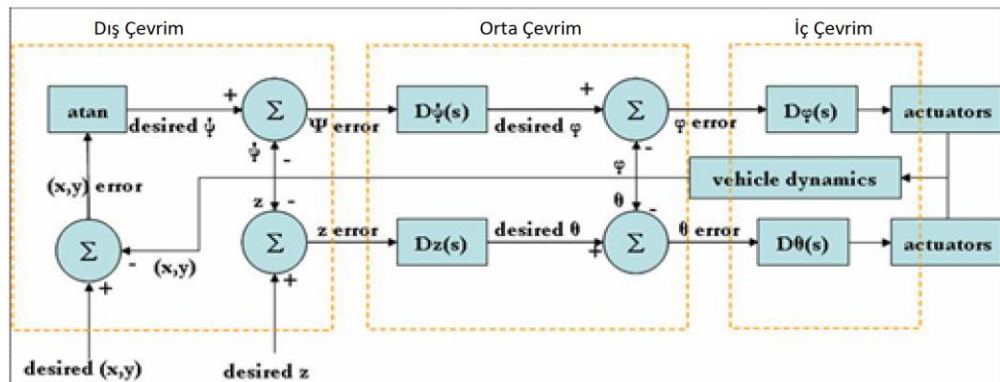
PID tabanlı otopilot sisteminin genel yapısı [72-73]'de bulunabilir. Tablo 2.2'de kontrolörlerin yükselme zamanını, kalıcı hal hatasını ve aşımı nasıl etkilediği detaylı olarak görülmektedir.

Tablo 2.2. P , I ve D denetleyicilerinin karakteristikleri [74]

Denetleyici	Yükselme Zamanı	Aşım	Oturma Zamanı	Kalıcı Hal Hatası
K_p	Kısalır	Artar	Az değişir	Azalır
K_i	Kısalır	Artar	Artar	Ortadan kalkar
K_d	Az değişir	Azalır	Azalır	Az değişir

2.5.2. Hiyerarşik Otopilot Yapısı

Hava aracının dinamik modelinin belirlenmesi kontrol sistemlerinin geliştirmesinde büyük öneme sahiptir. Şekil 2.17'deki gibi hiyerarşik kontrol yapısında üç katman mevcuttur. Bu yapı iç çevrim, orta çevrim ve dış çevrim olmak üzere üçe ayrılmıştır. Dış çevrimde sapma ve irtifa hataları düzeltilmekteyken; orta çevrimde bu hatalardan yola çıkarak yuvarlanma ve yunuslama açıları belirlenmektedir. İç çevrimde ise yunuslama ve yuvarlanma açıları kullanılarak kontrol elemanlarının alması gereken pozisyonlar belirlenmektedir [75].



Şekil 2.17. Otopilot sisteminin kontrol yapısı [74]

3. BÖLÜM

HAVA ARAÇLARI ile ÜFLEME SİSTEMİNİN ÜRETİMİ ve SAYISAL HESAPLAMA

Bir insansız hava aracı modellenirken, kontrol analizi ile birlikte denge analizi, tasarım iyileştirmeleri temel unsurlar olarak belirlenmektedir. Bu modelleme aşamasında, en uygun yöntemlerden biri kontrol edilmesi ve tasarlanması gereken sistem parametrelerinin, optimum aerodinamik performansı sağlayacak şekilde eniyilenmesidir [77]. Bu bölümde, ZANKA-II ve ZANKA-III İHA'larının üretimi ile ZANKA-II İHA'ya montajı gerçekleştirilen üfleme sistemi hakkında bilgilere yer verilmiştir. Ayrıca, bu İHA' lar için tasarımı yapılan üfleme sistemi ile performans iyileştirme çalışmaları ve aerodinamik kuvvet hesaplamaları ile ilgili yürütülen sayısal çalışmalara da yer verilmiştir.

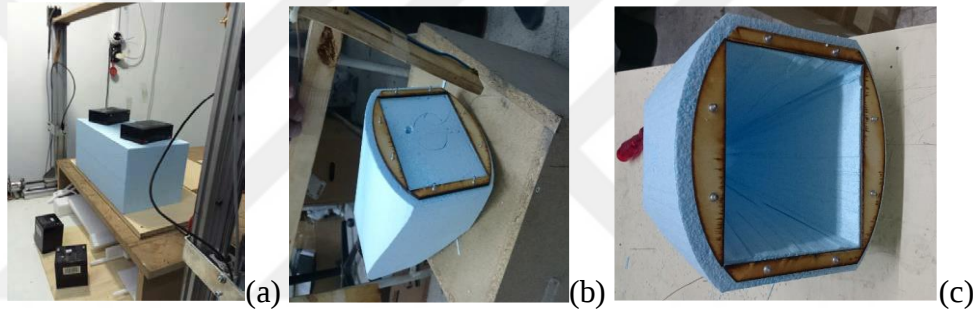
3.1. ZANKA-II

Bu başlık altında yapılan çalışmalar, daha önceden sonuçlandırılmış olan Kanat Ve Yatay Kuyruk Aktif Başkalaşımı Sayesinde Yük Taşıyan İnsansız Hava Araçlarının (İHA) Performansının İyileştirilmesi isimli 214M282 Kodlu TÜBİTAK 3501 Projesinde çok daha detaylı bir şekilde ele alınmıştır. İlgili bilgiler bu projenin sonuç raporundan temin edilmiştir [78]. Bu projede, yük taşıyan insansız hava araçlarının (İHA'ların) kanat ve yatay kuyruk aktif başkalaşımı ile otonom performansının hem simülasyon ortamında hem de gerçek zamanlı uçuşlarda maksimize edilmesi amaçlanmıştır. Bu maksatla, Erciyes Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi Model Uçak Atölyesinde kanadı ve yatay kuyruğu açıklık doğrultusunda birbirinden bağımsız olarak aktif başkalaşıp uzayabilen-kısalabilen ve önemli miktarda kargo taşıyabilen bir İHA üretimi gerçekleştirilmiştir.

3.1.1. Üretim

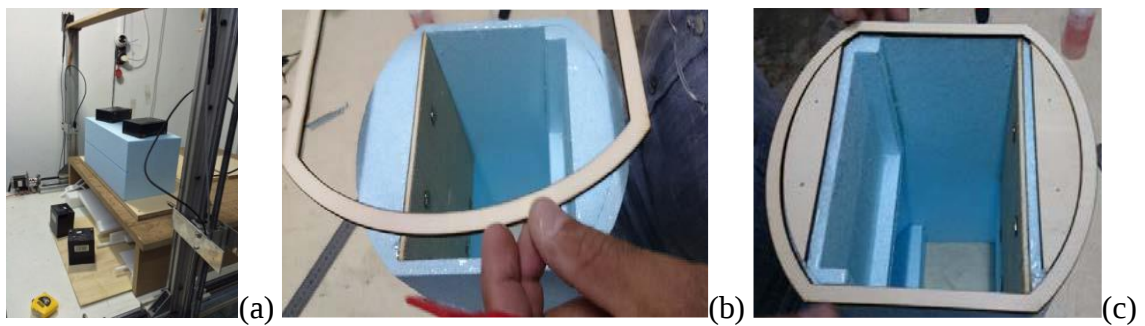
İHA'nın gövde imalatı burun konisi, gövde konisi ve kuyruk konisi olmak üzere üç parça halinde ele alınmış ve üretim malzemesi olarak strafor tercih edilmiştir. Üretim aşamaları şu şekildedir:

- Bilgisayar kontrollü sıcak tel kesme makinası ile strafordan burun üretimi için gerekli kaba yüzeyler kesilerek çıkarılmış ve burun yüzeylerinin iç kısmı lazer kesimli kalıplar kullanılarak boşaltılmıştır. Boşaltılan kısımlara elektronik aksam ve batarya montajı yapılmıştır (Bknz. Şekil 3.1).



Şekil 3.1. İHA'nın burun kısmı imalatı

- Burun kısmı üretimine benzer şekilde gövde orta kısım üretimi Şekil 3.2'deki gibi üretilmiş ve yük taşıması için kontra plaktan yüzey yapılmıştır.



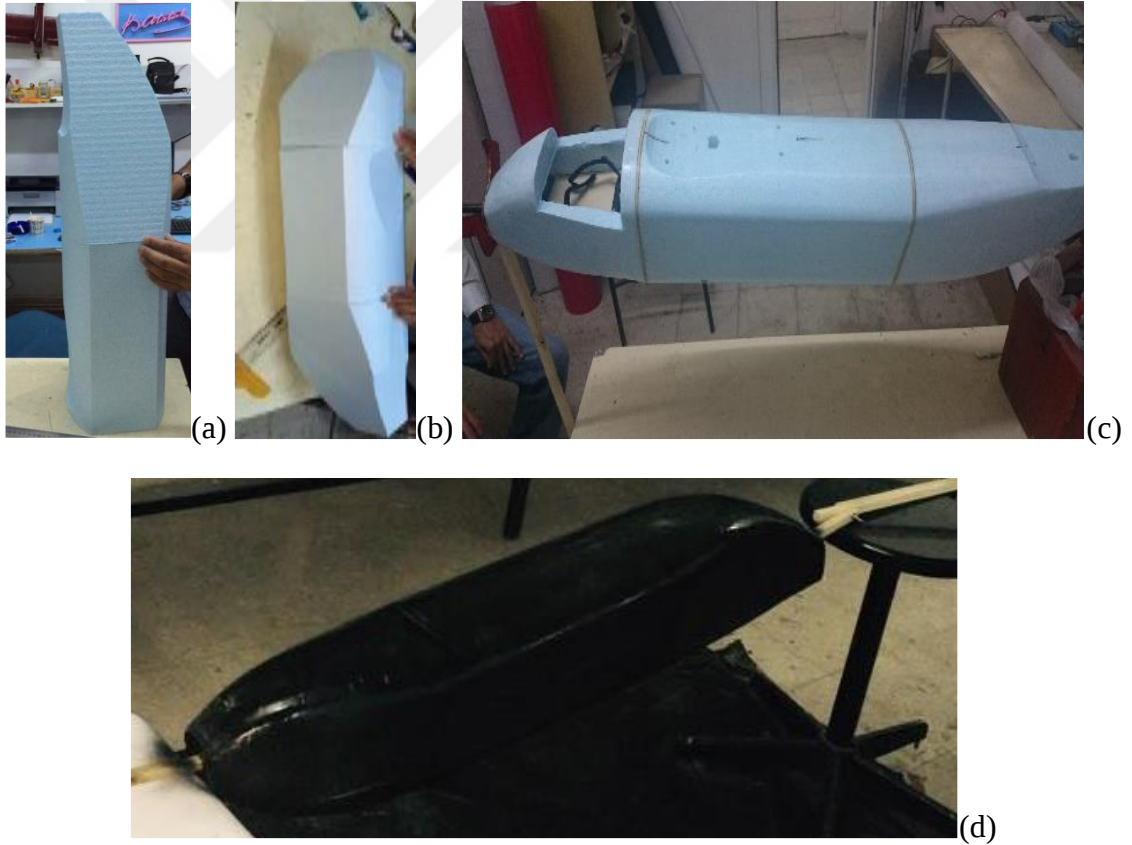
Şekil 3.2. İHA'nın gövde orta kısmı imalatı

- İlk iki gövde parçasının üretimi için yapılan işlem adımları tekrarlanmış ve gövde kuyruk kısmı Şekil 3.3'deki gibi üretilmiştir. Elevatör servosunun yerleştirilebilmesi için uygun boşluklar gövde içinde oluşturulmuştur.



Şekil 3.3. İHA'nın gövde kuyruk kısmı imalatı

- Oluşturulan bu üç kısmın birleşimiyle Şekil 3.4'de görüldüğü gibi gövde elde edilmiştir. Mukavemet, sağlamlık ve yüzey pürüzsüzlüğü için gövde cam elyaf ile kaplanmıştır. Ayrıca gövde boyama işlemi yapılmıştır.



Şekil 3.4. (a) ve (b) İHA'nın gövde kısımlarının birleştirilmesi; (c) Gövdenin kaplanması; (d) Gövdenin boyanması

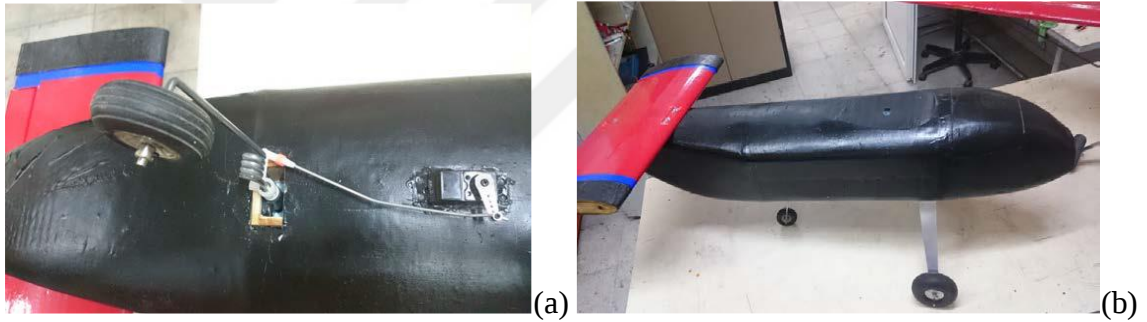
- Bir sonraki adımda rudder ile dikey stabilize üretimi ve menteşelerle birleştirme işlemi gerçekleştirilmiştir. Ayrıca buna paralel olarak yatay stabilize ve elevatör

benzer şekilde üretilmiştir. Servo mekanizmaları arka kısma takılmıştır (Bknz. Şekil 3.5)



Şekil 3.5. (a) Düşey kuyruğun imalatı; (b) ve (c) Yatay stabilizenin gövdeye montajı

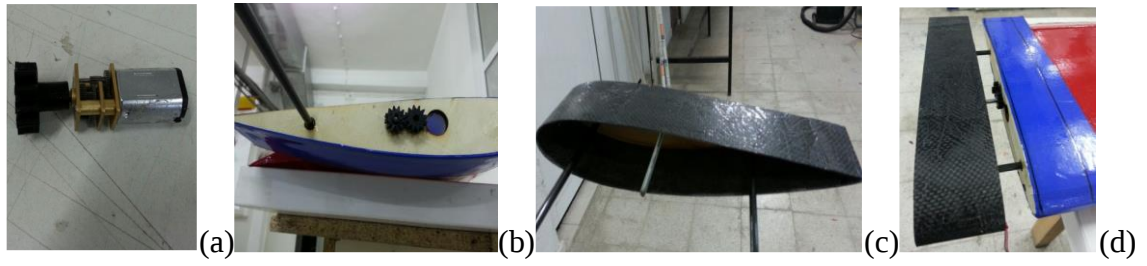
- Arka iniş takımı için ve iniş takımı hareketinin yönlendirilebilmesi amacıyla servo yuvası açılarak montajlar yapılmıştır. Bununla birlikte ön iniş takımı montajı da gerçekleştirilmiştir (Bknz. Şekil 3.6)



Şekil 3.6. İHA'nın arka iniş takımı montajı

Kanat ucu aktif başkalaşım sistemi ile kanat alanının arttırılması amaçlanmıştır. Bu durum, kanat uçlarına yerleştirilen mekanik sistem elemanlarının kumanda ile kontrol edilmesi sonucu sağlanmıştır. Sistem elemanları, sonsuz vida, redüksiyon mikro motor, iki yönlü fırçalı mini ESC, iki adet eşit diş sayısında dişlidir. Başkalaşım üretim aşamaları şu şekildedir:

- DC motorun miline dişli takılmıştır. Bu dişli, rulman üzerinden ikinci bir dişli ile senkronize edilmiştir. Motor vasıtasıyla dişlilerin dönüş yönüne göre hareket eden sistem, vidayı içeriye ya da dışarıya doğru yönlendirmektedir. Dış kalıp olarak üretilen kanat ucu başkalaşım mekanizmaları kanat alanının değişimini sağlamaktadır (Bknz. Şekil 3.7).

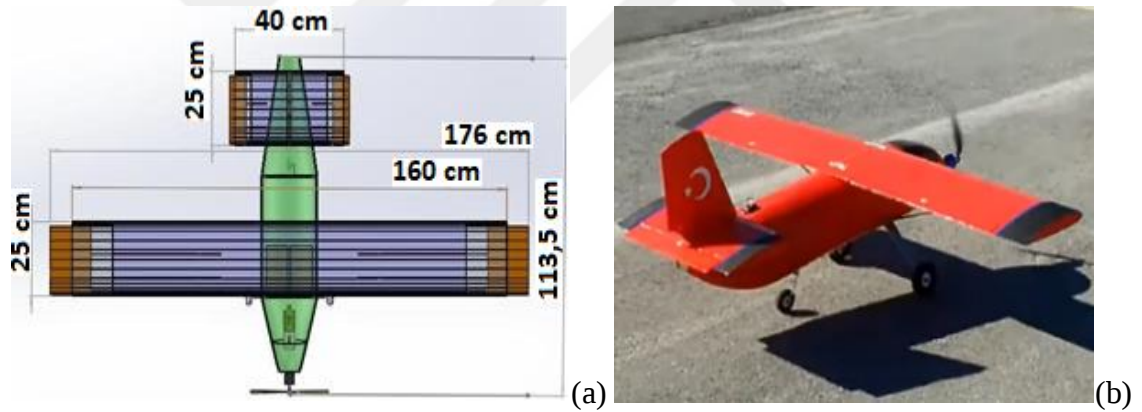


Şekil 3.7. Başkalaşım için mikro motor ve mekanik sistem

- Sonuç olarak hem kanat hem de yatay stabilize için aktif başkalaşım sistemi ve ZANKA-II İHA üretimi gerçekleştirilmiştir.

3.1.2. Teknik Özellikler

Üretimi gerçekleştirilen ZANKA-II İHA'nın teknik boyutları ve hava aracı Şekil 3.8'de görüldüğü gibidir.



Şekil 3.8. ZANKA-II (a) Teknik boyutlar; (b) Üretilen hava aracı

Ayrıca hava aracının teknik verileri ve aerodinamik kapasiteleri hakkında da gerekli bilgilere Tablo 3.1'de yer verilmiştir.

Tablo 3.1. ZANKA-II teknik özellikleri

Özellik	Büyüklik
Toplam Ağırlık	6,5 kg
Faydalı Yük	3 kg

Açıklık ve Uzunluk	1,6 m kanat açıklığı 1.135 m boylamasına uzunluk
Motor Tipi	Fırçasız elektrik motoru
Maksimum Menzil	30 km
Maksimum Havada Kalış Süresi	0,5 saat
Maksimum Havada Kalış Süresi için Hız	60 km/sa
Maksimum Tavan İrtifası	6000 m
Maksimum Aktif Başkalaşım	Kanat ya da yatay kuyruk açıklığının % 10' u

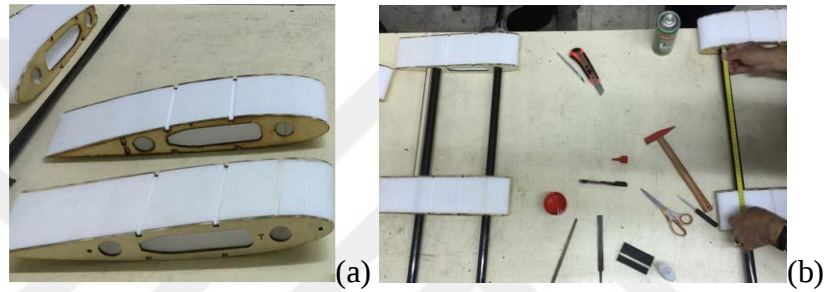
3.2 ZANKA-III TİHA

Bu başlık altında yapılan çalışmalar, daha önceden sonuçlandırılmış olan, Yüksek Otonom Performanslı, Pasif Ve Aktif Başkalaşım Özellikli, Aerodinamik Mükemmel, Taktik İnsansız Hava Aracı (TİHA) ZANKA-III isimli 115M603 Kodlu TÜBİTAK 1001 Projesinde çok daha detaylı bir şekilde ele alınmıştır. İlgili bilgiler bu projenin sonuç raporundan temin edilmiştir [79]. Bu proje çalışmasında taktik insansız hava araçlarına (TİHA'lar) yenilikçi otonom uçuş performansı iyileştirme yöntemleri (kanat ve yatay kuyruğun birbirlerinden bağımsız pasif ve aktif başkalaşımı ve ayrıca aerodinamik mükemmeliyet çalışmaları) uygulanarak yalnızca simülasyon ortamında değil aynı zamanda gerçek zamanlı uçuşlarda performansın en iyi hale getirilmesi amaçlanmıştır. Bu amaçla yola çıkarak Erciyes Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi Model Uçak Atölyesinde kanat ve yatay kuyruğu birbirinden bağımsız, kanat açıklığı doğrultusunda aktif başkalaşarak uzayabilen-kısalabilen ve buna ilaveten kanadı ve kuyruğu uzunlamasına eksen doğrultusunda pasif başkalaşarak birbirinden bağımsız ileri-geri hareket edebilen bir TİHA imalatı gerçekleştirilmiştir.

3.2.1. Üretim

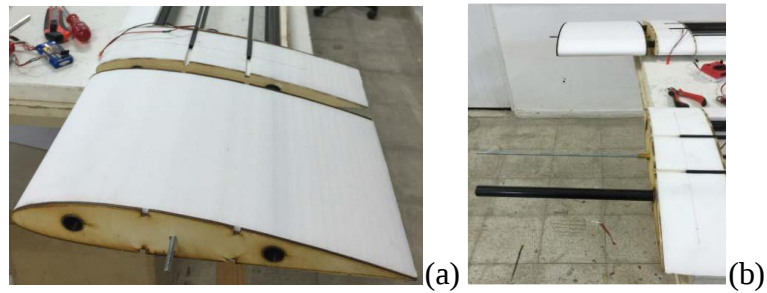
İHA üretim malzemesi olarak strafor tercih edilmiştir. Üretim aşamaları şu şekildedir:

- Kanat profilleri 3 boyutlu tasarım programı ile modellenerek Foam Works programına aktarılmış ve CNC tezgah ile kesim işlemi gerçekleştirilmiştir.
- Kontrplaktan sinirlikler kesilmiş ve kanat profil yan yüzeylerine epoksi ile yapıştırılmıştır. Ayrıca bu profiller karbon borularla desteklenmiştir (Bknz. Şekil 3.9).



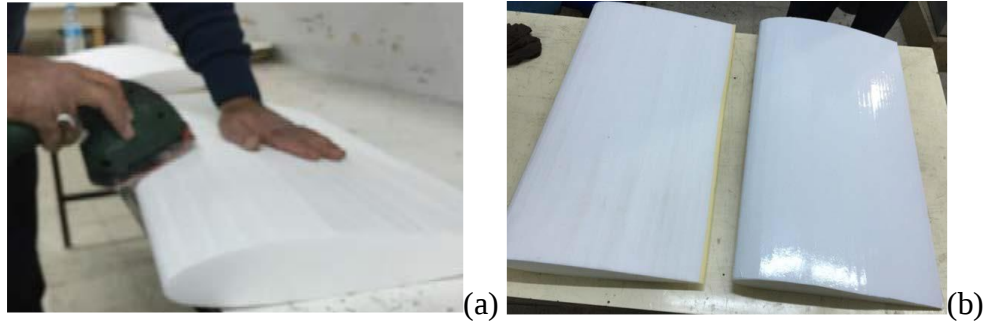
Şekil 3.9. TİHA'nın profillerinin karbon borulara geçirilmesi.

- Başkalaşım mekanizmasının çalışması için gerekli olan parçaların montajı gerçekleştirilmiştir (Bknz. Şekil 3.10).



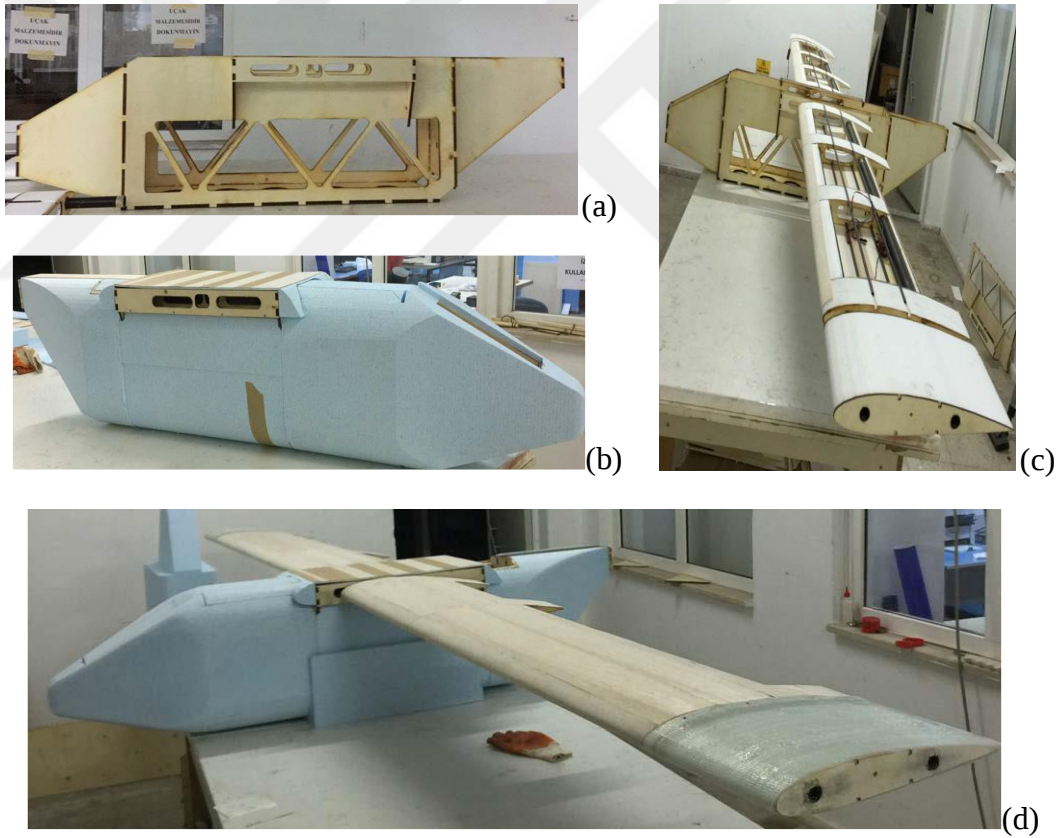
Şekil 3.10. TİHA'ya başkalaşım mekanizması montajı

- Yüzey pürüzsüzlüğü için zımparalama ve kaplama işlemleri yapılmıştır (Bknz. Şekil 3.11).



Şekil 3.11. (a) Zımparalama işlemi; (b) Kaplama işlemi

- Lazer kesim ile gövde kesimi gerçekleştirilmiş ve kanat gövde montajı yapılarak, gövdenin kaplanması sağlanmıştır (Bknz. Şekil 3.12).

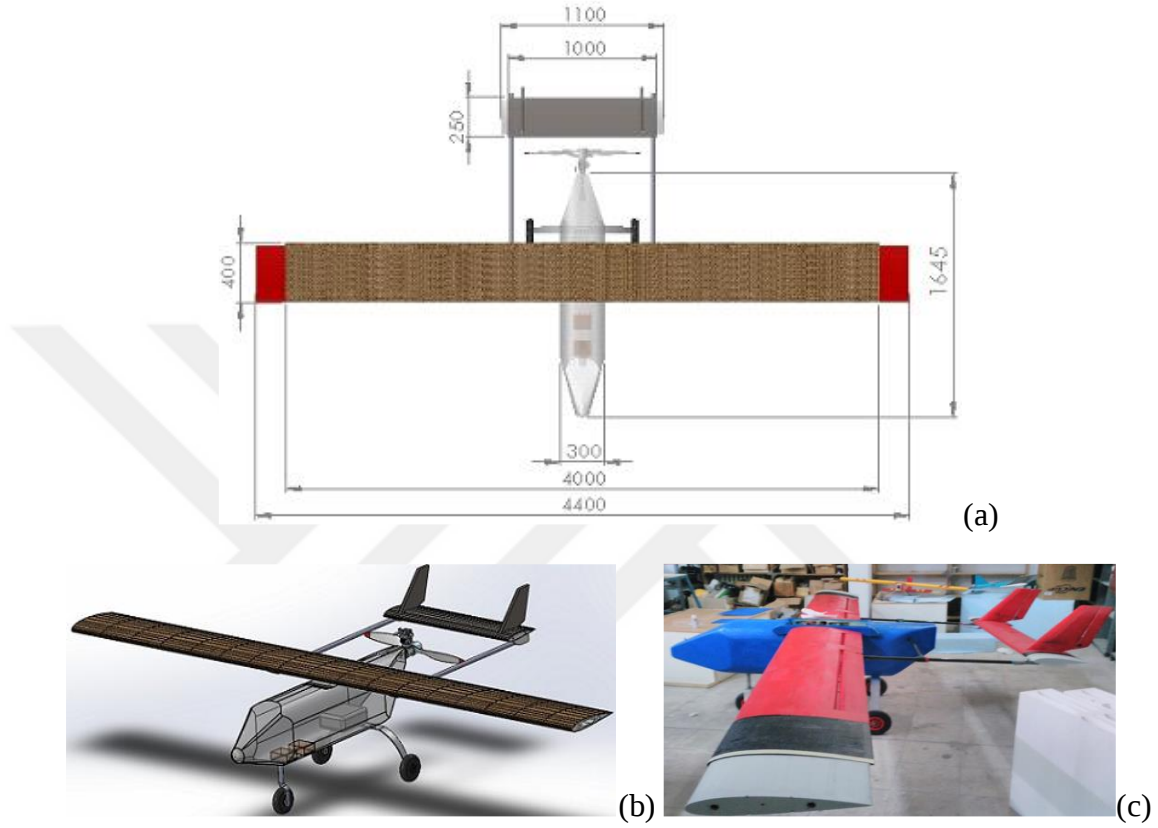


Şekil 3.12. (a) Gövde imalatı; (b) Gövdenin köpüklerle kaplanması; (c), (d) Kanat gövde montajı,

- Gerekli elektronik ekipmanların montajı ve boyama işlemiyle üretim tamamlanmıştır.

3.2.2. Teknik Özellikler

Üretimi gerçekleştirilen ZANKA-III TİHA teknik boyutları ve hava aracı Şekil 3.13’de görüldüğü gibidir.



Şekil 3.13. ZANKA-III TİHA (a) ve (b) Teknik boyutlar ve tasarım; (c) Üretim

Son olarak, hava aracının teknik verileri ve aerodinamik kapasiteleri hakkında da gerekli bilgilere Tablo 3.2’de yer verilmiştir.

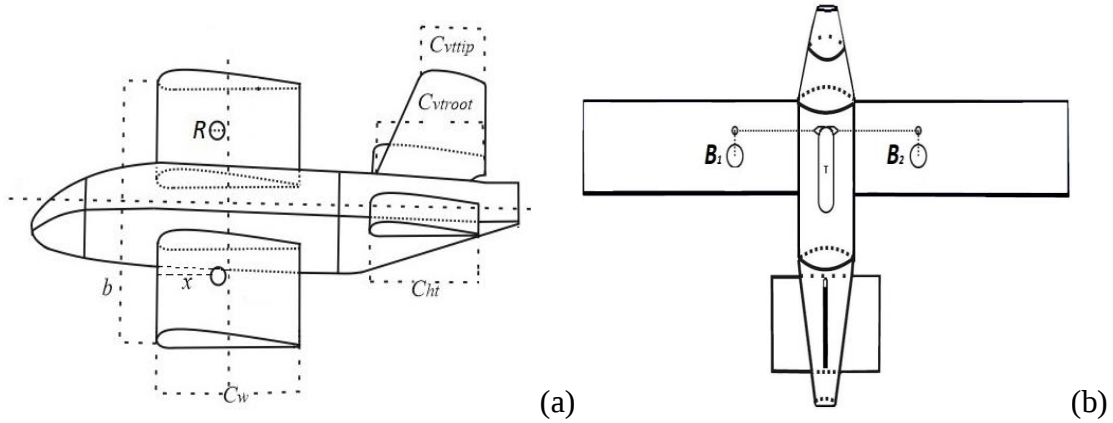
Tablo 3.2. ZANKA-III TİHA teknik özellikleri

Özellikler	Boyut
Toplam Ağırlık	50 kg
Yük	15 kg (5 kg yakıt)
Uzunluk ve Genişlik	4 m kanat boyu-2,188 m boy

Kanat Özellikleri	Açıklık oranı 10-taper oranı 1-dihedral açısı 0°
Motor	18 Hp iki zamanlı ve içten yanmalı
Maksimum Menzil	2 550 km
Ulaşabileceği Maksimum Hız	88,9 km/s
Çıkabileceği Maksimum İrtifa	12 792 m
Pasif Başkalaşım	Evet
Aktif Başkalaşım	Evet

3.3. ZANKA-II Üfleme Sistemi Üretimi

ZANKA-II üfleme sistemi üretimi Erciyes Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi Model Uçak Laboratuvarı'nda gerçekleştirilmiştir. Şekil 3.14'de üfleme sisteminin teknik görünümüne yer verilmiştir. Gövde içerisine yerleştirilen kompresör tarafından sağlanan basınçlı hava, kanallar vasıtasıyla kanat üst yüzeyinde yer alan üfleme bölgelerine ulaştırılmakta ve ortama salınmaktadır. Burada, B_1 ve B_2 kanat üzerindeki üfleme noktasının konumunu, x üfleme noktasının hücum kenarına olan uzaklığını, R üfleme noktasının çapını ifade etmektedir.



Şekil 3.14. Üfleme sistemi ön çizim çalışması

Üretim şu üç aşama takip edilerek gerçekleştirilmiştir:

- Üfleme bölgelerinin belirlenmesi (Bknz Şekil 3.15),



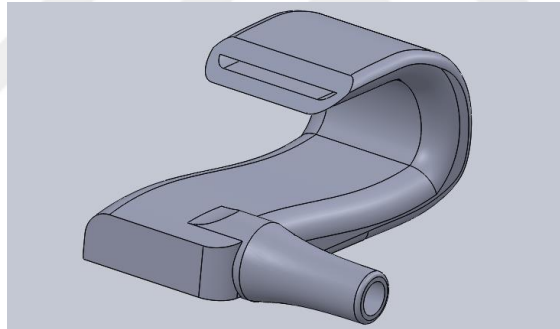
(a)



(b)

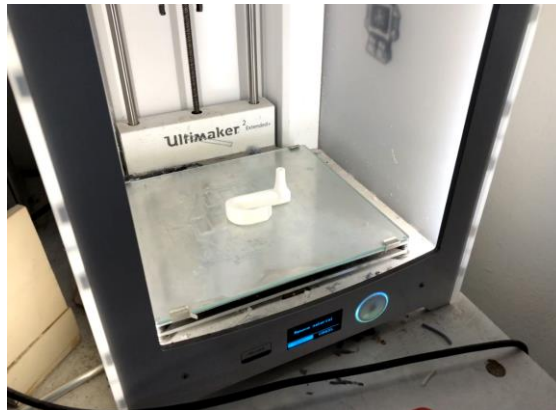
Şekil 3.15. Kanat üzerinde belirlenen üfleme bölgeleri

- Üfleme bölgelerinde havanın yönlendirilebilmesi amacıyla kullanılacak olan yönlendirici aparatlar katı model programı ile modellenmesi (Bknz Şekil 3.16),



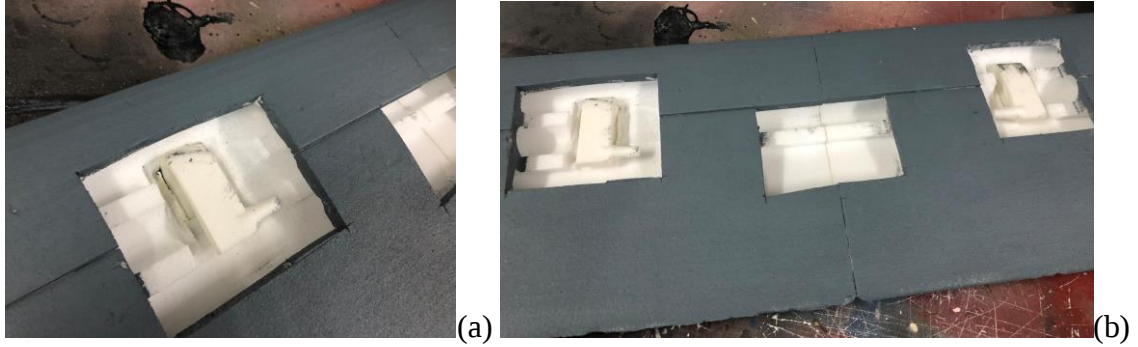
Şekil 3.16. Yönlendirici aparatların modellenmesi

- Model aparatların 3 boyutlu yazıcı yardımıyla üretilmesi (Bknz. Şekil 3.17),



Şekil 3.17. 3 boyutlu yazıcı ile yönlendirici aparatların modellenmesi,

- Yönlendirici aparatlar ve basınçlı havanın iletimi için gerekli olan kanalların açılması ve montajı (Bknz. 3.18),



Şekil 3.18. Kanat alt yüzeyine aparatların montajı

- Kompresör montajı (Bknz. Şekil 3.19),

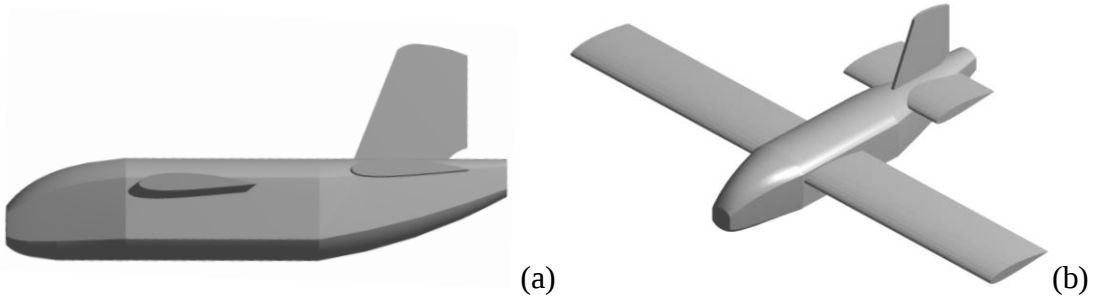


Şekil 3.19. Kompresörün gövdeye montajı

3.4. ZANKA-II Aerodinamik Kuvvet Hesaplaması

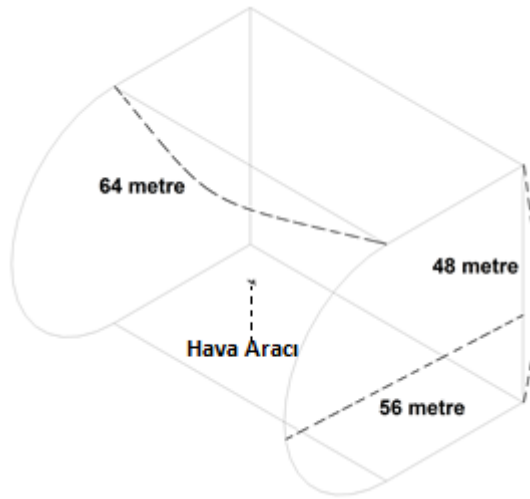
Üfleme sisteminin veriminin gözlemlenebilmesi için öncelikle ZANKA-II İHA'nın yalın halinin aerodinamik kuvvet hesaplaması ANSYS Fluent yazılımı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Daha sonra farklı üfleme sistemine sahip konfigürasyonlar için aynı ortam şartları altında sayısal hesaplamalar yürütülmüş ve elde edilen bulgular ileriki bölümlerde tartışılmıştır. Aerodinamik kuvvet hesaplaması için şu adımlar takip edilmiştir.

- Konsept tasarım modeli, 3 boyutlu tasarım programı ile oluşturulmuştur (Bknz. Şekil 3.20).



Şekil 3.20. Konsept tasarım

- Oluşturulan katı model parasolid uzantısı olarak kaydedilerek ANSYS Fluent yazılımına tanıtılmış ve geometry bölümünde yeterli büyüklükte çözüm bölgesinin sınırları tasarlanmıştır. Eğer, gereğinden daha küçük ebatlarda çözüm bölgesi tasarlanırsa, akış bu sınırlara çarpacak ve sayısal analiz sonucunu büyük oranda etkileyecektir. Aksi durumda ise, çok büyük bir çözüm bölgesi için işlemci zamanı fazla olacak ve doğru sonuca ulaşmak zorlaşacaktır. Bu nedenle, çözüm bölgesinin optimum büyüklükte olması gerekmektedir. Bu çalışmada, belirlenen çözüm bölgesi sınırları Şekil 3.21'deki gibidir. Daha sonra, yüzey isimlendirmeleri yapılmıştır. İHA modeli duvar olarak isimlendirilmiştir.



Şekil 3.21. Çözüm bölgesi

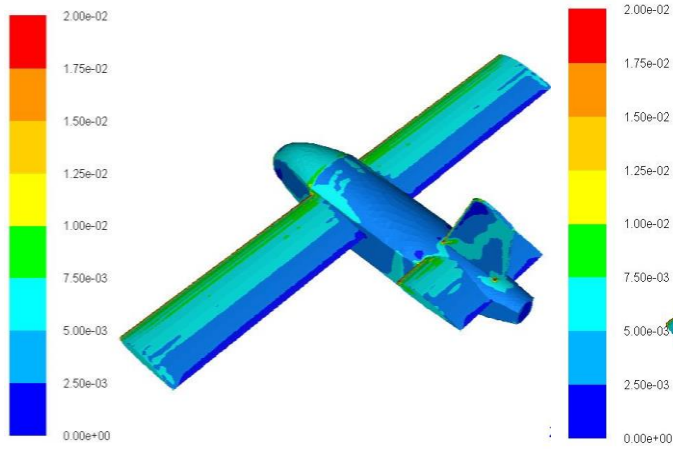
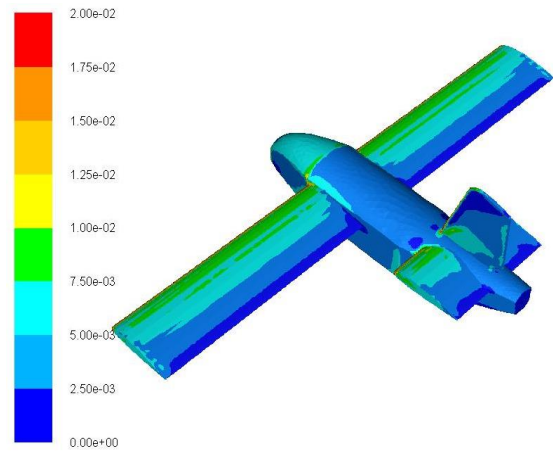
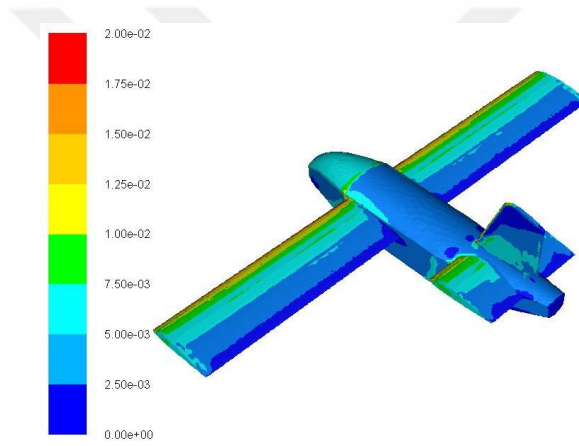
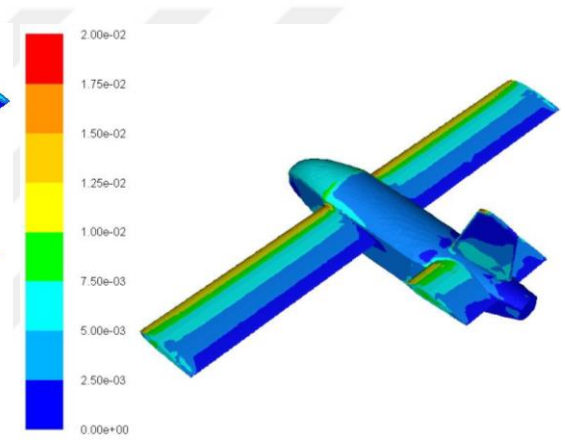
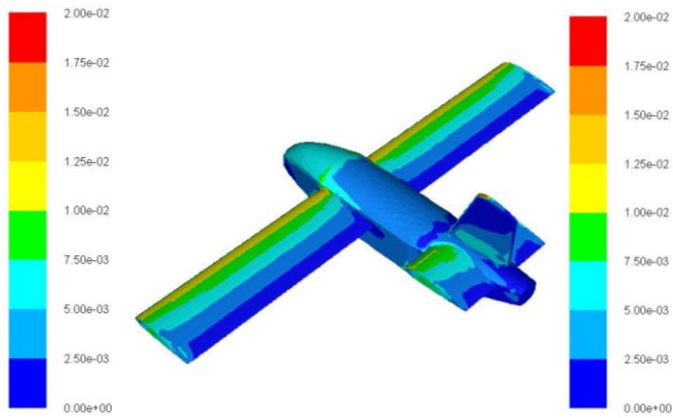
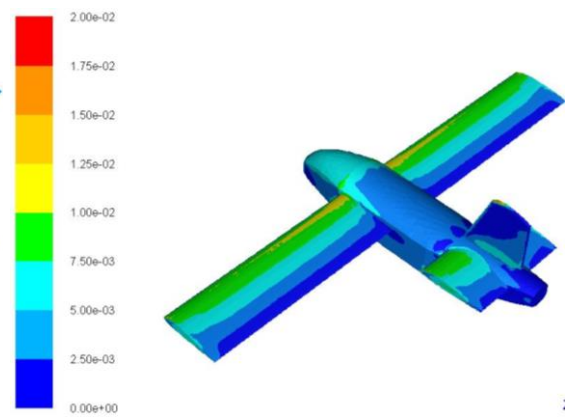
- Sayısal hesaplama sonuçlarının doğruluğu üzerine önemli etkisi olan ve dikkat edilmesi gereken bir diğer konu da ağ yapısıdır. Uygun ağ yapısının oluşturulabilmesi için yapılandırılmış ve yapılandırılmamış ağ yapıları bir araya getirilmiş ve dolayısıyla hibrit yapıli kontrol hacimleri kullanılmıştır. Duvar

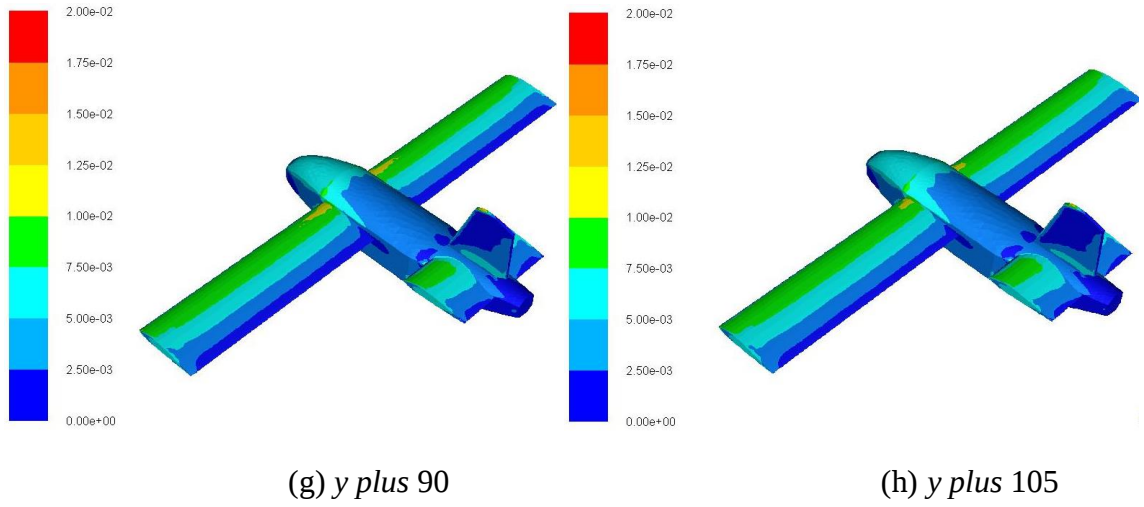
üzerinde oluşturulan ilk ağ katmanı yapılandırılmış hücrelerden oluşmakta ve bu ilk katmanın yüksekliği istenilen y_{plus} değerine göre hesaplanmıştır. y_{plus} değeri ile ilgili Tablo 3.3'te de görüldüğü gibi aynı ortam şartları ve türbülans modeli için farklı ilk eleman yüksekliğine göre çalışmalar yürütülmüştür. Bu sekiz farklı y_{plus} değerine (1, 5, 10, 30, 50, 75, 90, 105) göre ağ yapısı oluşturulurken herbir hücrenin hacimsel uyumuna göre hücreler arası geçiş ve hücre sayısı belirlenmiştir.

Tablo 3.3. İstenilen y_{plus} değeri ve çözüm üzerine etkileri

İstenilen y_{plus}	Ağ Sayısı	İlk Eleman Yüksekliği	C_L	C_D	Çözüm Süresi (Saniye)	Elde Edilen y_{plus}
1	3 761 815	2,0e-5	0, 07968	0,02802	12 086	0,83
5	3 061 914	1,0e-4	0,06969	0,02653	9 664	5,30
10	2 884 844	2,0e-4	0,06438	0,02704	9 107	8,77
30	2 383 943	6,0e-4	0,06364	0,02726	7 290	30,85
50	2 039 170	1,0e-3	0,05604	0,02844	6 119	46,58
75	1 959 425	1,5e-3	0,04707	0,02900	6 234	60,17
90	1 904 036	1,8e-3	0,04961	0,02939	6 089	71,05
105	1 820 826	2,1e-3	0,05655	0,02986	5 546	86,12

Herbir farklı y_{plus} değerinde, hava aracı için 0° hücum açısı için hesaplanan yüzey sürtünmesi değerleri görsel olarak sunulmuştur (Bknz. Şekil 3.22). y_{plus} 1 ile y_{plus} 5 için, hesaplanan yüzey sürtünmesi katsayıları en yüksek değerlerdeyken; y_{plus} artışıyla birlikte ters orantılı olacak şekilde hesaplanan yüzey sürtünmesi değerleri azalmaktadır.

(a) *y plus 1*(b) *y plus 5*(c) *y plus 10*(d) *y plus 30*(e) *y plus 50*(f) *y plus 75*



Şekil 3.22. Aynı çözüm modeli ve ortam şartlarında farklı y_{plus} değerlerine göre hava aracı üzerinde elde edilen yüzey sürtünmesi katsayıları

- Çözüm bölgesinde olduğu gibi optimum sayıda ağ yapısının da uygulanması gerekmektedir. Bu nedenle Tablo 3.4'te görüldüğü gibi çeşitli sayılarda kontrol hacimleri oluşturulmuştur.

Tablo 3.4. Ağ sayısına göre taşıma ve sürüklenme katsayılarındaki değişimler (Ağ yapısından bağımsızlığın sağlanması-2000 iterasyon)

Ağ Sayısı	Çözüm Seçeneği	C_L	C_D	Çözüm Süresi (Saniye)
3 761 815	-	0,07968	0,02802	12 086
	Double Precision	0,08024	0,02805	24 754
4 595 006	-	0,08006	0,02862	14 861
	Double Precision	0,08056	0,02866	83 967
5 313 428	-	0,07920	0,02906	17 583
	Double Precision	0,07980	0,02910	173 199
6 194 141	-	0,07919	0,02905	21 169
	Double Precision	0,07964	0,02910	374 644

7 024 388	-	0,07800	0,02943	22 829
	Double Precision	0,07850	0,02948	684 870
8 413 863	-	0,07643	0,03012	73 299
	Double Precision	0,07693	0,03017	~4 544 538
9 213 856	-	0,07627	0,03013	129 563
	Double Precision	0,07677	0,03018	~11 660 670
10 389 076	-	0,07553	0,03029	260 502
	Double Precision	0,07593	0,03034	~46 890 360
11 362 375	-	0,07509	0,03036	355 507
	Double Precision	0,07559	0,03041	~127 982 520

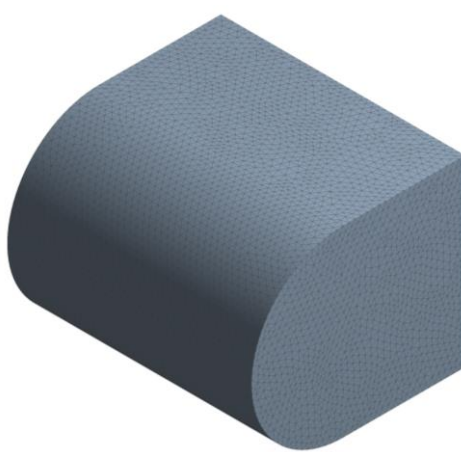
- Kontrol hacimlerinin herbiri için elde edilen hem taşıma ve sürükleme katsayılarındaki değişimlerin en az olduğu hem de ihtiyaç duyacağı işlemci süresi göz önünde bulundurularak, Tablo 3.5'deki özelliklere sahip kontrol hacmi kullanılmıştır.

Tablo 3.5. Kontrol hacim özellikleri

Minimum Eleman Boyutu	5, e-003 m
Minimum Yakınlık Boyutu	5, e-003 m
Maksimum Yüzey Boyutu	1,6 m
Maksimum Eleman Boyutu	3,2 m
Büyüme Oranı	1,20
Ağ Yapısı	Hibrit

Hücre Sayısı	3 761 815
Maksimum Skewness	0,92
Inflation	
Inflation Seçeneği	İlk Eleman Kalınlığı
İlk Eleman Yüksekliği	1,5e-005 m
Büyüme Oranı	1,15
Maksimum Katman	42
Yüzey Boyutlandırma	
Tip	Eleman Boyutuna Göre
Eleman Boyutu	6,e-002 m
Büyüme Oranı	1,10

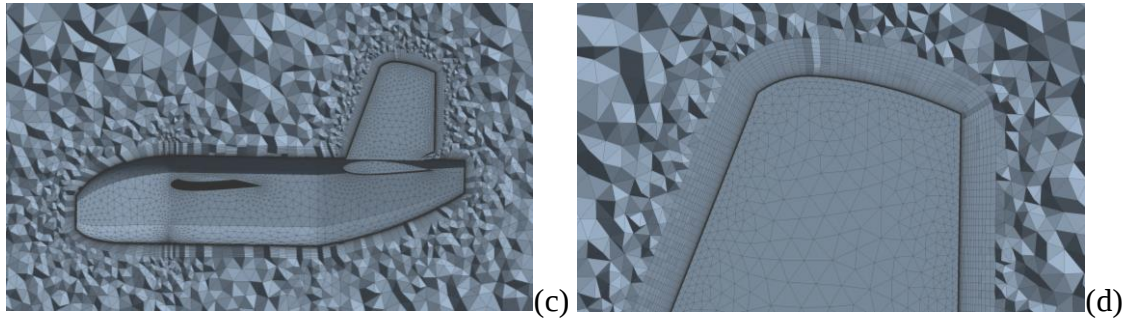
Şekil 3.23’de bu ağ yapıları görülmektedir



(a)



(b)



Şekil 3.23. Ağ yapısı

- Analize başlamadan önce hava aracının uçuşunun simüle edileceği ortam şartları belirlenmiştir. Dolayısıyla akışkan özellikleri hava aracının düz uçuşunu gerçekleştirdiği 100 metre irtifadaki havanın yoğunluğu, sıcaklığı ve basıncı belirlenerek programa tanımlanmıştır [70].

Tablo 3.6. 100 metre irtifada akışkan özellikleri [80]

Akışkan Özelliği	Değer
ρ (yoğunluk)	1,213 kg/m ³
T (sıcaklık)	287 K
P (basıncı)	100 130 N/m ²

- Reynolds sayısı, bir akışkanın atalet kuvvetlerinin viskozite kuvvetlerine olan oranı olarak tanımlanmaktadır. Buna göre önce dinamik viskozite hesaplanmış ve daha sonra da akışın Reynolds Sayısı denklem 3.1 kullanılarak hesaplanmıştır. Ayrıca, dinamik viskozite, 3.2'deki bağıntıdan yararlanılarak sutherland formülü ile hesaplanmıştır.

$$Re = \frac{\vartheta L \rho}{\mu} \quad (3.1)$$

$$\mu = \mu_0 \frac{T_0 + C}{T + C} \left(\frac{T}{T_0}\right)^{3/2} \quad (3.2)$$

μ : T sıcaklığındaki viskozite değeridir. Birimi $\frac{kg}{ms}$ ' dir

μ_0 : Referans sıcaklığındaki referans viskozite değeridir.

T : Kelvin olarak sıcaklıktır.

T_0 : Kelvin cinsinden referans sıcaklıktır.

C_0 : Sutherland sabitidir.

Havanın herhangi bir sıcaklıktaki viskozitesinin bulunabilmesi için sutherland yasasına göre Tablo 3.7'deki değerler referans kabul edilmektedir [81].

Tablo 3.7. Katsayılar

	C_0	T_0	μ_0
Hava	-	K	Pa.s
	120	291,15	0,00001827

- Buradan çıkan sonuca göre de akışın türbülanslı olduğu belirlenmiş ve akış analizi için k- ω SST türbülans modeli kullanılmıştır [37]. Bu model Menter tarafından geliştirilmiştir. Özellikle duvar (hava aracı) üzerindeki çözümler ve farfield (çözüm bölgesi) alanındaki hesaplamaları en iyi şekilde yapabilen türbülans modellerinden birisi olarak bilinmektedir [82, 83]. Hava aracının düz uçuş hızı olarak 17 m/s belirlenmiştir. Sayısal analiz basınç tabanlı yöntem kullanılarak yürütülmüştür. Son olarak, katsayılardaki değişimin 10^{-4} olması, yakınsama kriteri olarak belirlenmiş ve bu da yaklaşık olarak 2000 iterasyona denk gelmektedir.

ZANKA-II'nin yalın hali için bu bahsedilen adımlar izlenerek C_L ve C_D değerleri hesaplanmıştır. Bu değerlere göre de E_{max} belirlenmiştir. Daha sonra, farklı parametrelerden oluşan konfigürasyonlar kullanılarak üfleme şeklinde basınçlı hava çıkışı sağlanmış ve akış kontrol edilerek girdaplar azaltılmaya çalışılmıştır. Farklı üfleme konfigürasyonlarının oluşturulabilmesi için, şu üfleme değişkenleri belirlenmiş ve uygulanmıştır.

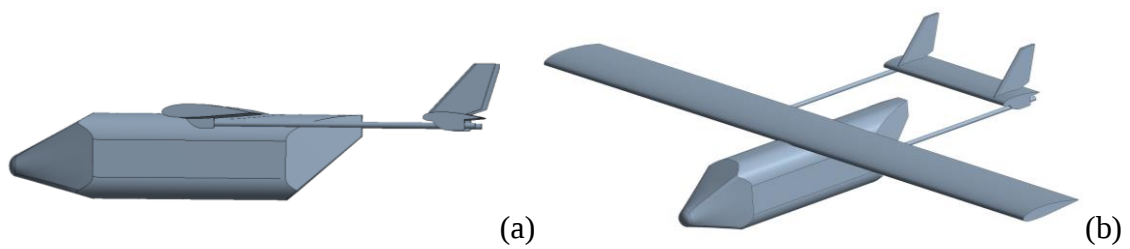
Üfleme bölgesinin;

- Şekli ve boyutları (üfleme alanı),
- Kanat hücum kenarına göre konum,
- Kanat kök kısmına göre konum,
- Basınç çıkış büyüklüğü,
- Basınçlı hava üfleme çıkış açısıdır.

3.5. ZANKA-III Aerodinamik Kuvvet Hesaplaması

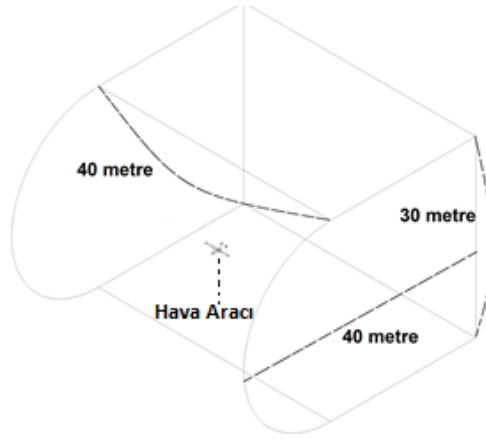
Üfleme sisteminin veriminin gözlemlenebilmesi için öncelikle ZANKA-III İHA'nın yalın halinin aerodinamik kuvvet hesaplaması ANSYS Fluent yazılımı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Daha sonra, farklı üfleme sistemine sahip konfigürasyonlar için aynı ortam şartları altında sayısal hesaplamalar yürütülmüş ve elde edilen bulgular ileriki bölümlerde tartışılmıştır. Aerodinamik kuvvet hesaplaması için ZANKA-II'de izlenen adımlar takip edilmiştir. Bu adımlar özetle şu şekildedir:

- Konsept tasarım modeli, 3 boyutlu tasarım programı ile oluşturulmuştur (Bknz. Şekil 3.24).



Şekil 3.24. Konsept tasarım

- Oluşturulan katı model parasolid uzantısı olarak kaydedilerek ANSYS Fluent yazılımına tanıtılmış ve geometry bölümünde yeterli büyüklükte çözüm bölgesinin sınırları tasarlanmıştır (Bknz. Şekil 3.25).

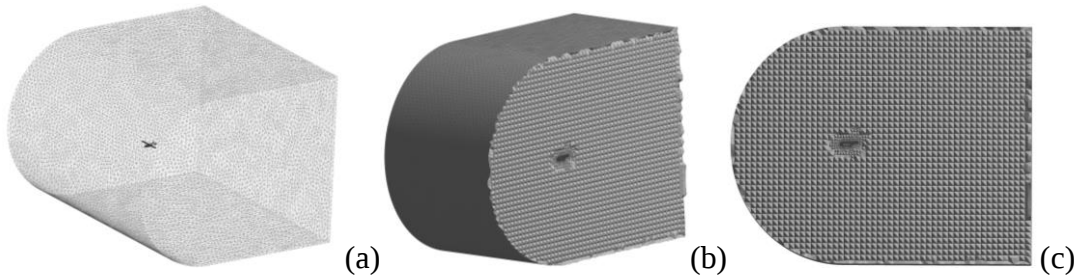


Şekil 3.25. Çözüm bölgesi

- Tablo 3.8'deki hücre özellikleri kullanılarak, uygun ağ yapısı oluşturulmuştur (Bknz. Şekil 3.26).

Tablo 3.8. Kontrol hacim özellikleri

Özellik	Değer
Minimum Eleman Boyutu	0,003 m
Hücre Sayısı	2 756 005
Maksimum Eleman Boyutu	0,934 m
Maksimum Yüzey Boyutu	4,86 m
Büyüme Oranı	1,20
Ağ Yapısı	Patch Independent



Şekil 3.26. Ağ yapısı

- Uygun ortam şartlarına göre analiz gerçekleştirilmiş ve 1000 iterasyonda sonuçlandırılmıştır.

ZANKA-III'ün yalın hali için bu bahsedilen adımlar izlenerek C_L ve C_D değerleri hesaplanmıştır. Bu değerlere göre de E_{max} belirlenmiştir. Daha sonra, farklı parametrelerden oluşan konfigürasyonlar kullanılarak üfleme şeklinde basınçlı hava çıkışı sağlanmış ve akış kontrol edilerek girdaplar azaltılmaya çalışılmıştır.



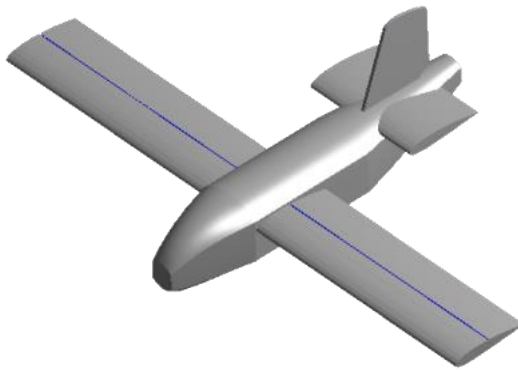
4. BÖLÜM

BULGULAR

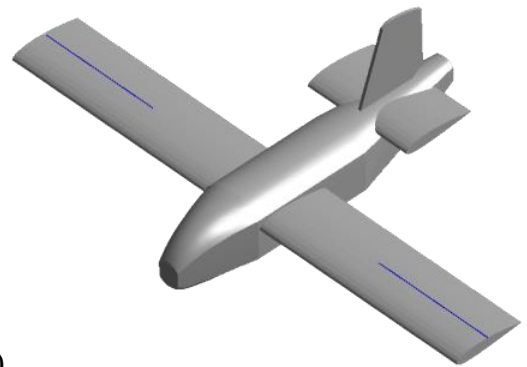
Bu bölümde, kanat üzerinde üfleme bölgelerine sahip ZANKA-II ve ZANKA-III insansız hava araçlarıyla ilgili tez çalışması kapsamında, daha önce akademik yayın olarak yayımlanmış olan sayısal çalışmalarda elde edilen bulgulara karşılaştırmalı olarak yer verilmiştir.

4.1. ZANKA-II Aerodinamik Performans Analiz Sonuçları

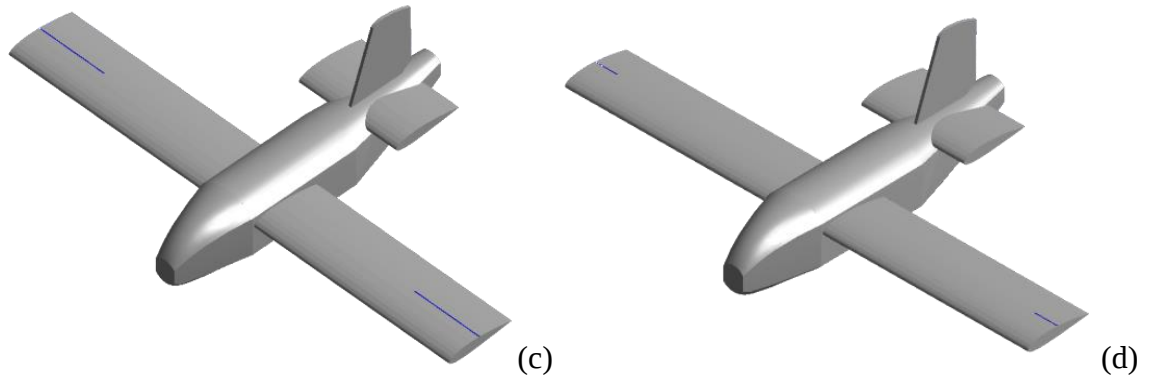
[84] uluslararası tam metin bildiri çalışması ile kanat üzerindeki girdapların azaltılabilmesi amacıyla kanat veter uzunluğunun yarısında ($x/c=0,5$) olacak şekilde aynı genişlikte; fakat kanat açıklığı doğrultusunda farklı uzunluğa ve dolayısıyla alana sahip, sabit basınçta üfleminin meydana geldiği C_1 , C_2 , C_3 ve C_4 olmak üzere dört farklı konfigürasyon için analizler 7 farklı hücum açısında (-4° , 0° , 4° , 6° , 8° , 10° , 12°) gerçekleştirilmiştir. Şekil 4.1’de kanat üzerindeki üfleme bölgelerine göre farklı konfigürasyonlara yer verilmiştir.



(a)



(b)



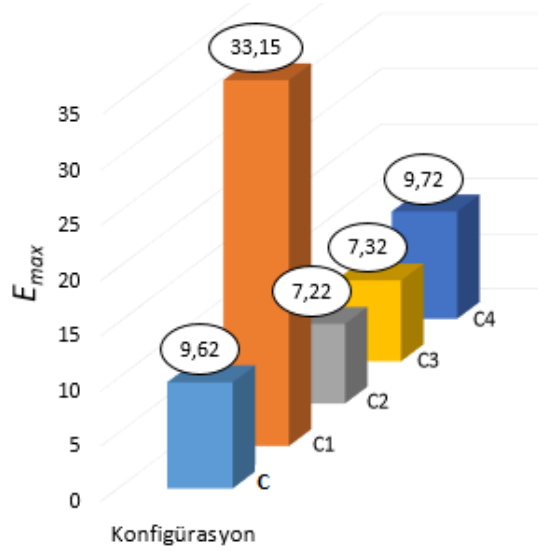
Şekil 4.1. (a) C_1 ; (b) C_2 ; (c) C_3 ; (d) C_4

İHA' nın yalın tasarımı C konfigürasyonu olarak adlandırılmış ve bütün konfigürasyonlar için elde edilen veriler bu yalın hal ile karşılaştırılmıştır. Konfigürasyonların özellikleri Tablo 4.1' de detaylı olarak verilmiştir.

Tablo 4.1. [84] çalışmasında kullanılan üfleme parametreleri

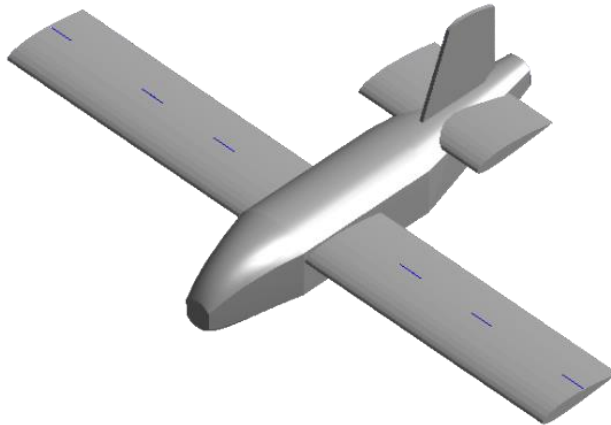
Konfig. ismi	Şekli ve boyutları (üfleme alanı)	Hücum kenarına göre konum (x/c)	Kanat kök kısmına göre konum	Basınç çıkış büyüklüğü (pascal)	Basıncılı hava üfleme çıkış açısı
C	-	-	-	-	-
C_1	Dikdörtgen 0,0032 m ²	0,5	Tüm kanat	1000	Akışa dik
C_2	Dikdörtgen 0,0019 m ²	0,5	Yarı kanat	1000	Akışa dik
C_3	Dikdörtgen 0,0010 m ²	0,5	Çeyrek kanat	1000	Akışa dik
C_4	Dikdörtgen 0,0003 m ²	0,5	Kanat ucu	1000	Akışa dik

Sayısal hesaplama sonuçlarına göre üfleme sistemi sayesinde, hava aracının taşıma katsayısında artış olduğu görülmüştür. Aynı zamanda, bazı hücum açılarında sürüklenme katsayısında önemli derecede iyileşme elde edilmiştir. Bu iki değer için ortak çözümünü ifade eden ve hava aracı için önemli bir performans parametresi olan aerodinamik etkinlik faktörü E_{max} 'ta artış meydana geldiği görülmüştür (Bknz. Şekil 4.2).



Şekil 4.2. Konfigürasyonlara göre aerodinamik etkinlik faktörü

[85] uluslararası tam metin bildiri çalışması ile kanat üzerindeki girdapların azaltılabilmesi amacıyla, ZANKA-II'nin kanatları üzerinde, kanat açıklığı doğrultusunda 0,3b, 0,6b ve 0,9b (b kanat açıklığını) konumlarında olacak şekilde toplam 6 dikdörtgensel üfleme bölgeleri tasarlanmıştır (Bknz. Şekil 4.3). Buna göre farklı değişkenler kullanılarak sayısal çalışma yürütülmüştür.



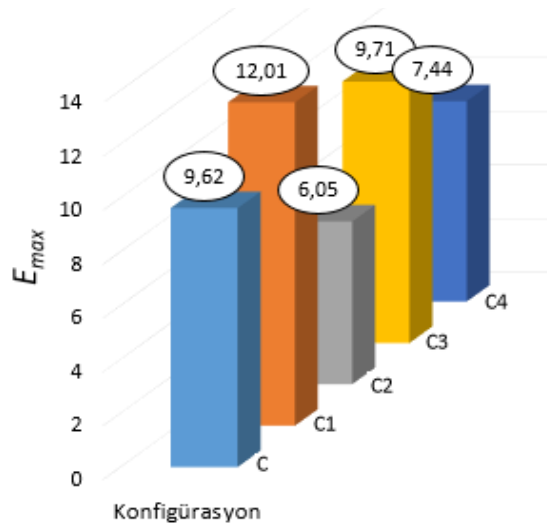
Şekil 4.3. Kanat üzerindeki üfleme bölgeleri

AAK çalışması için beş farklı konfigürasyon belirlenmiştir. Bunlar orjinal olan C ile sadece üfleme basınçları farklı olan C_1 , C_2 , C_3 , C_4 konfigürasyonlarıdır. C_1 , C_2 , C_3 , C_4 konfigürasyonları için Tablo 4.2'de görüldüğü gibi basınç çıkış değerleri sırasıyla 25030, 50065, 100130 ve 200260 olacak şekilde uygulanmıştır (Bknz. Tablo 4.2).

Tablo 4.2. [85] çalışmasında kullanılan üfleme parametreleri

Konfig. ismi	Şekli ve boyutları (üfleme alanı)	Hücum kenarına göre konum (x/c)	Kanat kök kısmına göre konum (b/2)	Basınç çıkış büyüklüğü (pascal)	Basınçlı hava üfleme çıkış açısı
C	-	-	-	-	-
C_1	Dikdörtgen 0,00021 m ²	0,5	0,3b 0,6b 0,9b	25 030	Akışa dik
C_2	Dikdörtgen 0,00021 m ²	0,5		50 065	Akışa dik
C_3	Dikdörtgen 0,00021 m ²	0,5		100 130	Akışa dik
C_4	Dikdörtgen 0,00021 m ²	0,5		200 260	Akışa dik

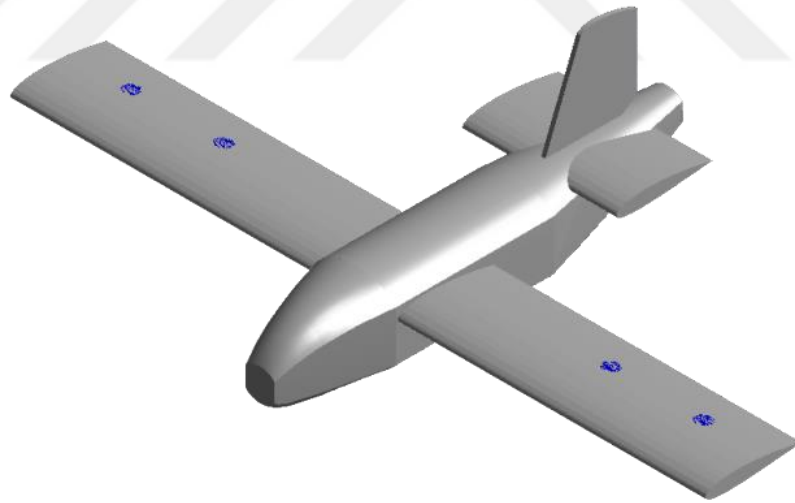
Toplam performanstaki değişimin belirlenebilmesi için hesaplanan E_{max} değerlerinin karşılaştırması yapılmıştır (Bknz. Şekil 4.4). C_1 ile C_3 konfigürasyonları hava aracının orjinal hali olan C ile karşılaştırıldığında toplam düz uçuş performansında iyileşme meydana geldiği görülmektedir. Aksine C_2 ve C_4 konfigürasyonlarında performans kaybı olduğu anlaşılmaktadır. En yüksek kayıp C_2 ’de meydana gelirken; en yüksek kazanç ise C_1 ’de elde edilmiştir. C_1 konfigürasyonu ile %33'lere kadar performans artışı görülmüştür.



Şekil 4.4. Konfigürasyonlara göre aerodinamik etkinlik faktörü

Yapılan bu çalışmada, kanat üzerinde tasarlanan üfleme bölgelerinden sabit basınçta hava çıkışı ile kanat ucu girdaplarının azaltılması için harici hava basıncındaki değişikliklerin toplam verimde meydana getirmiş olduğu farklılıklar ortaya çıkarılmıştır. Kısacası basınçlı üfleminin büyüklüğü de toplam verim üzerinde etkili olmaktadır.

[86] ve [87] uluslararası tam metin bildiri çalışmaları ile daha önce yapılan çalışmalarda olduğu gibi farklı değişkenlerin üfleme üzerine etkisi ve dolayısıyla ZANKA-II'nin aerodinamik performansı üzerine olan etkisi araştırılmıştır. Bununla birlikte, [86] çalışmasında üfleme sistemi ve yanlamasına uçuş kontrol sistemi; [87] çalışmasında ise üfleme sistemi ve uzunlamasına uçuş kontrol sistemi eş zamanlı olarak tasarlanmıştır. Böylelikle daha iyi bir otonom performans elde edilmesi amaçlanmıştır. Bu amaç doğrultusunda, kanat üzerinde her iki kanat için simetrik bir şekilde ikişer tane olmak üzere toplam dört farklı üfleme bölgesi oluşturulmuştur. Bu bölgelerin kanat veterine ve hücum ile firar kenarlarına göre yeri ve yarıçapı yapılan sayısal analiz çalışmaları ile belirlenmiştir (Bknz. Şekil 4.5).



Şekil 4.5. Kanat üzerindeki üfleme bölgeleri

Üfleme bölgelerinin optimum alan ve yeri belirlendikten sonra bu kanallardan basınçlı hava çıkışı sağlanarak düz uçuş performansındaki değişimler ZANKA-II'nin ilk performansına göre sayısal olarak analiz edilmiştir. [86] için yanal durum-uzay modeli; [87] için de uzunlamasına durum-uzay modeli elde edilerek otonom performansın iyileştirilmesi amacıyla P , I , D değişkenlerinden yararlanılarak yükselme, yerleşme, aşım zamanları iyileştirilmeye çalışılmış ve MATLAB/Simulink ile modellenmesi yapılmıştır.

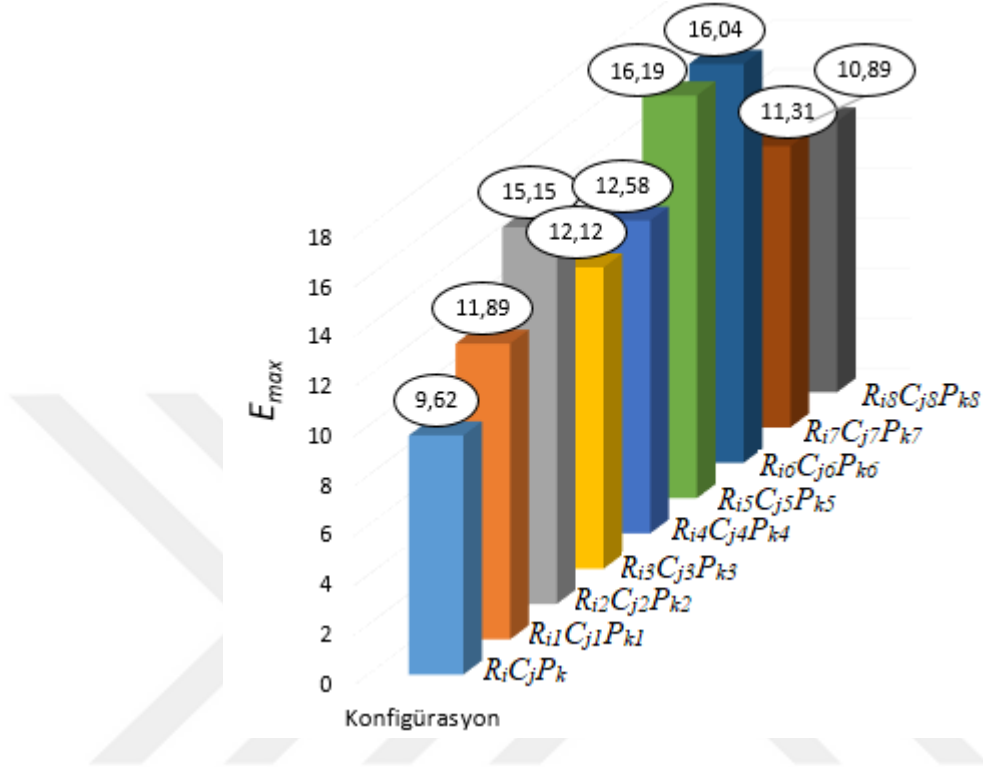
Daha sonra, bu veriler yardımıyla adaptif rassal bir optimizasyon yöntemi olan SPSA kullanılarak ZANKA-II üzerindeki akış kontrolü ve otopilot sistemi eş zamanlı olarak tasarlanmış ve maliyet fonksiyonu minimize edilmeye çalışılmıştır. Sonuç olarak üfleme yeri ve yarıçapı değiştirilerek ZANKA-II'nin otonom performansında iyileşmelerin meydana geldiği gözlemlenmiştir.

Tablo 4.3. [86,87] çalışmasında kullanılan üfleme parametreleri

Konfig. ismi	Şekli ve boyutları (üfleme alanı ya da çap)	Hücum kenarına göre konum (x/c)	Kanat kök kısmına göre konum (b/2)	Basınç çıkış büyüklüğü (pascal)	Basıncılı hava üfleme çıkış açısı
$R_i C_j P_k$	-	-	-	-	-
$R_{i1} C_{j1} P_{k1}$	Daire R= 0,04 m	0,6	-	10 000	Akışa dik
$R_{i2} C_{j2} P_{k2}$	Daire R= 0,04 m	0,6	-	25 000	Akışa dik
$R_{i3} C_{j3} P_{k3}$	Daire R= 0,06 m	0,6	-	10 000	Akışa dik
$R_{i4} C_{j4} P_{k4}$	Daire R= 0,06 m	0,6	-	25 000	Akışa dik
$R_{i5} C_{j5} P_{k5}$	Daire R= 0,04 m	0,7	-	10 000	Akışa dik
$R_{i6} C_{j6} P_{k6}$	Daire R= 0,04 m	0,7	-	25 000	Akışa dik
$R_{i7} C_{j7} P_{k7}$	Daire R= 0,06 m	0,7	-	10 000	Akışa dik
$R_{i8} C_{j8} P_{k8}$	Daire R= 0,06 m	0,7	-	25 000	Akışa dik

Bu çalışmada kullanılan değişkenler Tablo 4.3'te görüldüğü gibidir. Burada değişkenler, her bir kanat için simetrik, ikişer adet ve dairesel olacak şekilde tasarlanan üfleme bölgelerinin yarıçapı, kanat hücum kenarına göre konumu, son olarak da üfleme

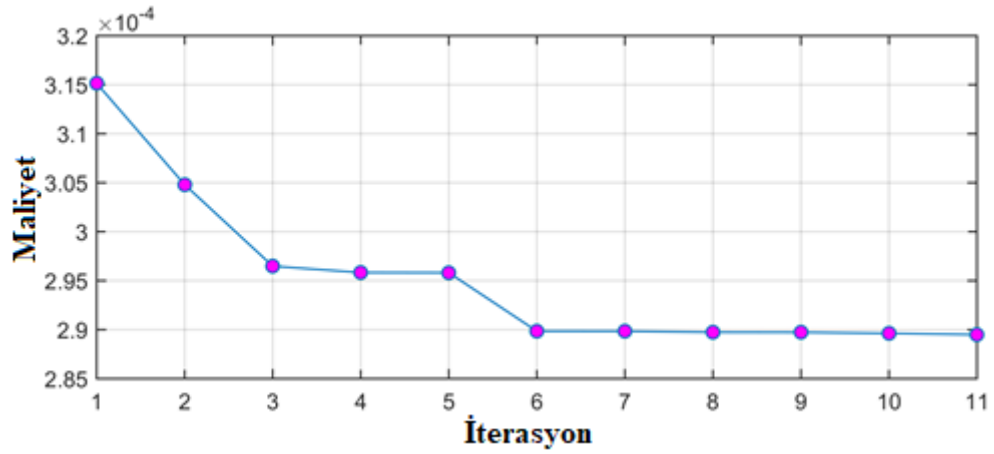
basıncıdır. Konfigürasyon isimlerindeki R_i yarıçapı, C_j kanat veter hattına göre konumu, P_k ise basınç çıkış büyüklüğünü ifade etmektedir.



Şekil 4.6. Konfigürasyonlara göre aerodinamik etkinlik faktörü

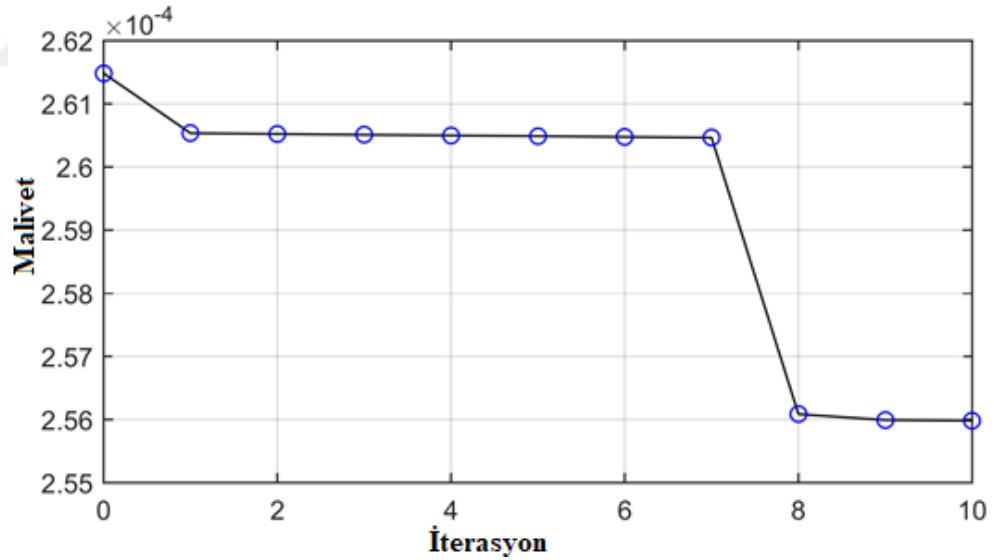
Buradan da anlaşılabileceği üzere en yüksek değer $R_{i5} C_{j5} P_{k5}$ konfigürasyonu ile elde edilmiştir (Bknz. Şekil 4.6). $R_{i5} C_{j5} P_{k5}$ konfigürasyonu ZANKA-II'nin yalın hali olan $R_i C_j P_k$ konfigürasyonu ile kıyaslandığında toplam aerodinamik performansta yaklaşık olarak %60'lara kadar artış olabileceği belirlenmiştir. Ayrıca üfleme ile akış kontrolü sayesinde diğer bütün konfigürasyonların toplam veriminde artış olduğu gözlenmiştir.

Çoğu PID tabanlı otopilot sistemi yükselme, sapma açısı ve hız takibinden oluşmaktadır. Bunlar 6 P-I-D kontrolör ve dış, orta, iç olmak üzere üç katmandır. Otopilot kullanıcıları, en iyi verimi alabilmeleri için her bir kontrolör için 6'şar adet olmak üzere toplam 18 değişkeni ayarlamak zorundadırlar. Bunlara ek olarak, yapılan bu çalışmada basınç çıkış büyüklüğü, üfleme alanının çapı ve konumu olmak üzere üç değişkenin daha göz önünde bulundurulmuştur. $R_i C_j P_k$ konfigürasyonu için SPSA kullanılarak yapılan optimizasyon sonucunda her bir iterasyona göre elde edilen yanlamasına maliyet fonksiyonu Şekil 4.7'deki gibidir.



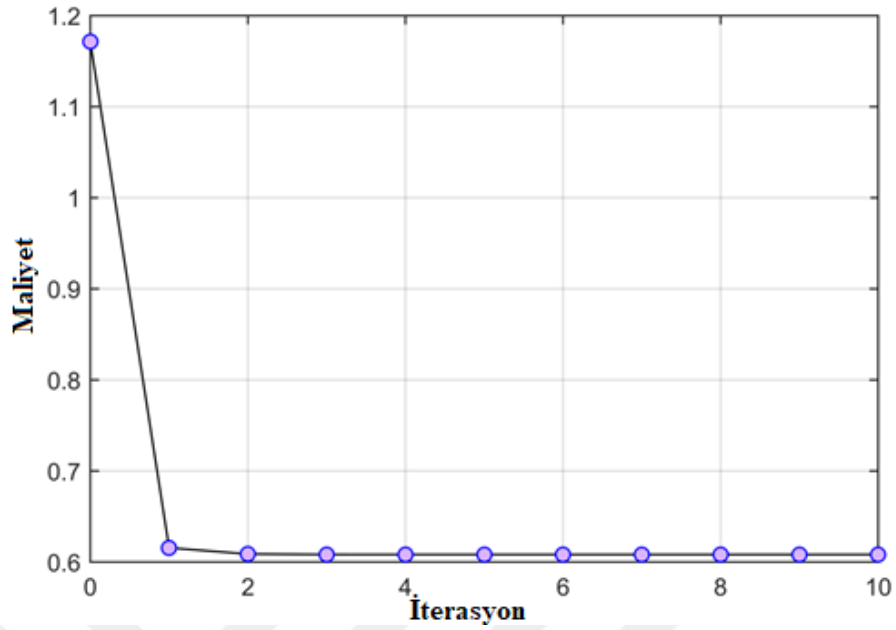
Şekil 4.7. Yanlamasına maliyet fonksiyonu

Eş zamanlı tasarım sonucunda yükselme ve aşım zamanı ile maksimum aşımından oluşan otonom performans parametresinde $R_iC_jP_k$ konfigürasyonu, $R_{i5}C_{j5}P_{k5}$ konfigürasyonu ile kıyaslandığında yaklaşık olarak %10 civarında iyileşme meydana geldiği görülmüştür (Bknz. Şekil 4.8).



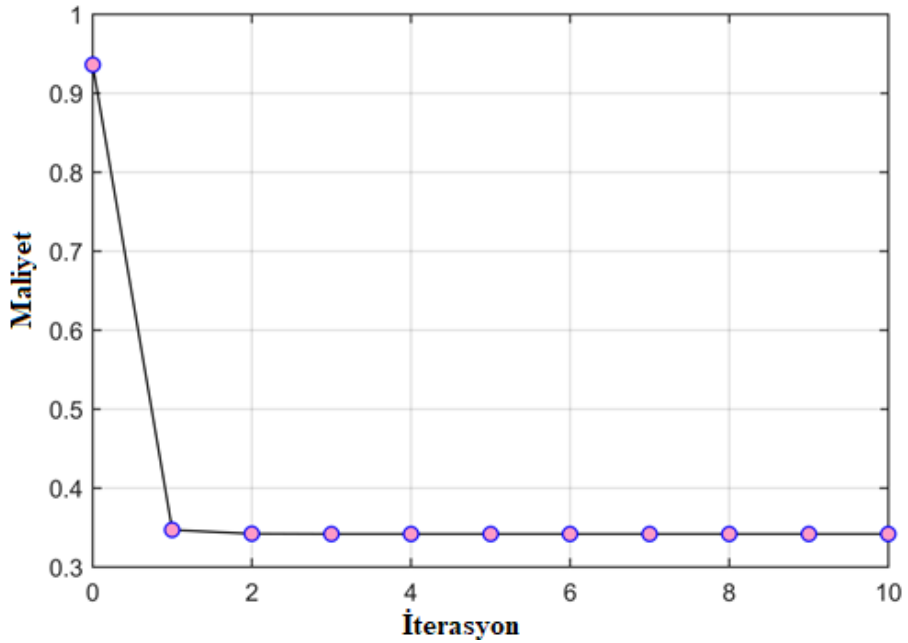
Şekil 4.8. AAKT ile yanlamasına maliyet fonksiyonu [86]

$R_iC_jP_k$ konfigürasyonu için SPSA kullanılarak yapılan optimizasyon sonucunda her bir iterasyona göre uzunlamasına maliyet fonksiyonu Şekil 4.9'daki gibidir. Yapılan iterasyonlara göre ZANKA-II'nin yalın hali için uzunlamasına en düşük maliyetin yaklaşık olarak 0,6'larda olduğu görülmektedir. Ayrıca, buradan SPSA için verimli ve hızlı bir yöntem olduğu anlaşılmaktadır.



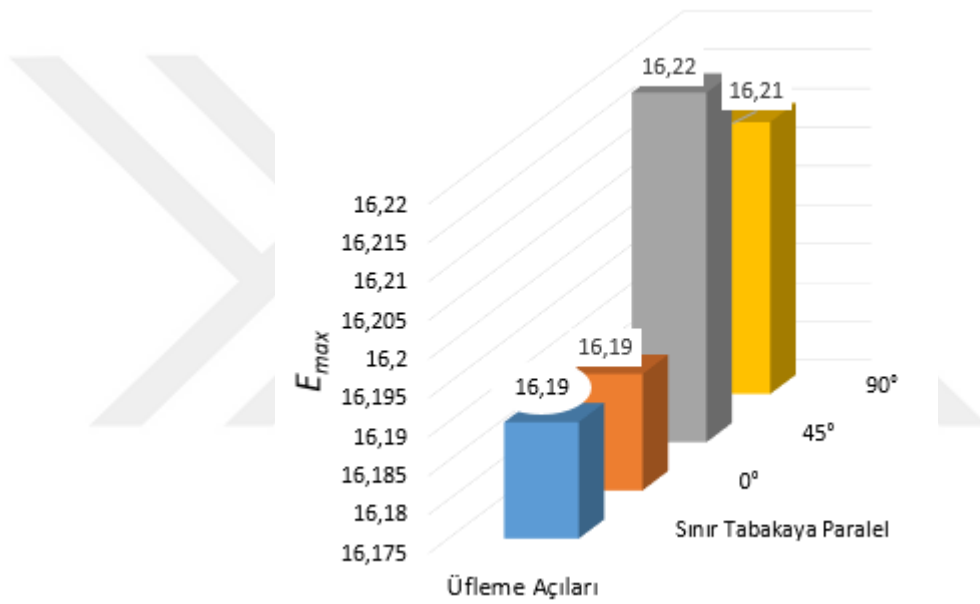
Şekil 4.9. Uzunlamasına maliyet fonksiyonu

Şekil 4.10'da ise en yüksek E_{max} değerinin elde edilmiş olduğu $R_{i5}C_{j5}P_{k5}$ için yapılan uzunlamasına maliyet fonksiyonuna yer verilmiştir. Üfleme sistemi sayesinde maliyetin yaklaşık olarak 0,35'lere kadar düşürülebildiği görülmektedir. Yine, $R_iC_jP_k$ ile $R_{i5}C_{j5}P_{k5}$ konfigürasyonlarının maliyetleri karşılaştırıldığında AAKT ile uzunlamasına otonom uçuş performansında yaklaşık olarak %41,6 iyileşme meydana geldiği görülmüştür.



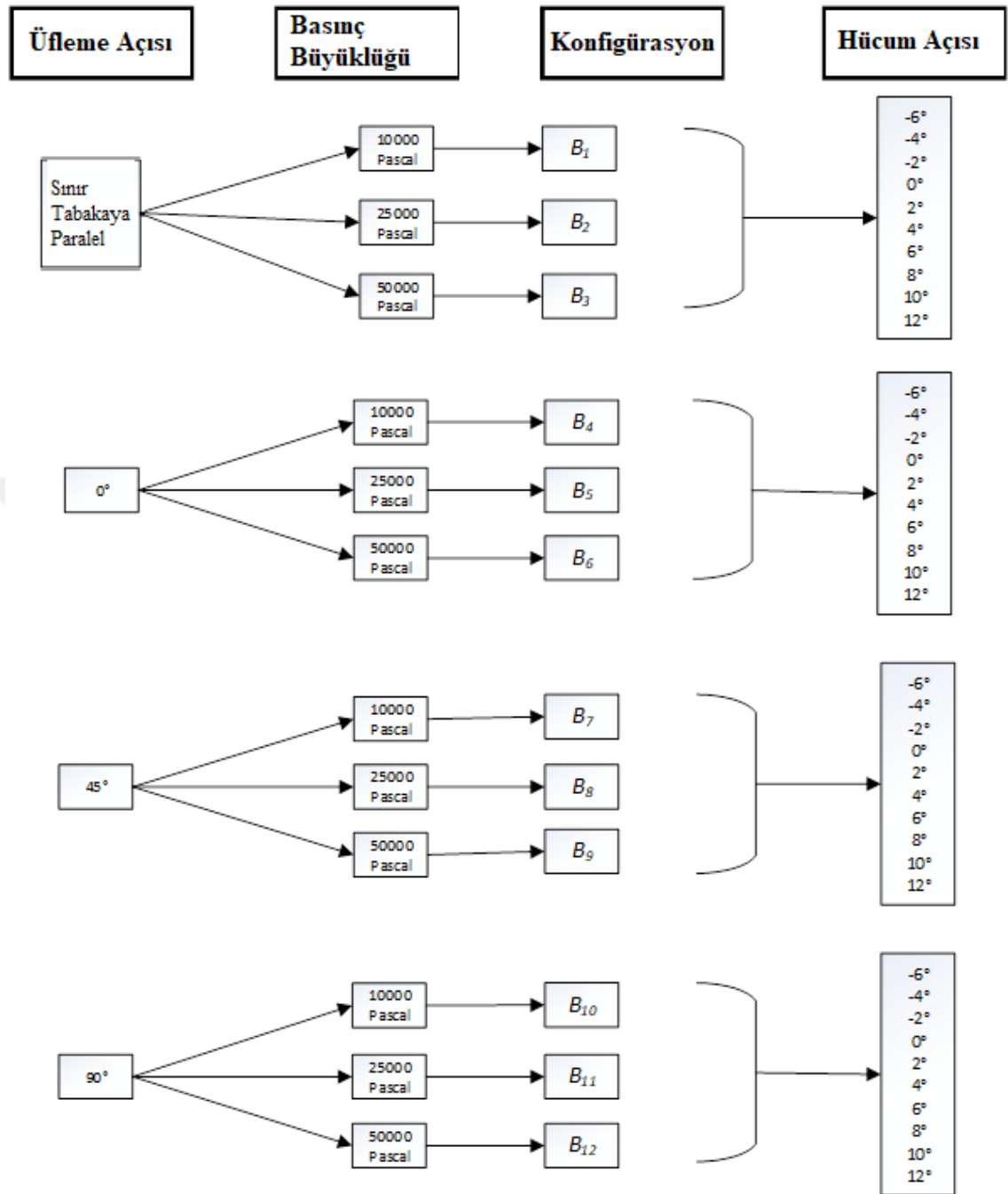
Şekil 4.10. AAKT ile uzunlamasına maliyet fonksiyonu [87]

[88] uluslararası bildiri çalışması ile üfleme açısının aerodinamik performans üzerine etkisi araştırılmıştır. Bu nedenle, dört farklı açıda meydana gelen basınçlı hava çıkışından oluşan üfleme konfigürasyonları tasarlanmıştır. Bunlar, sınır tabakaya paralel, 0° , 45° ve 90° 'den oluşan üfleme açılarıdır. Diğer değişkenler sabit tutulmuştur. Çalışma sonucunda elde edilen E_{max} değerleri Şekil 4.11'de görüldüğü gibidir. Burada görüldüğü gibi üfleme açısının sonuçlar üzerinde daha etkin bir rol oynayabilmesi için basınçlı hava çıkış büyüklüğü, üfleme bölgesi gibi birçok farklı değişkenin ortak bir çerçeve de değerlendirilmesi gerekmektedir.



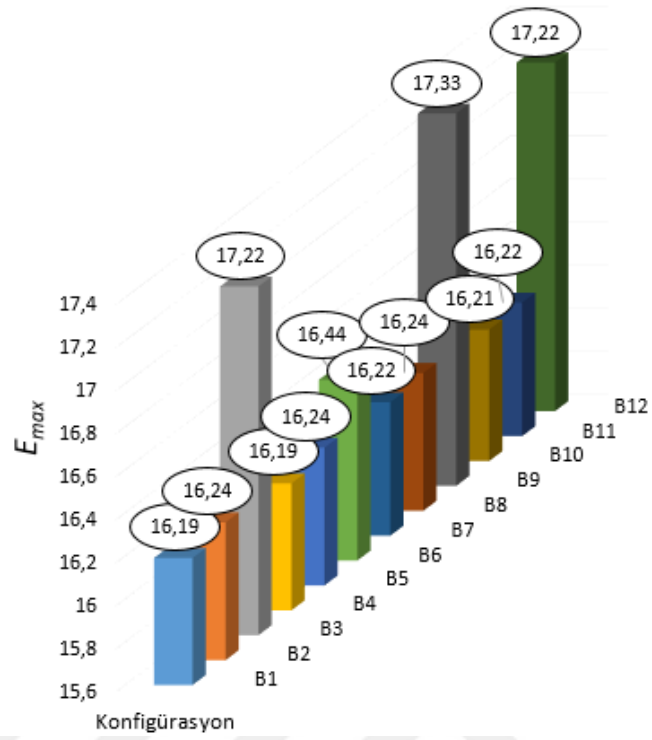
Şekil 4.11. Üfleme açısına göre aerodinamik etkinlik faktörü

[89] çalışması ile en iyi üfleme verilerinin elde edilebilmesi için farklı hücum açılarında sayısal analizler yapılarak üfleme açısı ve farklı basınç büyüklüklerinin ZANKA-II'nin aerodinamik performansı üzerine etkileri değerlendirilmiştir. Aerodinamik performansın değerlendirilebilmesi için hava aracı üzerinde meydana gelen taşıma ve sürüklenme katsayısı değerlerindeki değişimler göz önünde bulundurulmuştur. Aerodinamik performansın en yüksek olduğu basınç ve üfleme açısı değerlerine göre İHA'nın yanlamasına otonom uçuş performansı MATLAB/Simulink programı ile simule edilmiştir. Sonuç olarak ZANKA-II'nin yanlamasına otonom uçuş performansı başlangıç değerleri ile karşılaştırıldığında önemli derecede iyileşmeler olduğu görülmüştür. Bu amaçla belirlenen konfigürasyonlar Şekil 4.12'deki gibidir.



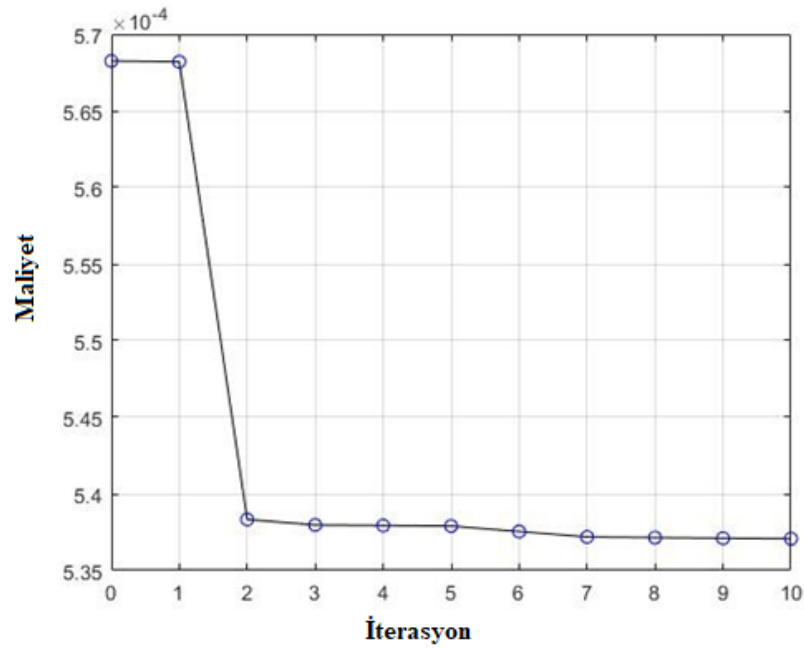
Şekil 4.12. Üfleme açısı ve basınç büyüklüğüne göre konfigürasyonlar

Sayısal analiz sonucu elde edilen taşıma ve sürüklenme katsayısı değerlerine göre hesaplanan E_{max} değeri Şekil 4.13'deki gibidir. Buna göre, B_9 konfigürasyonu ile en yüksek aerodinamik performans değeri elde edilmiştir.



Şekil 4.13. Konfigürasyonlara göre aerodinamik etkinlik faktörü

B_9 konfigürasyonu için elde edilen maliyet fonksiyonu Şekil 4.14'deki gibidir. Hava aracının yalın hali için yanlamasına otonom performansı B_9 konfigürasyonu ile karşılaştırıldığında yükselme, oturma ve aşım zamanlarındaki iyileşme ile yaklaşık olarak %5 performans artışı olduğu görülmüştür.



Şekil 4.14. Maliyet fonksiyonu

[90] çalışması ile uçuş kontrol sistemi ve AAKT ortak bir çözüm ile bir araya getirilerek birleştirilmiş tasarım adı altında yeni bir yaklaşım kazandırılmaya çalışılmıştır. Böylelikle, ZANKA-II için hem uzunlamasına hem de yanlamasına uçuş kontrol sistemi ile birlikte eş zamanlı olarak kanatları üzerine tasarlanan basınçlı hava çıkış kanalları yardımı ile sağlanan AAKT literatürde ilk defa yer alacak şekilde bu çalışma kapsamında değerlendirilmiştir.

İlk olarak, optimum başkalaşım parametreleri belirlenmiş ve daha sonra aktif akış kontrol sistemi için basınçlı hava çıkış bölgeleri oluşturulmuştur. Bu bölgelerden basınçlı hava çıkışı sağlanarak akışta iyileşmelerin meydana gelmesi amaçlanmış ve uzunlamasına ile yanlamasına maliyet fonksiyonlarının indirgenerek hareket fonksiyonlarının iyileştirilmesi, dolayısıyla da otonom performans maksimasyonunun sağlanması amaçlanmıştır.

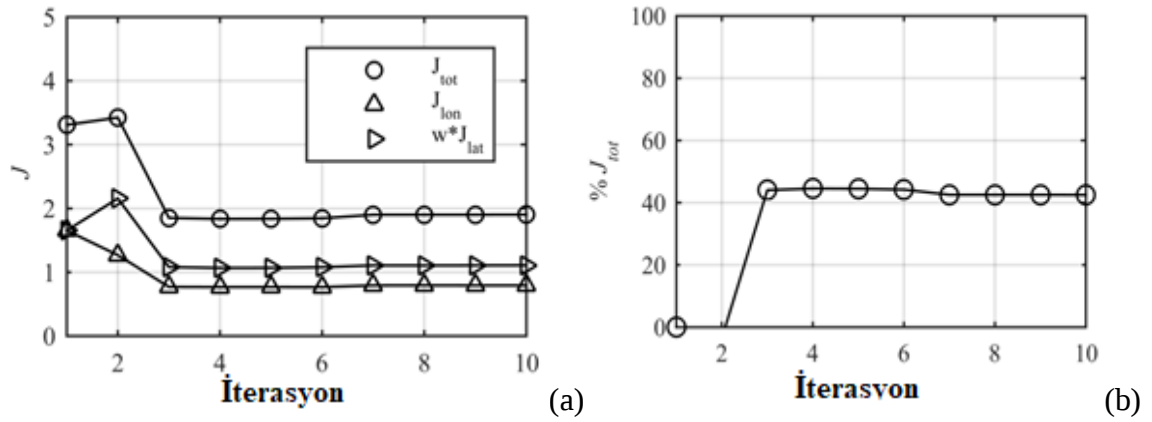
Literatür incelendiğinde, sabit kanatlı hava araçlarının yanlamasına ve uzunlamasına hareketlerinin ayrı ayrı olacak şekilde değerlendirildiği anlaşılmaktadır [70, 91]. Daha önceki çalışmalarda [92, 93], bu durum göz önünde bulundurulmuş ve her iki hareket de birbirinden bağımsız olarak değerlendirilmiştir. Bu çalışma ile klasik olan bu tarz değerlendirme şekli, gözardı edilmiş ve hem uzunlamasına hem de yanlamasına otopilot sistemi AAKT ile eş zamanlı olarak göz önünde bulundurulmuştur. Dolayısıyla, üfleme parametreleri belirlenirken maliyet fonksiyonu ile hem yanlamasına hem de uzunlamasına uçuş parametreleri üretilmiştir. Yanlamasına ve uzunlamasına performansın iyileştirilmesinde PID tabanlı hiyerarşik otopilot sistemi kullanılmıştır.

Tablo 4.4’de belirtilen konumlarda her bir kanat için ikişer adet olmak üzere 0,03 metre çapında toplamda 30 konfigürasyon olacak şekilde dairesel üfleme bölgeleri oluşturulmuştur. Üfleme bölgelerinin konumları kanat veterine göre sabit tutulmuşken; değişken olarak ise kanat kök kısmından firar kenarına doğru olması belirlenmiştir. Basınç çıkış büyüklüğü her biri için sabittir ve 25000 pascal olarak ayarlanmıştır.

Tablo 4.4. Kanat kök kısmına göre üfleme bölgesi konumu ve hesaplanan E_{max} [90]

	X_1					
	E_{max}	0,3 b/2	0,35 b/2	0,4 b/2	0,45 b/2	0,5 b/2
X_2	0,6 b/2	12,60	10,92	12,39	13,02	11,92
	0,675 b/2	12,37	11,87	12,07	11,81	11,82
	0,75 b/2	12,37	11,79	12,35	11,75	10,81
	0,8 b/2	12,36	12,34	12,27	12,33	12,27
	0,825 b/2	11,99	11,71	11,71	11,66	11,65
	0,9 b/2	12,23	11,52	12,13	11,49	11,47

Sonuç olarak, aktif başkalaşım özellikli İHA için hem AAKT hem de uçuş kontrol sistemi tasarımı detaylı olarak bu çalışma ile ele alınmıştır. Geleneksel klasik yaklaşımdan ziyade bu birleştirilmiş yaklaşım nedeniyle maliyetin çok daha fazla minimize edilmesi sağlanmıştır. Yanlamasına ve uzunlamasına PID kontrolörlerin ilk başlangıç durumları $P=50$, $I=5$, $D=50$ 'ye göre ve her bir kanat üzerinde yer alan üfleme bölgelerinin başlangıç noktaları $0,3b/2$ - $0,6b/2$ konumlarına göre belirlenmiştir.

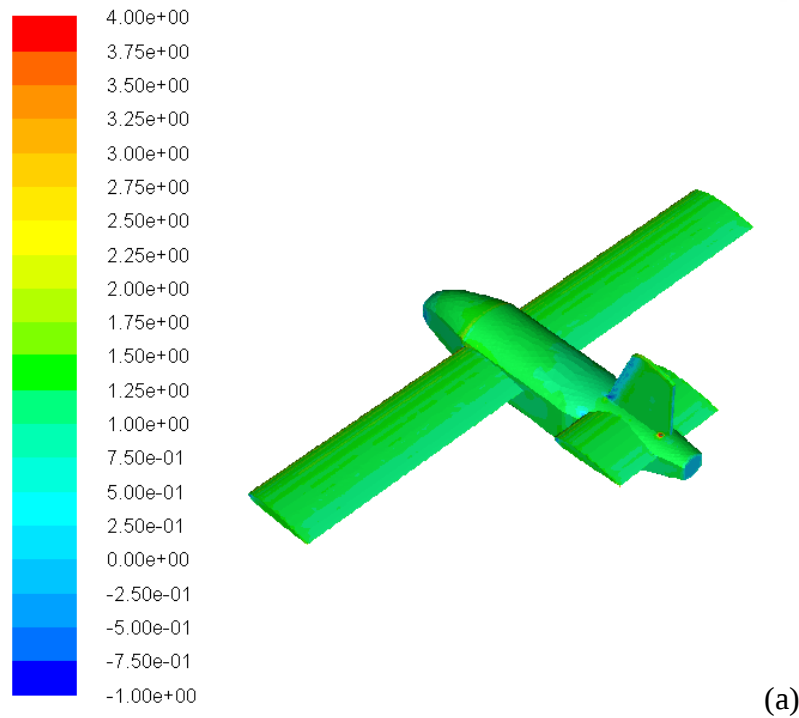


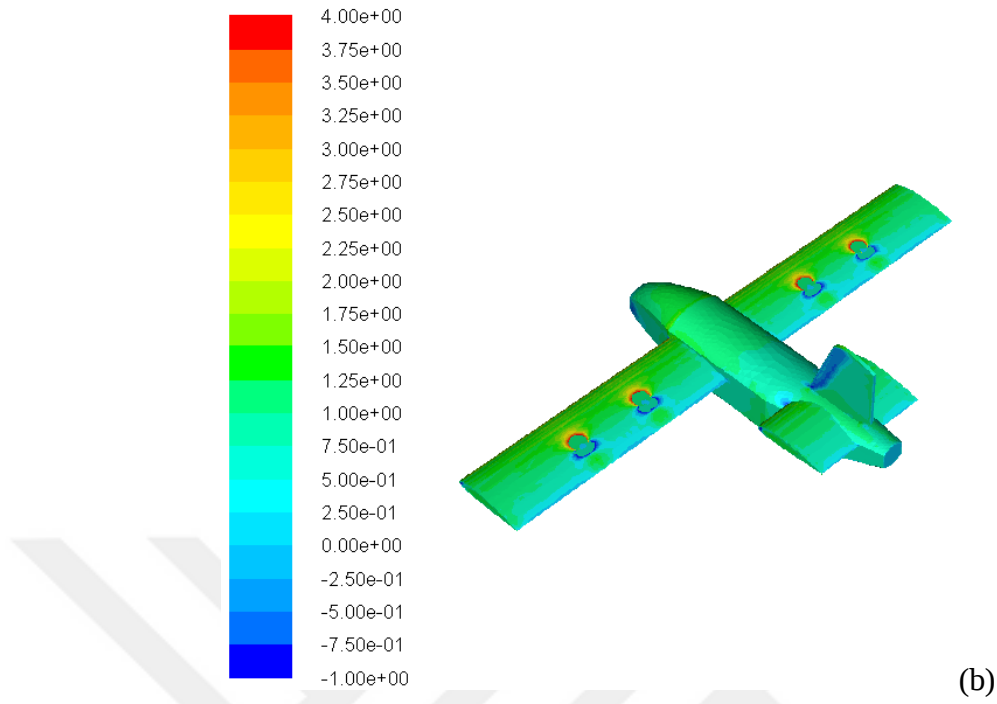
Şekil 4.15. (a) Maliyet fonksiyonu; (b) İzafi maliyet iyileştirmesi [90]

Bu yaklaşım sonucunda, optimum tasarım parametreleri şu şekilde elde edilmiştir: Uzunlamasına PID kontrolör için $P=74.9$, $I=7.5$, $D=73.7$; yanlamasına PID kontrolör için $P=29.6$, $I=4.6$, $D=74.7$; yatay stabilize için açıklık uzama oranı %73,5, kanat için açıklık uzama oranı %44,1 ve $a=1,32$ olarak belirlenmiştir. Bu a değeri denklem 4.1 kullanılarak optimize edilmiştir. Buradaki E_2 değeri sayısal hesaplama sonucu üfleme bölgelerinin başlangıç konumlarına göre elde edilen aerodinamik etkinlik değerini ifade ederken; E_0 ise hava aracının yalın halinin aerodinamik etkinlik değerini ifade etmektedir. Sonuçta optimum üfleme konumları $0,32b/2-0,65b/2$, $0,4b/2-0,64b/2$ ve $0,36b/2-0,64b/2$ olarak hesaplanmıştır.

$$a = \sqrt{E_2/E_0} \quad (4.1)$$

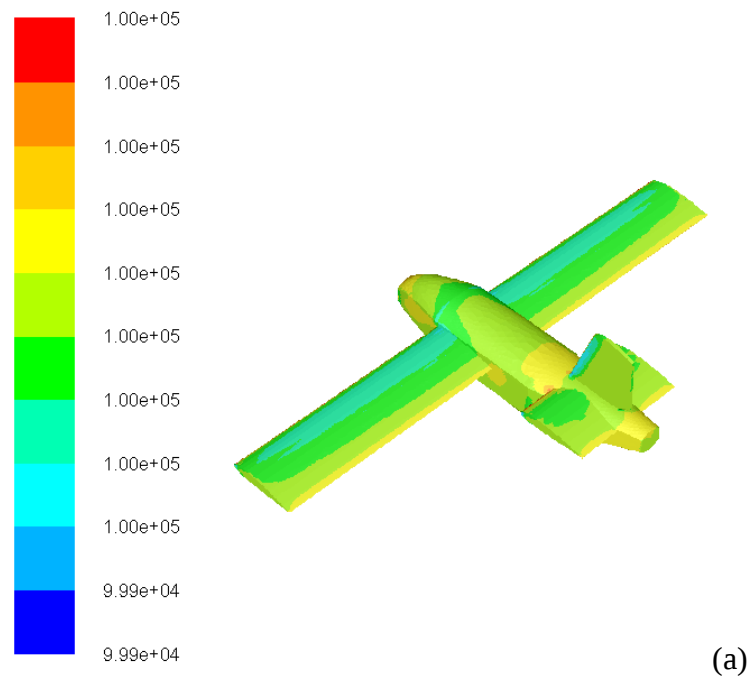
Uzunlamasına (J_{lon}), yanlamasına (J_{lat}) ve toplam (J_{tot}) maliyet fonksiyonlarını gösteren değişim ile birlikte izafi maliyet iyileştirmesine Şekil 4.15’de yer verilmiştir. ve optimum kanat açıklık uzaması sonucunda elde edilen eş zamanlı uygulama ile izafi toplam enerjiden %42 kazanç elde edilmiştir.

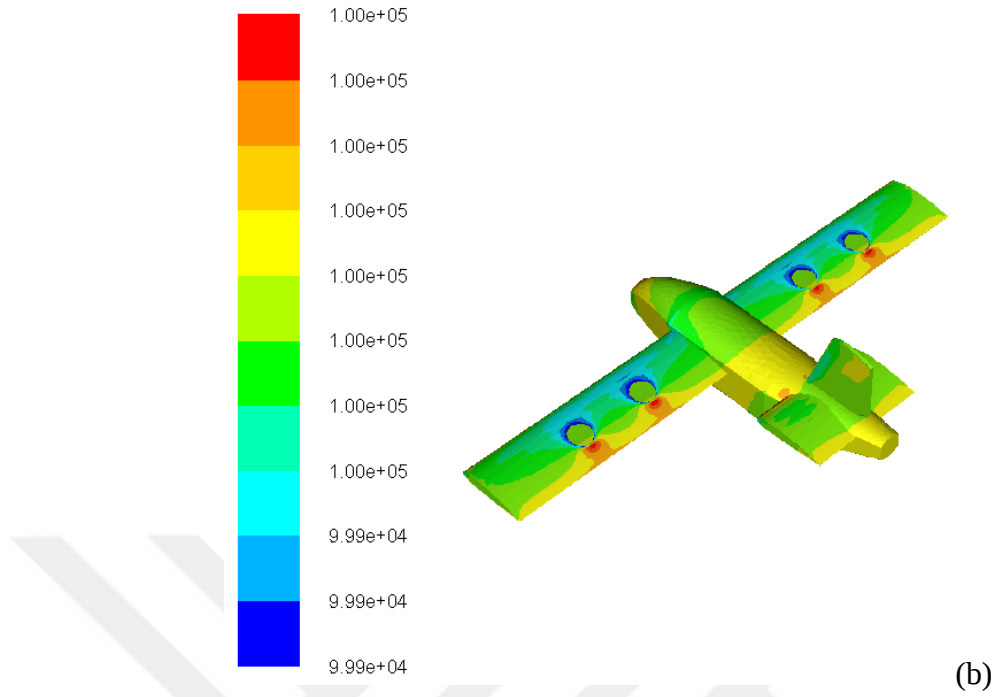




Şekil 4.16. Kayma gerilmesindeki değişim

Son olarak Şekil 4.16'da hava aracının yalın hali (a) ile $0,3b/2$ - $0,6b/2$ konumlarına yerleştirilmiş olan üfleme sistemine sahip konfigürasyonu (b) üzerinde meydana gelen kayma gerilmesindeki değişimlere; Şekil 4.17'de ise statik basınçtaki değişimlere yer verilmiştir. Buradan da anlaşılabacağı üzere, üfleme sistemi ile birlikte hava aracı üzerinde oluşan kayma gerilmesinde azalma sağlanmıştır.

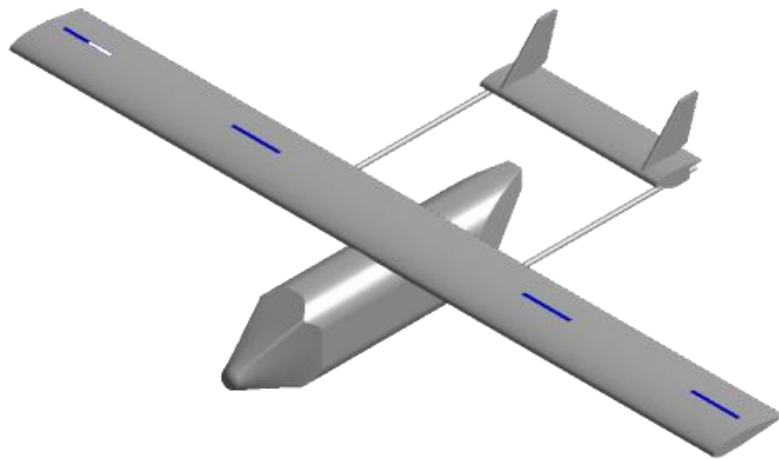




Şekil 4.17. Statik basınçtaki değişim

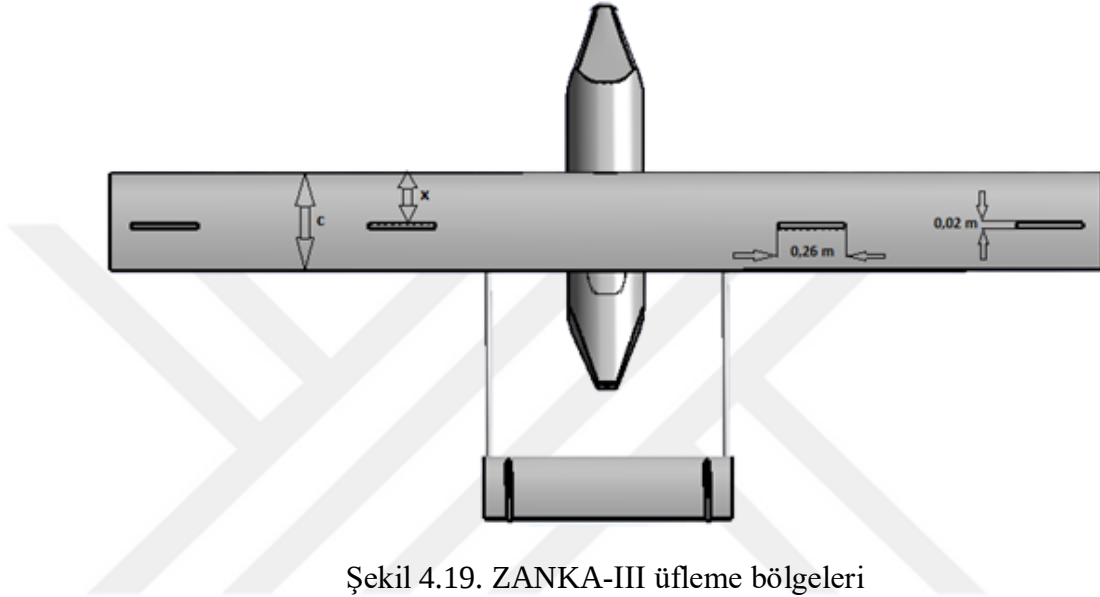
4.2. ZANKA-III Aerodinamik Performans Analiz Sonuçları

[94] makalesinin amacı, ZANKA-III TİHA'nın aerodinamik etkinliğinin küçük aerodinamik tasarım değişiklikleri ile artırılması olarak ifade edilmiştir. Aerodinamik tasarım değişiklikleri burun ile kuyruk konilerinin yeniden tasarlanması ve kanatlar üzerinde üfleme bölgeleri oluşturularak TİHA'nın düz uçuşu evresinde, basınçlı hava çıkışının sağlanması olarak belirlenmiştir. Bu modifikasyonların uygulanmasıyla önemli performans iyileştirmeleri elde edilmiştir.



Şekil 4.18. Kanat üzerindeki üfleme bölgeleri

AAKT ile kanat ucu girdaplarının azaltılabilmesi amacıyla Şekil 4.18’de görüldüğü gibi kanat üzerinde dört üfleme bölgesi oluşturulmuştur. Buna göre üfleme bölgelerinin kanat hücum kenarına göre konumu x/c 0,6 (x üfleme bölgesinin konumu, c ise kanat veter uzunluğu) ve her bir kanat için 0,2b ile 0,6b (b kanat açıklığı) olacak şekilde tasarlanmıştır (Bknz. Şekil 4.19).



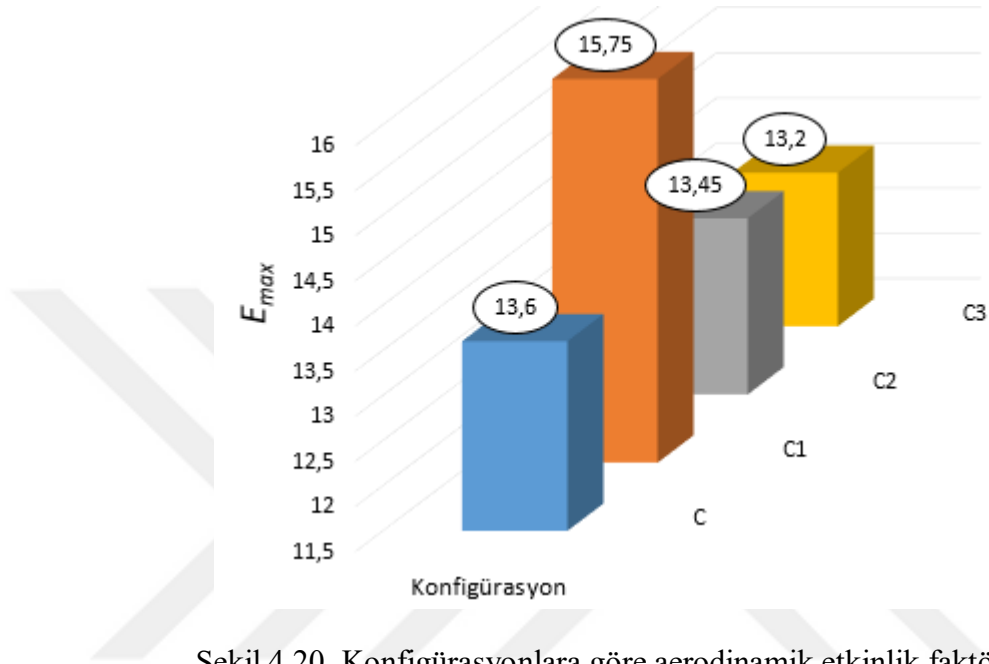
Şekil 4.19. ZANKA-III üfleme bölgeleri

Performans değişiminin değerlendirilebilmesi için C ZANKA-III TİHA’nın yalın hali olmak üzere, C_1 , C_2 , C_3 konfigürasyonları belirlenmiştir. Bu konfigürasyonlar arasındaki temel farklılık Tablo 4.5’te görüldüğü gibi üfleme basınç farklılığıdır.

Tablo 4.5. [94] çalışmasında kullanılan üfleme parametreleri

Konfig. ismi	Şekli ve boyutları (üfleme alanı)	Hücum kenarına göre konum (x/c)	Kanat kök kısmına göre konum	Basınç çıkış büyüklüğü (pascal)	Basıncılı hava üfleme çıkış açısı
C	-	-	-	-	-
C_1	Dikdörtgen 0,0058 m ²	0,6	0,2b 0,6b	101 325	Akışa dik
C_2	Dikdörtgen 0,0058 m ²	0,6		202 650	Akışa dik
C_3	Dikdörtgen 0,0058 m ²	0,6		303 975	Akışa dik

Elde edilen sürüklenme ve taşıma katsayısı değerlerine göre aerodinamik etkinlik değeri Şekil 4.20’de görüldüğü hesaplanmıştır. C konfigürasyonu için E_{max} değeri 13,6 iken; en yüksek E_{max} değeri C_1 için 15,75 olarak belirlenmiştir. Bu iki konfigürasyon karşılaştırıldığında aerodinamik performanstaki artış yaklaşık %15 olarak hesaplanmıştır.



Şekil 4.20. Konfigürasyonlara göre aerodinamik etkinlik faktörü

5. BÖLÜM

TARTIŞMA-SONUÇ ve ÖNERİLER

Bu tez çalışmasında, aktif akış kontrol tekniği yöntemlerinden biri olan üfleme yöntemi kullanılarak, ZANKA-II İHA'nın aerodinamik performansı iyileştirilmeye çalışılmıştır. Bu amaçla, üfleme alanı (farklı şekil ve boyutlarda), üfleme konumu (hücum kenarı ve kanat kök kısmına göre), basınç çıkış büyüklüğü ve üfleme çıkış açısı gibi farklı parametreleri içeren konfigürasyonlar oluşturulmuştur. Bu konfigürasyonların her biri için ayrı ayrı sayısal çalışmalar yürütülmüştür. Üfleme sistemine sahip ZANKA-III TİHA için de benzer sayısal çalışmalar gerçekleştirilmiştir. Ayrıca üfleme sistemine sahip ZANKA-II İHA'nın üretimi gerçekleştirilmiş ve yer testleri yapılmıştır. Son olarak, elde edilen en yüksek aerodinamik etkinlik faktörü değerine göre ZANKA-II İHA'nın otonom performansı en iyilenmeye çalışılmıştır.

Bu araştırma ile üfleme parametrelerinde yapılan değişikliklerin İHA'ların düz uçuş performansları üzerine önemli etkilerinin olduğu görülmüştür. Bu parametreler değişken olarak birlikte en iyilenerek uygulandığında hava aracının aerodinamik etkinliğini önemli derecede iyileştirdiği belirlenmiştir. Ayrıca, her bir değişkenin ayrı ayrı düşünülmemesi; bununla birlikte bir bütün gibi düşünülmesinin gerekliliği bu araştırma ile ortaya konulmuştur.

Kullanılan değişkenlere göre şu sonuçlar elde edilmiştir:

- Üfleme konumları iki değişken olacak şekilde kanat hücum kenarına ve kanat kök kısmına göre belirlenmiştir. Kanat hücum kenarına göre konumlandırmanın, kanat kök kısmına göre çok daha etkin olduğu yapılan çalışmalarla birlikte anlaşılmıştır.

Üfleme sistemi, kanat hücum kenarına göre konumlandırılırken dikkat edilmesi gereken bazı hususların olduğu görülmüştür. Üfleme bölgesinin konumu kanat hücum kenarına yaklaştıkça, sistemin hava aracının aerodinamik etkinliği üzerine etkisi giderek artmaktadır. Bir noktadan sonra ise özellikle de kanat profili kamburluğuna yakın bölgelere üfleme sisteminin konumlandırılması neticesinde ters akışla birlikte tutunma kaybı meydana gelmektedir. Ters akışın olduğu bu nokta, üfleme sistemi için kullanılan diğer basınç çıkış büyüklüğü ve üfleme bölgesi alanı gibi parametrelere bağlı olarak değişiklik göstermektedir. Bu nedenle hava aracının erken hücum açılarında tutunma kaybı yaşamaması için üfleme bölgelerinin konumunun hava aracının C_{Lmax} açısına göre belirlenmesi önerilmektedir.

Üfleme sisteminin kanat kök kısmına göre konumunun belirlenmesi için yürütülen çalışmalardan elde edilen sonuca göre, kanat ucuna konumlandırılan üfleme sisteminin daha etkin olduğu anlaşılmıştır. Bu duruma sebep olarak ise akışın kanat boyunca bir kayma etkisine maruz kalması ve dolayısıyla kanat ucunda girdapların çok daha fazla oluşması gösterilebilmektedir.

- Üfleme alanı yani üfleme şekli ve boyutlarında yapılan değişiklik verim üzerinde net bir şekilde belirleyici olmaktadır. Üfleme alanı arttıkça sınır tabakada meydana gelen ayrılmaların geciktirilmesi kolaylaşırken; ihtiyaç duyulan sürekli basınçlı hava miktarı da artmaktadır. Daha büyük bir kompresör ile bu ihtiyacın karşılanması gerekmekte ve bunun neticesinde de ağırlık artışı meydana gelmektedir. Dolayısıyla uygulanabilirliği ayrı bir tartışma konusunu teşkil etmektedir.

Kanat açıklığı boyunca üfleme bölgesi oluşturulması en etkin konfigürasyonlardan birisi olarak belirlenmiştir. Bu konfigürasyon ile birlikte aerodinamik etkinlikte yaklaşık olarak 3,5 kat artış elde edilmiştir. Elde edilen yüksek performansa rağmen, kanat açıklığı boyunca üfleme bölgesi oluşturulmasının yapısal sorunları da beraberinde getirebileceği düşünülmektedir.

Dairesel ya da dikdörtgensel gibi oluşturulan üfleme bölgelerinin, yapılan çalışmalar sonucunda birbirlerine göre farklı avantajlarının olduğu anlaşılmıştır. Üfleme bölgeleri oluşturulurken belirlenen uçuş anındaki hücum açısı düşünülerek, kanat üzerindeki ayrılmaların başlangıç noktasına

konumlandırılmaya çalışılmıştır. Bu durumda dikdörtgen şekilli üfleme bölgelerinin o hücum açısı için dairesel şekillilere göre daha verimli olduğu belirlenmiştir. Bunun yanında, uçuş anındaki farklı hücum açıları için kanat üzerindeki akış ayrılma noktaları değişkenlik göstereceğinden, dairesel üfleme bölgelerinin daha verimli olacağı düşünülmektedir.

- Üfleme sistemi için kullanılan bir diğer değişken parametre ise basınçlı havanın çıkış büyüklüğüdür. Diğer bir ifade ile, üfleme büyüklüğüdür. Sistemin üfleme büyüklüğü arttıkça, ihtiyaç duyulan sürekli güç ve basınçlı hava kaynağı büyüklüğü artacaktır. Bu nedenle, en az üfleme büyüklüğü ile en yüksek performansın elde edilmesi amaçlanmıştır. Yapılan çalışmalarla üfleme konumu, açısı ve alanına bağlı olarak çok daha küçük üfleme büyüklükleri ile performans artışı gözlenmiştir.
- Basınçlı hava üfleme çıkış açısı, yapılan çalışmalarda kullanılan bir diğer değişkendir. Üfleme açısının, herhangi bir başka değişken kullanılmayıp tek başına değişken olarak belirlendiğinde, aerodinamik etkinlik üzerine çok az etkisinin olduğu belirlenmiştir. Bu durumun aksine, diğer değişkenlerle birlikte kullanıldığında etkisinin arttığı söylenebilmektedir. Bunlarla birlikte, çalışmalar sonucunda en yüksek verim 45° üfleme açısında elde edilmiştir.

Sonuç olarak, üfleme sistemi tasarlanırken belirlenen bu değişkenlerin ortak çıkarımı sonucunda elde edilecek olan E_{max} değerine göre hava araçlarının hem uzunlamasına hem de yanlamasına otonom kontrol sistemlerinin eş zamanlı olarak tasarlanması ile birlikte çok daha iyi otonom performansların elde edilebileceği ortaya çıkarılmıştır.

KAYNAKÇA

1. Park, K., Han, J. W., Lim, H. J., Kim, B. S., Lee, J., 2008. Optimal design of airfoil with high aspect ratio in unmanned aerial vehicles. **World Academy of Science, Engineering and Technology**, 2(4): 171-177.
2. Krog, L., Tucker, A., Kemp, M., Boyd, R. 2004, August. Topology optimisation of aircraft wing box ribs, pp.4481-4495. *10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis And Optimization Conference*, Albany, New York, American Institute of Aeronautics and Astronautics.
3. Jahanmiri, M., 2010. Active Flow Control: A Review. Chalmers University of Technology, Chalmers Reproservice Göteborg, Sweden, pp. 33.
4. Radespiel, R., Burnazzi, M., Casper, M., Scholz, P., 2016. Active flow control for high lift with steady blowing. **The Aeronautical Journal**, 120(1223): 171-200.
5. Prandtl, L., 1927. The generation of vortices in fluids of small viscosity. **The Aeronautical Journal**, 31(200): 718-741.
6. Schubauer, G. B., Skramstad, H. K., 1947. Laminar boundary-layer Oscillations and transition on. **Journal of Research of the National Bureau of Standards**, 38, 251.
7. Lachmann, G. V. (Ed.), 1961. Boundary Layer And Flow Control: Its Principles And Application. Headington Hill Hall Oxford, Pergamon Press LTD.
8. Gad-el-Hak, M., 1998. Introduction to Flow Control. University of Notre Dame, Springer, Berlin, Heidelberg, in Flow Control, pp. 1-107.
9. Gad-el-Hak, M., 2000. Flow Control: Passive, Active And Reactive Flow Management, Cambridge University Press, Cambridge, New York, pp. 441.
10. Brunton, S. L., Noack, B. R., 2015. Closed-loop turbulence control: progress and challenges. **Applied Mechanics Reviews**, 67(5).
11. Davidson, I. M., 1960. Aerofoil Boundary Layer Control System. British Patent 913 754.
12. Seifert, A., Bachar, T., Koss, D., Shepshelovich, M., Wygnanski, I., 1993. Oscillatory blowing: a tool to delay boundary-layer separation. **AIAA Journal**, 31(11): 2052-2060.

13. Kral, L. D., 2000. Active flow control technology. ASME Fluids Engineering Technical Brief.
14. Margaritis, P., Gursul, I., 2010. Vortex topology of wing tip blowing. **Aerospace Science and Technology**, **14**(3): 143-160.
15. Yadlin, Y., Shmilovich, A., 2013. Lift enhancement for upper surface blowing airplanes, pp.2796-2814. *31st AIAA Applied Aerodynamics Conference*, June 24-27, San Diego, CA, American Institute of Aeronautics and Astronautics.
16. Hong, J. S., Celik, Z. Z., Roberts, L., 1996. Effects of leading-edge lateral blowing on delta wing aerodynamics. **AIAA Journal**, **34**(12): 2471-2478.
17. Yousefi, K., Saleh, S. R., Zahedi, P., 2013. Numerical study of flow separation control by tangential and perpendicular blowing on the NACA 0012 airfoil. **International Journal of Engineering**, **7**(1): 10-24.
18. Yagiz, B., Kandil, O. and Pehlivanoglu, Y. V., 2012. Drag minimization using active and passive flow control techniques. **Aerospace Science and Technology**, **17**: 21-31.
19. Guoqing, Z., Qijun, Z., Yunsong, G., Xi, C., 2016. Experimental investigations for parametric effects of dual synthetic jets on delaying stall of a thick airfoil. **Chinese Journal of Aeronautics**, **29**(2): 346-357.
20. Donovan, J., Kral, L., Cary, A., 1998. Active flow control applied to an airfoil, pp. 210-227. *36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, January 12-15, Reno, NV, USA, American Institute of Aeronautics and Astronautics.
21. Seifert, A., Darabi, A., Wyganski, I., 1996. Delay of airfoil stall by periodic excitation. **Journal of aircraft**, **33**(4): 691-698.
22. Ayers, R., Wilde, M. R., 1956. Aerodynamic Characteristics Of A Swept Wing With Spanwise Blowing. The College of Aeronautics, Cranfield, UK, pp. 98.
23. Yousefi, K., Saleh, R., Zahedi, P., 2014. Numerical study of blowing and suction slot geometry optimization on NACA 0012 airfoil. **Journal of Mechanical Science and Technology**, **28**(4): 1297-1310.
24. Radespiel, R., Burnazzi, M., Casper, M., Scholz, P., 2016. Active flow control for high lift with steady blowing. **The Aeronautical Journal**, **120**(1223): 171-200.
25. Tavella, D. A., Wood, N. J., Lee, C. S., Roberts, L. 1988. Lift modulation with lateral wing-tip blowing. **Journal of Aircraft**, **25**(4): 311-316.

26. Marshall, D. M., Barnhart, R. K., Shappee, E., Most, M. T. (Eds.), 2015. Introduction To Unmanned Aircraft Systems. Crc Press, Boca Raton, USA, pp.380.
27. Austin, R., 2011. Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development And Deployment. John Wiley & Sons, West Sussex, United Kingdom, pp.364.
28. A short history of unmanned aerial vehicles. (Web sayfası: <https://consortiq.com/short-history-unmanned-aerial-vehicles-uavs/>), (Erişim tarihi: Şubat 2020).
29. Fahlstrom, P., Gleason, T., 2012. Introduction To UAV Systems. John Wiley & Sons, West Sussex, United Kingdom, pp.286.
30. A brief history of UAVs. (Web sayfası : <https://science.howstuffworks.com/reaper1.htm>), (Erişim tarihi: Şubat 2020).
31. Turkish drones game-changer for Russia in Syria: Report. (Web sayfası: <https://www.aa.com.tr/en/turkey/turkish-drones-game-changer-for-russia-in-syria-report/1762533>), (Erişim tarihi: Şubat 2020).
32. Arjomandi, M., Agostino, S., Mammone, M., Nelson, M., Zhou, T., 2006. Classification of unmanned aerial vehicles. Report for Mechanical Engineering class, University of Adelaide, Adelaide, Australia.
33. İnsansız hava aracı sistemleri talimatı (SHT-İHA). (Web sayfası: http://web.shgm.gov.tr/documents/sivilhavacilik/files/mevzuat/sektorel/tali-matlar/2019/IHA_talimati_revizyon3.pdf), (Erişim tarihi: Şubat 2020).
34. Valavanis, K. P., Vachtsevanos, G. J. (Eds.), 2015. Handbook Of Unmanned Aerial Vehicles. Dordrecht: Springer Netherlands, pp.3015.
35. Korchenko, A. G., Illyash, O. S., 2013. The generalized classification of unmanned air vehicles, pp.28-34. *2nd International Conference Actual Problems of Unmanned Air Vehicles Developments Proceedings (APUAVD)*, Kiev, Ukraine, IEEE.
36. Kanat, Ö. Ö., Körpe, D. S., Kurban, A. O., 2017. Yatay kuyruklarda kıvrık kanat ucu kullanımının aerodinamik etkileri. **Journal of Aviation**, 1(2): 87-98.
37. Çengel, Y. A., Cimbala, J. M., 2008. Akışkanlar Mekaniği Temelleri ve Uygulamaları, No-bel Matbaacılık, İstanbul, pp.939.
38. Ebrinç, A. A., 2004. Yüksek Hızlı-Viskoz Akışkanın Düzlemsel Couette-Poiseuille Akıştaki Kararlılığı, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Doktora Tezi, Ankara, s.144.

39. Jeong, W., Seong, J., 2014. Comparison of effects on technical variances of computational fluid dynamics (CFD) software based on finite element and finite volume methods. **International Journal of Mechanical Sciences**, **78**: 19-26.
40. Thomas, J. L., Salas, M. D., 1986. Far-field boundary conditions for transonic lifting solutions to the Euler equations. **AIAA Journal**, **24**(7): 1074-1080.
41. Control volume of fluids flow. (Web sayfası: https://www.engineersedge.com/fluid_flow/control_volume.htm), (Erişim tarihi: Şubat 2020).
42. Bakker, A., 2002. Applied Computational Fluid Dynamics: Lecture 5–Solution Methods. Retrieved May, 11, 2012.
43. Bakker, A. Applied Computational Fluid Dynamics-Lecture 7: meshing. 2002. (Web sayfası: <http://www.bakker.org/dartmouth06/engs150/07-mesh.pdf>), (Erişim tarihi: Mart 2020).
44. Nichols, R. H., 2010. Turbulence models and their application to complex flows. University of Alabama at Birmingham, Revision, 4, 89.
45. Bredberg, J., 2000. On the wall boundary condition for turbulence models. Chalmers University of Technology, Department of Thermo and Fluid Dynamics, Internal Report 00/4, Goteborg.
46. Menter, F. R., Kuntz, M., Langtry, R., 2003. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model. **Turbulence, Heat and Mass Transfer**, **4**(1): 625-632.
47. Ravi, H. C., Madhukeshwara, N., Kumarappa, S., 2013. Numerical investigation of flow transition for NACA-4412 airfoil using computational fluid dynamics. **International Journal of Innovative Research in Science Engineering and Technology**, **2**(7): 2778-2785.
48. Abbott, I.H, 1995. Theory Of Wing Section, Including A Summary Of Airfoil Data, Dover book on Physics.
49. Eleni, D. C., Athanasios, T. I., Dionissios, M. P., 2012. Evaluation of the turbulence models for the simulation of the flow over a National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) 0012 airfoil. **Journal of Mechanical Engineering Research**, **4**(3): 100-111.
50. Anderson Jr, J. D., 2010. Fundamentals Of Aerodynamics Fifth Edition. Tata McGraw-Hill Education, pp.1131.

51. Dahlby, L.M., 2016. Investigation of Aerodynamic Performance Predictions by CFD Using Transition Models and Comparison with Test Data. Lulea University of Technology, Master of Science, Lulea, s.71.
52. Boundary layer separation and pressure drag. (Web sayfası: <https://aerospaceengineeringblog.com/boundary-layer-separation-and-pressure-drag/>), (Erişim tarihi: Mart 2020).
53. Pilot' s handbook of aeronautical knowledge-Chapter 5 FAA, aerodynamics of flight. (Web sayfası: <https://www.google.com/search?client=firefox-b-d&q=PHAK+chapter+5+Aerodynamics+of+Flight>), (Erişim tarihi: Mart 2020).
54. Joshi, S. N., Gujarathi, Y. S., 2016. A review on active and passive flow control techniques. **International Journal on Recent Technologies in Mechanical and Electrical Engineering**, 3(4): 01-06.
55. Oktay, T., Kanat, O. O., 2017. A review of aerodynamic active flow control, 4023-4030. *8th International Advanced Technologies Symposium (IATS'17)*, 19-22 Ekim, Elazığ, pp.7.
56. Genç, M. S., Koca, K., Demir, H., Açikel, H. H., 2020. Traditional and new types of passive flow control techniques to pave the way for high maneuverability and low structural weight for UAVs and MAVs. *Unmanned Aerial Vehicles*. IntechOpen.
57. Pechlivanoglou, G., 2013. Passive and Active Flow Control Solutions For Wind Turbines Blades. *Technischen Universität Berlin, Doktora Tezi*, Berlin, s.236.
58. Wingtip devices. (Web sayfası: <https://aviationbenefits.org/case-studies/wingtip-devices/>), (Erişim tarihi: Mart 2020).
59. Olsman, W. F. J., Colonius, T., 2011. Numerical simulation of flow over an airfoil with a cavity. **AIAA Journal**, 49(1): 143-149.
60. Glezer, Ari, Barton L. Smith., 1999. Synthetic Jet Actuators For Modifying The Direction Of Fluid Flows. US Patent 5 988 522, November 23, 1999.
61. Dghim, M., Ferchichi, M., 2016. The structure and development of a wing tip vortex under the effect of synthetic jet actuation. **International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering**, 3(1).
62. Findanis, N., Ahmed, N. A., 2014. Flow studies of a forward swept wing fitted with active flow control. **Advances and Applications in Fluid Mechanics**, 15(2): 163.

63. Kanat profili. (Web page: https://tr.wikipedia.org/wiki/Kanat_profil_i), (Erişim tarihi: Mart 2020).
64. Part 66 Cat. B1/B2 Module 8 Basic aerodynamics. (Web sayfası: <https://www.ksu.lt/wp-content/uploads/2017/06/M8-Selected-pages-Basic-Aerodynamics.pdf>), (Erişim tarihi: Mart 2020).
65. Lift. (Web sayfası: <https://www.skybrary.aero/index.php/Lift>), (Erişim tarihi: Mart 2020).
66. Anderson Jr, J. D., 2010. Aircraft Performance And Design. Tata McGraw-Hill Education, New York, pp.596.
67. Cavcar, M., 2011. Aerodinamik kuvvetler.
68. Hale, F. J., 1984. Introduction To Aircraft Performance, Selection, And Design. Wiley, New York, pp.168.
69. Raymer, D. P., 1992. Aircraft Design: A Conceptual Approach. American Institute of Aeronautics, Washington, pp.760.
70. Nelson, R. C., 1998. Flight Stability And Automatic Control (Vol. 2). WCB/McGraw Hill, New York, pp.230.
71. oban, S., 2018. Taktik İHA Tasarımı, İmalatı ve Otonom Kontrolü. Erciyes Üniversitesi, Doktora Tezi, s.116.
72. Chao, H., Cao, Y., Chen, Y.Q., 2007. Autopilots for small fixed-wing unmanned aerial vehicles: a survey, 3144-3149. *IEEE International Conference on Mechatronics and Automation*, Harbin, China, pp.5.
73. Jang, J.S., Liccardo, D., 2006. Automation of small UAVs using a low cost MEMs sensor and embedded computing platform, 1-9. *25th Digital Avionics Systems Conference*, pp.9.
74. Kuo, B. C. (1963). Analysis and synthesis of sampled-data control systems. Prentice-Hall.
75. Sadegh, P., Spall, J. C., 1998. Optimal random perturbations for stochastic approximation using a simultaneous perturbation gradient approximation. **IEEE Transactions on Automatic Control**, **43**(10): 1480-1484.
76. Oktay, T., Konar, M., Mohamed, M. A., Aydin, M., Sal, F., Onay, M., Soylak, M., 2015. Autonomous flight performance improvement of load-carrying unmanned aerial vehicles by active morphing. **Mechatronic and Manufacturing Engineering**, **10**(1): 123-132.

77. Grigoriadis, K.M., Zhu, G., Skelton, R.E., 1996. Optimal redesign of linear systems. **Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control**, **118**(3): 598–605.
78. Oktay, T., 2017. Kanat Ve Yatay Kuyruk Aktif Başkalaşımı Sayesinde Yük Taşıyan İnsansız Hava Araçlarının (İHA) Performansının İyileştirilmesi. TÜBİTAK Proje 214M282, Sonuç raporu, s.65.
79. Oktay, T., 2018. Taktik İnsansız Hava Aracı (TİHA) Tasarımı, Üretimi ve Otonom Kontrolü ile Teorik ve Pratik Yeni Otonom Performans İyileştirme Yöntemlerinin Uygulamaları. TÜBİTAK 115M603, Sonuç raporu, s.67.
80. Snorri, G., 2014. General Aviation Aircraft Design: Applied Methods And Procedures. Butterworth-Heinemann-Elsevier, USA, pp.1029.
81. Bertin, J. J., Russell, M. C., 2014. Aerodynamics For Engineers Sixth Edition. Pearson Education Limited, London, pp.833.
82. Celik, I. B., 1999. Introductory Turbulence Modeling. Mechanical and Aerospace Engineering Department, West Virginia University.
83. Ansys Fluent Theory Guide, 2013.
84. Oktay, T., Uzun, M., Kanat, O.O., 2017. Improvement of wingtip vortex with active flow control technique, 15-25. *2nd International Defense Industry Symposium (IDEFIS 2017)*, 6-8 Nisan, Kırıkkale, pp.10.
85. Oktay, T., Kanat, O. O., Ceyhan, A., 2017. Improvement of wingtip vortices with active flow controller having several blowing points, 1384-1391. *8th International Advanced Technologies Symposium (IATS'17)*, 19-22 Ekim, Elazığ, pp.7.
86. Kanat O.O., Oktay T., 2018. Effect of blower location and radius on lateral flight control system of UAVs, 55-62. *2nd International Congress of Multidisciplinary Studies*, Adana, 4-5 Mayıs, pp.7.
87. Kanat O.O., Oktay T., 2018. Effect of blower location and radius on longitudinal flight control system of UAVs, 1-5. *2nd International Congress of Multidisciplinary Studies*, Adana, 4-5 Mayıs, pp.5.
88. Oktay, T., Kanat, O.O., 2019. The importance of blowing angle while designing an active blowing system, 614-619. *5th International Conference on Engineering and Natural Science*, Prag, 12-16 Haziran, pp.5.
89. Oktay, T., Kanat, O.O., 2019. The aerodynamic effects of pressure magnitude and blowing angle on lateral autonomous performance of UAVs, 621-630. *5th*

International Conference on Engineering and Natural Science, Prag, 12-16 Haziran, pp.9.

90. Kanat, Ö. Ö., Karatay, E., Köse, O., Oktay, T., 2019. Combined active flow and flight control systems design for morphing unmanned aerial vehicles. **Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering**, 233(14): 5393-5402.
91. Etkin, B., Reid, L.D., 1996. Dynamics of Flight: Stability and Control. 3rd edition., Hamilton Printing Company, Canada.
92. Oktay, T., 2016. Performance maximization of tactical unmanned aerial vehicles via integrated passive and active morphing. *5th International Conference on Science, Technology*, 1-3 Eylül, Dubai.
93. Oktay, T., Coban, S., 2017. Lateral autonomous performance maximization of tactical unmanned aerial vehicles by integrated passive and active morphing. *6th International Research Conference on Science, Management and Engineering*, 4-6 Ocak, Dubai.
94. Oktay, T., Uzun, M., Kanat, O. O., 2018. Maximum lift/drag ratio improvement of TUAVs via small aerodynamic modifications. **Aircraft Engineering and Aerospace Technology**, 90(9): 1438-1444.

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı Soyadı: Öztürk Özdemir KANAT
Uyruğu: Türkiye (T.C)
Doğum Tarihi ve Yeri: 31.07.1989 - Kastamonu
Medeni Durum: Evli
e-mail: ozturkkanat@gmail.com
Yazışma Adresi: İnönü Mahallesi Irmak Sokak 46/19 Merkez/KASTAMONU

EĞİTİM

Derece	Kurum	Mezuniyet Tarihi
Yüksek Lisans	Erciyes Üniversitesi, Sivil Havacılık ABD	2016
Lisans	Erciyes Üniversitesi, Uçak Gövde-Motor Bölümü	2012
Lise	Yabancı Dil Ağırlıklı Kastamonu Kuzeykent Lisesi, Kastamonu	2007

İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görev
2015-Halen	Kastamonu Üniversitesi	Araştırma Görevlisi
2014-2015	Türk Hava Kurumu Üniversitesi	Öğretim Görevlisi
20012-2013	Türk Hava Yolları Teknik A.Ş.	Uçak Bakım teknisyeni

YABANCI DİL

İngilizce

İLGİLİ YAYINLAR

1. Kanat, Ö. Ö., Karatay, E., Köse, O., Oktay, T., 2019. Combined active flow and flight control systems design for morphing unmanned aerial vehicles.

Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 233(14): 5393-5402.

2. Oktay, T., Uzun, M., Kanat, O. O., 2018. Maximum lift/drag ratio improvement of TUAVs via small aerodynamic modifications. **Aircraft Engineering and Aerospace Technology**, 90(9): 1438-1444.
3. Oktay, T., Kanat, O.O., 2019. The aerodynamic effects of pressure magnitude and blowing angle on lateral autonomous performance of UAVs, 621-630. *5th International Conference on Engineering and Natural Science*, Prag, 12-16 Haziran, pp.9.
4. Oktay, T., Kanat, O.O., 2019. 'The importance of blowing angle while designing an active blowing system, 614-619. *5th International Conference on Engineering and Natural Science*, Prag, 12-16 Haziran, pp.5.
5. Kanat O.O., Oktay T., 2018. Effect of blower location and radius on longitudinal flight control system of UAVs, 1-5. *2nd International Congress of Multidisciplinary Studies*, Adana, 4-5 Mayıs, pp.5.
6. Kanat O.O., Oktay T., 2018. Effect of blower location and radius on lateral flight control system of UAVs, 55-62. *2nd International Congress of Multidisciplinary Studies*, Adana, 4-5 Mayıs, pp.7.
7. Oktay, T., Kanat, O. O., Ceyhan, A., 2017. Improvement of wingtip vortices with active flow controller having several blowing points, 1384-1391. *8th International Advanced Technologies Symposium (IATS'17)*, 19-22 Ekim, Elazığ, pp.7.
8. Oktay, T., Uzun, M., Kanat, O.O., 2017. Improvement of wingtip vortex with active flow control technique, 15-25. *2nd International Defense Industry Symposium (IDEFIS 2017)*, 6-8 Nisan, Kırıkkale, pp.10.