



MARMARA ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ



SABİT DÜZ KANATLI İNSANSIZ HAVA ARAÇLARININ SÜRÜ HAREKETLERİNİN AERODİNAMİK ANALİZİ

MUSTAFA CEYLAN

DOKTORA TEZİ

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı
Makine Mühendisliği Programı

DANIŞMAN

Doç. Dr. Ahmet Talat İNAN

İSTANBUL, 2025



MARMARA ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ



SABİT DÜZ KANATLI İNSANSIZ HAVA ARAÇLARININ SÜRÜ HAREKETLERİNİN AERODİNAMİK ANALİZİ

MUSTAFA CEYLAN
(723218002)

DOKTORA TEZİ

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı
Makine Mühendisliği Programı

DANIŞMAN

Doç. Dr. Ahmet Talat İNAN

İSTANBUL, 2025

ÖNSÖZ

İnsansız hava araçlarına olan ilgi son yıllarda hızla artmaktadır. Çeşidi çok olan bu araçların hem askeri hem de sivil çok fazla kullanım alanı vardır. İnsansız hava araçları konusu altındaki son dönem trendlerinden biri ise sürü insansız hava araçlarıdır. Bu çalışmalar çoğunlukla rotalama ve koordinasyon çalışmalarıdır. Ancak sürü elemanları arasındaki aerodinamik etkileşim de önemli bir husustur. Bu doktora çalışması sabit düz kanatlı insansız hava araçlarının sürü hareketindeki aerodinamik etkiler üzerine yapılmıştır. İki adet insansız hava aracı farklı mesafedeki yakın formasyon uçuşları için aerodinamik olarak incelenmiştir. Hesaplamalı akışkanlar dinamiği yöntemi ile gerçekleştirilen çalışmanın, sabit kanatlı sürü insansız hava araçları literatürüne katkı sağlaması amaçlanmıştır.

Çalışma sürecinde bilgi birikiminden faydalandığım ve benim için motivasyon kaynağı olan değerli danışman hocam Doç. Dr. Ahmet Talat İNAN'a şükranlarımı sunarım. Bana verdikleri değerli bilgilerden faydalandığım Tez İzleme Komitesi üyesi hocalarım Prof. Dr. Zafer GÜL ve Prof. Dr. Seyfettin BAYRAKTAR'a teşekkür ederim. Sürecin en başından itibaren bana her türlü yardımı sağlayan kıymetli arkadaşım Berkay ÇETİN'e teşekkür ederim. Doktora çalışmamın zorluğunu azaltmak adına bana her türlü kolaylığı sağlayan ve bana hep destek olan amirlerim Cemil SOBACI, İsmail CEBECİ, Oğuz Tuncel BEDİR'e ve ayrıca çalışma arkadaşım Emre KARABAKAL'a minnettarım. Bilgisayar temini konusundaki yardımları sebebiyle Volkan KIRMACI ve Doğuş ÖZKAN hocalarıma teşekkürü bir borç bilirim.

Eğitim hayatım boyunca beni her an desteklemiş olan annem Nermin CEYLAN ve babam Necati CEYLAN'a ve bu çalışmanın zahmetini benimle birlikte omuzlayan sevgili eşim Esra CEYLAN'a şükranlarımı sunarım. Bu çalışmayı, onunla geçireceğim vaktinden çaldığım oğlum Kaşif Ali CEYLAN'a ithaf ederim.

Şubat, 2025

Mustafa CEYLAN

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖNSÖZ	i
İÇİNDEKİLER.....	ii
ÖZET	iv
ABSTRACT	v
YENİLİK BEYANI	vi
SEMBOLLER	vii
KISALTMALAR.....	ix
ŞEKİLLER	xi
TABLolar	xiii
1. GİRİŞ	1
1.1. İHA'lar Üzerine Yapılan Aerodinamik Çalışmalar	5
2. SAYISAL YÖNTEMLER.....	25
2.1. Uçuş Dinamikleri.....	25
2.1.1. Seyir uçuşu ve performans parametreleri	27
2.1.2. Kol uçuşu.....	30
2.2. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği.....	33
2.2.1. Çözüm ağı.....	34
2.2.2. Yönetici denklemler	36
2.2.3. Türbülans modelleri.....	36
3. BULGULAR VE TARTIŞMA.....	39
3.1. Veri Doğrulama	39
3.1.1. Veri doğrulama geometrisi ve ağ oluşturma	40
3.1.2. Veri doğrulamada çözücü ayarları	42

3.1.3.	Veri doğrulama bulguları	43
3.2.	Tek İHA Analizleri.....	45
3.2.1.	İHA geometrisi	45
3.2.2.	Tek İHA analizlerinde çözücü ayarları	47
3.2.3.	Tek İHA analizleri bulguları	48
3.3.	İki İHA Analizleri	50
3.3.1.	Formasyon sekansları	50
3.3.2.	Ağdan bağımsızlık çalışması.....	52
3.3.3.	İki İHA analizlerinin bulguları ve tartışma.....	55
4.	SONUÇ VE DEĞERLENDİRMELER	65
5.	KAYNAKLAR	67
	EKLER	76
	ÖZGEÇMİŞ.....	86

ÖZET

SABİT DÜZ KANATLI İNSANSIZ HAVA ARAÇLARININ SÜRÜ HAREKETLERİNİN AERODİNAMİK ANALİZİ

Bu çalışma, iki insansız hava aracının yakın formasyon uçuşunu sunmaktadır ve çalışmanın amacı, hesaplamalı akışkanlar dinamiği araçlarını kullanarak bir sürüdeki sabit kanatlı insansız hava araçları arasındaki girdap etkilerinin anlaşılmasını geliştirmektir. Sayısal yöntemi doğrulamak için literatürdeki değişken yoğunluklu bir rüzgar tüneli testinin sonuçları kullanılmıştır. Üç-boyutlu tek bir kanat geometrisi için veri doğrulama analizleri gerçekleştirilmiştir. Doğrulanmış sayısal hesaplamalı akışkanlar dinamiği modeli, çeşitli hücum açılarında tek bir insansız hava aracı için kaldırma katsayısı (C_L) ve sürüklenme katsayısı (C_D) değerlerini belirlemek için kullanılmıştır. İnsansız hava aracının arkasındaki aerodinamik etki alanları incelenirken, literatürdeki çalışmalarla uyumlu olarak iki insansız hava aracı arasındaki boylamsal mesafenin yakın uçuş için etkili olmadığı tespit edilmiştir. Bu nedenle iki insansız hava aracı üzerinde hem dikey hem de yanal mesafeler için hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri gerçekleştirilmiştir. Yakın formasyon uçuşu için optimum pozisyon, kaldırma katsayısı ile sürüklenme katsayısı oranı C_L/C_D değerleri kullanılarak belirlenmiştir. Analiz sonuçları, tüm yanal pozisyonlarda en etkili uçuşların, iki insansız hava aracı dikey olarak aynı yükseklikte olduğunda gerçekleştiğini göstermektedir. Aerodinamik verimlilik açısından, b kanat açıklığı için yakın formasyon uçuşu için en etkili noktalar $0,875 b$ ve $1 b$ yanal mesafelerdedir. Bu konumlarda, uçuş verimliliği yaklaşık %11,5 oranında artırılabilir. Ayrıca takip eden insansız hava aracının yanal mesafede $0,625 b$ kadar yakınlaştığı durumlarda, takip eden insansız hava aracının aerodinamik performansının olumsuz etkilendiği görülmüştür.

ABSTRACT

AERODYNAMIC ANALYSIS OF FLAT FIXED-WING UNMANNED AERIAL VEHICLES MOVING IN FLOCKS

This research presents a close-formation flight of two unmanned aerial vehicles and the aim of the study is to improve the understanding of the vortex effects between fixed-wing unmanned aerial vehicles in a swarm using computational fluid dynamics tools. To validate the numerical method, results of a variable-density wind tunnel test from the literature were used. This numerical computational fluid dynamics analysis was used to determine the lift coefficient (C_L) and the drag coefficient (C_D) values for a single unmanned aerial vehicle at various angles of attack. When examining the aerodynamic impact areas behind the unmanned aerial vehicle, the longitudinal distance between the two unmanned aerial vehicles is not particularly effective for close flight. Therefore, computational fluid dynamics analyses were carried out on the two unmanned aerial vehicles for both vertical and lateral distances. The optimum position for close-formation flight was identified using C_L/C_D ratios. The results of the analysis indicate that the most effective flights, across all lateral positions, occur when the two unmanned aerial vehicles are vertically at the same height. In terms of aerodynamic efficiency, the most effective points for close-formation flight for wingspan b are at lateral distances of $0.875 b$ and $1 b$. At these positions, flight efficiency can be increased by approximately 11.5%. It was also found that the aerodynamic performance of the trailing unmanned aerial vehicle was negatively affected when the trailing unmanned aerial vehicle got as close as $0.625 b$ in lateral distance.

YENİLİK BEYANI

SABİT DÜZ KANATLI İNSANSIZ HAVA ARAÇLARININ SÜRÜ HAREKETLERİNİN AERODİNAMİK ANALİZİ

İnsansız hava araçları ile ilgili aerodinamik analiz çalışmaları çoğunlukla tek bir insansız hava aracının ele alınıp bu aracın veriminin artırılması üzerine olmuştur. Birden çok insansız hava aracının davranışları ile ilgili çalışmalarda ise rotalama algoritmaları üretilmiştir. Sürü insansız hava aracı davranışları ile ilgili yapılan pek çok çalışmada aerodinamik etkiler göz önünde bulundurulmamıştır. Yapılan bu çalışma ile sürü insansız hava aracı davranışlarında sürü elemanlarının birbirlerine göre aerodinamik etkileri farklı takip mesafelerinde incelenmiş ve elde edilen verilerle değerlendirmeler yapılarak grafik ortamda gösterilmiştir.

Literatürde az sayıda sabit kanatlı insansız hava aracı için sürü araştırmaları yapılmıştır. Bu çalışmalarda ele alınan geometriler birleşik kanat-gövde modellerdir. Bu geometriler görece basit modellenebilen kuyuksuz geometrilerdir. Bu model araçlar transonik hızlarda çalışılmıştır. Bu çalışmada ise ele alınan geometri daha karmaşık, kuyuklu ve düz sabit kanatlı bir modeldir. Uçuş hızı ise ses altı düşük hızlardır.

Çalışmada yöntem olarak hesaplamalı akışkanlar dinamiği kullanılmıştır. Öncelikle aracın kanadı için veri doğrulama analizleri gerçekleştirilmiştir. Sonrasında doğrulanan parametreler ile tek bir insansız hava aracı için performans analizleri gerçekleştirilmiştir. Tek insansız hava aracı analizlerinden elde edilen bulgulara göre yakın formasyon uçuşu pozisyonları belirlenmiştir. Son olarak iki insansız hava aracı için farklı pozisyonlarda analizler gerçekleştirilmiştir.

Çalışma sonucunda takip eden insansız hava aracının öndeki lider araca göre hangi pozisyonda uçarsa, en çok enerji tasarruflu uçuşu gerçekleştirebileceği belirlenmiştir. Bu çalışmanın, bu konudaki farklı çalışmalara kaynak olması ve literatüre katkı sağlaması hedeflenmiştir.

SEMBOLLER

α	: Hücüm açısı
α_0	: Kaldırma katsayısının sıfır olduğu hücüm açısı
α_c	: C_{Dmin} değerine karşılık gelen hücüm açısı
α_s	: Perdövites açısı (<i>stall angle</i>)
Δx	: Boylamsal mesafe
Δy	: Yanal mesafe
Δz	: Dikey mesafe
ε	: Türbülans dağılım oranı
λ	: Koniklik oranı
μ	: Dinamik vizkozite
σ_k	: k denklemi için hız teriminin sabiti
σ_ω	: ω denklemi için hız teriminin sabiti
σ_{cd}	: ω denklemi için karıştırma fonksiyonu teriminin sabiti
τ_ω	: Sınır tabaka kayma gerilmesi
τ_{ij}	: Türbülans gerilme tensörü
ϕ	: Kıvrım açısı
ω	: Özgül dağılım oranı
A	: Kanat alanı
AR	: Kanat en-boy oranı (<i>Aspect Ratio</i>)
B_k	: k denklemi için ω terimi sabiti
B_ω	: ω denklemi için ω^2 terimi sabiti
b	: Kanat açıklığı
b_k	: Veri doğrulamadaki kanadın kanat açıklığı
c	: Kord boyu

C_D	: Sürüklenme katsayısı
C_{Dmin}	: Minimum sürüklenme katsayısı
C_f	: Yüzey sürtünme katsayısı
C_L	: Kaldırma katsayısı
C_{L0}	: α_0 hücum açısındaki kaldırma katsayısı
C_{Li}	: İdeal kaldırma katsayısı
C_{Lmax}	: Maksimum kaldırma katsayısı
C_M	: Yunuslama momenti katsayısı
D	: Sürüklenme kuvveti
F_I	: Karıştırma fonksiyonu
k	: Türbülans kinetik enerjisi
L	: Kaldırma kuvveti
ρ	: Yoğunluk
Re	: Reynolds sayısı
St	: Strouhal sayısı
t	: Kanat kalınlığı
∂t	: Zamana bağlı kısmi türev
u_τ	: Sınır tabakadaki sürtünme hızı
u_i	: Hız bileşenleri
V	: Havanın akış hızı
ν	: Kinematik viskozite
ν_t	: Türbülans viskozitesi
y	: Sınır tabakadaki ilk ağ elemanın yüksekliği
y^+	: Sınır tabaka boyutsuz parametresi

KISALTMALAR

6DOF	: Altı Serbestlik Derecesi (<i>Six Degrees of Freedom</i>)
ACHEON	: Coanda yüksek verimli hava yönlendirici jet nozulu (<i>Aerial Coanda High Efficiency Orienting-jet Nozzle</i>)
AKE	: Akışkan-Katı Etkileşimi (<i>FSI: Fluid-Solid Interaction</i>)
BKG	: Bütünleşik Kanat-Gövde (<i>BWB: Blended Wing-Body</i>)
BLI	: Sınır tabaka emişi (<i>boundary layer ingestion</i>)
BSGA	: Baskılanamayan Sıralı Genetik Algoritma (<i>NSGA: Non-dominated Sorting Genetic Algorithm</i>)
DP	: Dağıtılmış itiş gücü (<i>distributed propulsion</i>)
EARSM	: <i>Explicit Algebraic Reynolds Stress Model</i>
FGM	: Tam Çoklu Izgara (<i>Full Multi Grid</i>)
GKY	: Girdap Kafes Yöntemi (<i>VLM: Vortex Lattice Method</i>),
HAD	: Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
HALE	: Yüksek İrtifa Uzun Dayanım (<i>High Altitude Long Endurance</i>)
İHA	: İnsansız Hava Aracı
LALE	: Alçak İrtifa Uzun Dayanım (<i>Low Altitude Long Endurance</i>)
MALE	: Orta İrtifa Uzun Dayanım (<i>Medium Altitude Long Endurance</i>)
NACA	: Ulusal Havacılık Danışma Komitesi (<i>National Advisory Committee for Aeronautics</i>)
NATO	: Kuzey Atlantik Antlaşması Örgütü (<i>North Atlantic Treaty Organization</i>)
NÇM	: Non-lineer Sayısal Taşıyıcı Çizgi Modeli (<i>NLL: Non-linear Numeric Lifting Line</i>)
N-S	: Navier-Stokes denklemleri
PBCS	: Basınç Tabanlı Birleşik Çözücü (<i>Pressure-based Coupled Solver</i>)

RANS	: Reynolds Ortalamalı Navier-Stokes (<i>Reynolds Averaged Navier-Stokes</i>)
RSM	: Reynolds Gerilme Modeli (<i>Reynolds Stress Model</i>)
SEA	: Sonlu Elemanlar Analizine (<i>FEA: Finite Element Analysis</i>)
SHGM	: Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü
SST	: Kayma Gerilmesi Aktarmalı (<i>Shear-Stress-Transport</i>)
TS	: İtki ayrımı (<i>thrust split</i>)
TUSAŞ	: Türk Havacılık ve Uzay Sanayi Anonim Şirketi
VTOL	: Dikey İniş Kalkış Yapabilen (<i>Vertical Takeoff-Landing</i>)
YSA	: Yapay Sinir Ağları (<i>ANN: Artificial Neural Networks</i>)

ŞEKİLLER

Şekil 2.1. Kanat profili ve kavramları.	25
Şekil 2.2. Kanat geometrisi ve kavramları.	26
Şekil 2.3. Sabit kanatlı bir hava aracının uçuşunda oluşan kuvvetler.....	27
Şekil 2.4. Hücüm açısına bağlı kaldırma katsayısının değişimi.	28
Şekil 2.5. Sürüklenme katsayısının hücüm açısına göre değişim grafiği.	29
Şekil 2.6. Kaldırma ve sürüklenme oranının hücüm açısına göre değişim grafiği.....	29
Şekil 2.7. Keşif görevi olan sabit kanatlı bir İHA'nın uçuş kademeleri.	30
Şekil 2.8. Kanat üzerindeki kaldırma etkisinin ideal ve gerçek dağılımları.....	31
Şekil 2.9. Kanadın ardında oluşan aşağı ve yukarı akış bölgeleri.	31
Şekil 2.10. Kanatçıklara sahip bir İHA örneği.....	32
Şekil 2.11. Bir uçağın ardında oluşan yukarı ve aşağı akış bölgeleri.	32
Şekil 2.12. Çözüm ağındaki çokyüzlü ve altıyüzlü eleman tipleri.	35
Şekil 3.1. Çalışma kapsamında gerçekleştirilen analizlerin sıralaması.	39
Şekil 3.2. NACA 4415 a) kanat profili kesit görünüş b) profili tanımlayan 200 nokta..	40
Şekil 3.3. NACA 4415 3-boyutlu kanat geometrisi.....	40
Şekil 3.4. Veri doğrulama analizinde akış hacmi.....	41
Şekil 3.5. Veri doğrulama analizindeki sınır tabaka ağ yapısı.	42
Şekil 3.6. Veri doğrulama için kaldırma katsayısı değerlerinin deneysel ve HAD sonuçları olarak karşılaştırılması.....	44
Şekil 3.7. Veri doğrulama için sürüklenme katsayısı değerlerinin deneysel ve HAD sonuçları olarak karşılaştırılması.	44
Şekil 3.8. a) gerçek İHA görseli ve b) basitleştirilmiş İHA geometrisi.	45
Şekil 3.9. Gövde üzerinde yuvarlatılmış kenar örnekleri.	46
Şekil 3.10. Kanat hücüm kenarına eklenen çizgi.	46

Şekil 3.11. Tek İHA analizinde hücum açısına göre C_L/C_D oranı değişimi.	48
Şekil 3.12. İHA'nın arkasında ve bir İHA mesafedeki düzlem üzerinde, hızın y-bileşeni dağılımı.	49
Şekil 3.13. İHA'nın arkasında farklı mesafelerdeki düzlemler üzerinde hızın y-bileşenlerinin dağılımı.	50
Şekil 3.14. Yakın formasyon uçuşundaki mesafeler ve koordinat sistemi.	51
Şekil 3.15. Analizlerin gerçekleştirildiği pozisyonların yanal mesafeleri.	52
Şekil 3.16. Analizlerin gerçekleştirildiği pozisyonların dikey mesafeleri.	52
Şekil 3.17. Ağdan bağımsızlık analizi için oluşturulan akış hacmi.	53
Şekil 3.18. Ağdan bağımsızlık grafiği.	54
Şekil 3.19. İki İHA arasındaki mozaik ağ dağılımı.	54
Şekil 3.20. Kaldırma katsayısının yanal mesafeye göre değişimi.	56
Şekil 3.21. İHA'ların alt yüzeylerindeki basınç dağılımları ($\Delta y=0m, \Delta z=1b$).	57
Şekil 3.22. İHA'ların üst yüzeylerindeki basınç dağılımları ($\Delta y=0m, \Delta z=1b$).	58
Şekil 3.23. İHA'ların alt yüzeylerindeki basınç dağılımları ($\Delta y=0,266b, \Delta z=0,625b$)... ..	59
Şekil 3.24. İHA'ların üst yüzeylerindeki basınç dağılımları ($\Delta y=0,266b, \Delta z=0,625b$).. ..	59
Şekil 3.25. Sürüklenme katsayısının yanal mesafeye göre değişimi.	60
Şekil 3.26. C_L/C_D oranının yanal mesafeye göre değişimi.	61
Şekil 3.27. Yan görünüş girdap oluşumları.	62
Şekil 3.28. İzometrik açılı görünüşten girdap oluşumları.	62
Şekil 3.29. Analiz numaralarına göre aerodinamik verimin değişim histogramı.	63

TABLÖLAR

Tablo 3.1. Farklı yoğunluk, aynı Reynolds sayısı için yapılan iki analizin değerleri. ...	43
Tablo 3.2. İHA'nın geometrik parametreleri.	47
Tablo 3.3. İHA'nın seyir uçuş parametreleri.....	47
Tablo 3.4. Çözücü yöntemleri.....	47
Tablo 3.5. Analiz numaraları ve analizlerdeki iki İHA arası mesafeler.	63



1. GİRİŞ

İnsansız hava aracı (İHA), en basit ifade ile üzerinde pilot ve/veya mürettebat olarak herhangi bir insan taşımayan hava aracı olarak tanımlanmaktadır. Ayrıca ihtiyaç duyulan taşıma kuvvetini aerodinamik kuvvetler ile sağlayan ve bir pilot tarafından uzaktan veya otonom olarak kontrol edilen göreve göre belirlenmiş faydalı yükler taşıyabilen hava aracı olarak da tanımlanabilir [1]. İHA'lar sürekli uçuş yapabilme yetenekleri ve tekrar kullanılabilme özellikleri sayesinde balistik füzeler, seyir füzeleri ve topçu mermileri vb. gibi hava cisimlerinden ayrılırlar [2].

Teknik anlamdaki ilk insansız uçan araçlar, 1. Dünya Savaşı'nda kara ve deniz araçlarının vuruş kabiliyetlerini arttırmak için askeri eğitim amaçlı olarak kullanılmıştır. Bu araçların operasyonel sorunları; kalkış/fırlatma ve inişlerdeki zorluklar ile uçuşun stabilize edilmesi idi. Askeri uygulamalar 2. Dünya Savaşı'na kadar İHA'ları geliştirmeye devam etmiştir [3]. İkinci Dünya Savaşı'ndan sonra İHA'ların başarısı, onların başka alanlarda da kullanılmalarını sağlamıştır. Özellikle radyon kontrol sistemlerinin gelişmesiyle birlikte radarları yanıltma amacıyla sahte hedef olarak kullanılmışlardır. Bu kullanım alanıyla birlikte geliştirme çalışmaları İHA'ların uçuş sürelerinin arttırılmasına yönelik de olmaya başlamıştır [1, 4]. 1960'lı yıllarda uçan hedef olarak tanımlanan İHA'lar, keşif ve gözlem işlevleri ile birlikte casusluk görevleri yapmaya başlamışlardır ve özellikle soğuk savaş döneminin de etkisi ile İHA'lar çok amaçlı kullanılmaya başlamış ve çok daha karmaşık yapılara dönüşmüşlerdir. Günümüzde İHA'lar, diğer hava araçlarına göre sahip oldukları avantajlar sayesinde ve çok farklı sektörlerdeki kullanımları ile hem askeri hem de sivil arama-kurtarma, fotoğrafçılık, lojistik, keşif ve gözetleme gibi birçok uygulama alanı bulmaktadırlar [5].

İHA'lar irtifa, ağırlık, menzil, boyutlar, geometrik yapı, faydalı yük... vs. gibi farklı şekillerde sınıflandırılmaktadır. Türkiye'de Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü (SHGM), azami kalkış kütle değerleri üzerinden İHA'ları sınıflandırmaktadır;

- İHA0: 500 g (dahil) – 4 kg arası,
- İHA1: 4 kg (dahil) – 25 kg arası,
- İHA2: 25 kg (dahil) – 150 kg arası,
- İHA3: 150 kg (dahil) ve daha fazlası [6].

Tüm dünya ülkeleri tarafından ortak kabul görmüş bir İHA sınıflandırma çeşidi yoktur ancak en yaygın kullanılan sınıflandırma şeklinin ağırlık ile birlikte irtifa ve havada kalış süreleri üzerinden yapıldığı söylenebilir. Bu yaklaşıma sahip sınıflandırmalarda genellikle nano, mini, mikro, taktik gibi tiplerin yanında orta irtifa uzun dayanım (MALE: Medium Altitude Long Endurance) ve yüksek irtifa uzun dayanım (HALE: High Altitude Long Endurance) gibi tipler bulunur. Bu sınıf isimlerindeki “dayanım” kelimesi uçuş süresi veya görev süresini ifade etmektedir. İrtifa olarak 5.000-15.000 m arası irtifa MALE sınıfı, 15.000 m üzeri irtifalar için HALE sınıfı kullanılır. Bu iki sınıf (long endurance) İHA’ların uçuş süresi kimi kaynaklarda [3] 24 saat ve üzeri, kimi kaynaklarda [7] ise 50 saat ve üzeri olarak geçer. Kuzey Atlantik Antlaşması Örgütü (NATO) kütleyi göz önünde bulunduran bir ana sınıflandırma sonrasında irtifa bağlamında bir sınıflandırma daha yapar. Uçuş süresi ile ilişkili olarak görev menziline de esas alındığı, NATO’ya göre İHA sınıflandırması;

- Sınıf I: < 150 kg;
 - Mikro: < 2 kg, < 610 m (yerden), 5 km görev menzili,
 - Mini: 2-20 kg arası, < 915 m (yerden), 25 km görev menzili,
 - Küçük: > 20 kg, > 1524 m (yerden), 50 km görev menzili,
- Sınıf II: 150-600 kg;
 - Taktik: < 3048 m (yerden), 200 km görev menzili,
- Sınıf III: > 600 kg;
 - MALE: < 13716 m (deniz seviyesinden), sınırsız menzil,
 - HALE: < 19812 m (deniz seviyesinden), sınırsız menzil,
 - Savaş: < 19182 m (deniz seviyesinden), sınırsız menzil şeklindedir [5].

İHA’lar için önemli bir sınıflandırma çeşidi de uçuş prensibine göre yapılan sınıflandırmadır. Yaygın olarak “İHA tipi” şeklinde de ifade edilen bu sınıflandırmada ise 4 grup bulunmaktadır. Bunlar;

- Sabit kanatlı İHA’lar: Geleneksel uçaklar ile aynı uçuş prensibine sahip olan İHA’lardır. Yatay yönde hareket eden hava kanat profili sayesinde kanat üzerinde bir kaldırma kuvveti oluşturur ve bu kuvvetin aracın ağırlığını yenmesi ile uçuşa gerçekleşir [3]. Bu çalışma kapsamında incelenen İHA bu gruptadır.

- Döner kanatlı İHA'lar: Bir veya daha fazla pervaneye sahip, dikey şafta bağlı pallerin dönüşü ile elde edilen kaldırma kuvveti sayesinde uçan İHA'lardır. Dikey olarak iniş ve kalkış yapabilirler [3].
- Balonlar: Havadan daha hafif bir gazın depolanması ve bu deponun oluşturduğu aerostatik kuvvetler yardımı ile uçan İHA'lardır. Zeplin ve benzeri hava gemilerinin insansız versiyonlarıdır [3].
- Hareket eden kanatlı İHA'lar: Biyomimetik olarak kuşlar gibi kanat çırpma hareketi benzeri hareket edebilen kanatlara sahip İHA'lardır. Genellikle boyut olarak mikro seviyelerde örnekleri mevcuttur [3].
- Hibrit İHA'lar: Dört ana kategoriden iki uçuş prensibini birlikte içerebilen İHA'lardır [3]. En bilinen örneği olarak dikey iniş kalkış yapabilen sabit kanatlı İHA'lar söylenebilir.

Bir görev kapsamında birden çok İHA'nın beraber kullanıldığı sistemler “çoklu İHA” veya “sürü İHA” olarak tanımlanır. Dünyada yeni eğilimlerden biri olan sürü İHA'lar, aynı tip İHA'ların veya farklı tip İHA'ların bir araya gelmesiyle oluşabilir. Sürü İHA'ların kullanılma sebepleri; işletme kolaylıkları, maliyet düşüşü, zamandan tasarruf etme gibi farklı amaçlar olabilir.

Sürü İHA teknolojileri, birden fazla İHA'nın bir görev doğrultusunda bir arada uçmasını sağlar. Sürü içindeki her bir elemanın kendi özelliklerine göre bir alt görevi ve rotası mevcuttur. Ana görevin gerçekleştirilmesi adına elemanların rotalarının ve görev dağılımlarının en iyi şekilde planlanması gerekmektedir. Literatürde bu şekilde rota planlama üzerine çok fazla çalışma yapıldığı söylenebilir [8].

Sürü İHA çalışmaları için rota planlama ve görev dağılımı optimizasyonu haricinde bir diğer önemli konu ise sürü elemanlarının kendi aralarındaki etkileşimidir. Sürü İHA sistemleri için bu etkileşim, elemanlar arasındaki akışkan havanın hareketine bağlı aerodinamik bir etkileşimdir. Her hava aracı uçuşu sırasında çevresindeki havanın akışını değiştirir. Bu değişim, hava aracının hızı, büyüklüğü gibi birçok parametreye bağlı olarak belirli bir alanı etkiler. Sürü İHA sistemlerinde de bir elemanın kendi etrafında belirli bir aerodinamik etki alanı oluşacaktır. İHA sürüsündeki diğer elemanlar da bu etki alanına bağlı olarak aerodinamik açıdan etkileneceklerdir.

Sürü İHA sistemleri için sürü elemanlarının kendi aralarındaki aerodinamik etkileşimin incelenmesi, elemanların birbirlerine ne kadar yaklaşabilecekleri konusunda bir sonuç ortaya çıkaracaktır. Dolayısıyla sürü halindeki İHA'ların aerodinamik etkileşiminin incelenmesinin ilk amacı İHA'ların birbirlerine ne kadar yaklaşabileceklerini belirlemektir. Bu amaç doğrultusunda İHA'ların sürü içindeki hareket sınırları koyulabilir.

Sürü İHA sisteminde iki sürü elemanı arasındaki aerodinamik etkileşim her zaman olumsuz olmayacaktır. Özellikle sabit kanatlı İHA'lar için bu etkinin pozitif olduğu etki alanları olacaktır. Yani bir İHA'nın ardında oluşan etki alanı sayesinde sadece belirli bir bölge için diğer takip eden eleman daha performanslı bir uçuş gerçekleştirebilecektir. Bu fenomen sürü halinde göç eden kuşların incelenmesi ile ortaya çıkmıştır. Göç eden kuşlar V-diziliminde uçuş gerçekleştirirler ve bu şekilde daha uzun menzil ve daha uzun dayanıma sahip oldukları düşünülür. Wieselsberger [9], yaptığı çalışmada kuşların formasyon uçuşu sırasında performans arttırabildiklerini ilk olarak fiziksel bir açıklama ile ortaya koymuştur. Lissaman ve Shollenberger [10], yaptıkları çalışmada 25 kuşluk bir sürünün, tek bir kuşa kıyasla yaklaşık %70'lik menzil artışına sahip olabileceğini belirlemişlerdir.

Sadece sürü İHA'ları için değil sürü halinde hareket eden tüm hava aracı sistemleri için bu durumun incelendiği çalışmalar mevcuttur [11-13]. Bir lider hava aracı ile onu takip eden en az bir adet hava aracının birlikte uçuş durumuna “kol uçuşu” veya “formasyon uçuşu” denilmektedir. Takip eden hava aracının lider hava aracının aerodinamik etkisinden faydalanmaya çalıştığı uçuş şekline de yakın formasyon uçuşu denilmektedir [14]. Biyomimetik temelli bir yaklaşımla kuşlarda olduğu gibi, hava araçlarının da sürü içinde aerodinamik performansın yükseldiği uçuş pozisyonları olmalıdır. Sürü halindeki İHA'ların aerodinamik etkileşimlerinin incelenmesindeki önemli bir diğer amaç da bu pozisyonların tespit edilmesidir.

Bu çalışmada yakın formasyon uçuşu gerçekleştiren sabit kanatlı iki İHA arasında oluşan aerodinamik etkileşim incelenmiştir. Önde giden İHA “lider” ve arkadaki İHA da “takip eden” olarak tanımlanmıştır. İHA'ların sürü uçuşu, göç eden kuşlar gibi V-diziliminde düşünülmüştür. İncelemedeki temel amaçlar şu sorulara cevap bulmaktır;

- Takip eden İHA, uçuş performansını düşürmeden lider İHA'ya ne kadar mesafeye kadar yakın uçabilir?
- Lider İHA'nın arkasında kalan hangi alanlar takip eden İHA için performansı artırır, hangi alanlar performansı düşürür?
- Takip eden İHA yakıt tasarrufunun azami seviyede olması için lider İHA'ya göre hangi pozisyonda uçmalıdır?
- Takip eden İHA'nın lider İHA'ya göre belirlenmiş pozisyonlar için aerodinamik performans artış değerleri nelerdir?

Çalışmada geometri olarak MALE sınıfı sabit düz kanatlı bir İHA seçilmiştir. Sürü İHA teknolojisi, sabit kanatlı İHA'lar için yeni bir konu sayılabilir. Ancak taktik ve MALE sınıfı İHA'lar, pazarı domine eden modellerdir [15] ve bu modellerin -özellikle askeri alanlarda- çok yaygın kullanılıyor olması, yakın gelecekte sürü İHA'ları olarak da kullanılabilecekleri anlamına gelebilir.

Çalışmadaki aerodinamik analizler Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yöntemi ile gerçekleştirilmiştir. Matematik modelin veri doğrulaması için literatürdeki deneysel çalışmaların sonuçları kullanılmıştır. Yakın formasyon uçuş analizleri lider ve takip eden olmak üzere iki İHA için yapılmıştır. Uçuş simülasyonu, tek yönde seyir hali için modellenmiştir. Dönüşler, yalpalamalar, manevralar ve türbülans benzeri olaylar simülasyona dahil edilmemiştir. Çalışmada özetle; iki İHA sürü halinde bir yerden bir yere intikal ettiği takdirde en uygun hangi pozisyonda uçmaları ortalama yakıt tüketimini azami seviyede düşürür, sorusunun cevabı aranmıştır.

1.1. İHA'lar Üzerine Yapılan Aerodinamik Çalışmalar

Literatür araştırması sabit kanatlı İHA'lar ile ilgili HAD çalışmaları üzerinden yapılmıştır. Yapılan çalışmalar Ek'te tablo halinde gösterilmiştir. Tablo içeriği; İHA türü, HAD yöntemleri, çalışmanın amacı ve sonuçlar şeklindedir. Literatür çalışmalarındaki İHA'ların hepsi sabit kanatlı İHA olduğu için bu bölümde kullanılan "İHA" kısaltması sabit kanatlı İHA'yı ifade etmektedir. İHA'larla ilgili pek çok aerodinamik çalışmalar yapılmış olup, bu çalışmalardan bazıları aşağıda gösterilmiştir.

İnsuyu'nun 2010 yılında yayınladığı "Aero-Structural Design and Analysis of an Unmanned Aerial Vehicle and Its Mission Adaptive Wing" adlı çalışmada [16], kambur

değişiminin sabit kanatlı bir İHA'nın göreve uyarlanabilir kanadı üzerindeki etkileri incelenmiştir. İnceleme HAD analizleri ile yapılmıştır ve analizlerde ANSYS Fluent yazılımı kullanılmıştır. NACA 4412 kanat profili üzerinden farklı kamburluk değerleri için hesaplanan aerodinamik katsayılar bakımından karşılaştırılmıştır. Aerodinamik performans için kaldırma kuvvetinin sürüklenme kuvvetine oranı (L/D) kullanılmıştır. Çalışma kapsamında HAD analizlerinin peşine kanadın yapısal ve dinamik analizleri de yapılmıştır. Sonuç olarak uygun değerlere göre tasarımı tamamlanmış göreve uyarlanabilir düz kanatlı ve kanat açıklığı 3 m olan İHA, Türk Havacılık ve Uzay Sanayi Anonim Şirketi (TUSAŞ) tarafından üretilmiştir.

Yavuz'un 2011 yılında yayınladığı "Numerical Analysis of Vortex Breakdown of Unmanned Combat Air Vehicles" adlı çalışmada [17], farklı tipteki insansız savaş uçaklarının farklı hücum açılarındaki girdap davranışları incelenmiştir. HAD yöntemi kullanılan çalışmada analizler Fluent yazılımı ile gerçekleştirilmiştir. Türbülans modeli olarak da $k-\epsilon$ modeli kullanılmıştır. İnsansız hava araçlarının geometrileri Bütünleşik-Kanat-Gövde (BKG, *BWB: Blended Wing Body*) tipidir ve üç farklı çeşit; delta, elmas ve lambda şeklindedir. Veri doğrulama için literatürden deneysel bir çalışmanın verileri kullanılmıştır. Çalışma sonucunda üç tip için de 17° 'lik hücum açısında girdap bozunması başlamıştır. Kanat alanları farklı olması sebebiyle 25° hücum açısına kadar olan durumlarda akışlar farklılık göstermektedir. Hücum açısı 45° olduğunda, tüm geometriler için, akışın tamamen bozulduğu görülmüştür.

Boudaoud ve diğerlerinin 2012 yılında yayınladıkları "Effect of an external vortex on the UAV aerodynamic performances" adlı çalışmada [18], sabit kanatlı bir İHA'nın önünde oluşan harici bir girdaptan nasıl etkileneceği hem deneysel hem de HAD analizi ile incelenmiştir. Çift bomlu ters V kuyruklu İHA geometrisi 2 m uzunluğa ve 3 m kanat genişliğine sahip olup, SolidWorks yazılımı ile bilgisayar ortamına aktarılmıştır. İHA'nın önüne girdabı oluşturması için bir kanat geometrisi koyulmuştur. Bu kanat profili ve mesafesi hakkında bilgi verilmezken, hücum açısının 10° olduğu belirtilmiştir. HAD analizi Fluent yazılımı ile gerçekleştirilmiş ve türbülans modeli olarak Spalart-Allmaras modeli kullanılmıştır. Çalışmanın deneysel bölümünde 1/6 ölçeğinde bir model ile rüzgâr tüneli testleri yapılmıştır. Akış hızı 20 m/s olan ortam için -10° ile 17° arasındaki farklı hücum açıları için hem girdaplı hem de girdap olmadan ölçümler gerçekleştirilmiştir. Tüm veriler HAD analizlerinin sonuçları ile karşılaştırılmış ve hata paylarının makul

olduğu görülmüştür. Çalışma bulgularına göre yakın uçuş formasyonu senaryosunda lider aracın/kanadın oluşturduğu girdap sebebiyle takip eden aracın perdövites (*stall*) olduğu hücum açısı, tekil uçuşta 12° iken, 24° 'e kadar çıkmaktadır.

Mazhar ve diğerlerinin 2013 yılında yayınladıkları “On using neural networks in UAV structural design for CFD data fitting and classification” adlı çalışmada [19], sabit kanatlı insansız hava araçlarının yapısal tasarımında kullanılan tek yönlü Akışkan-Katı Etkileşimi (AKE, *FSI: Fluid-Solid Interaction*) incelenmiştir. Çalışmada, Fluent yazılımı ile yapılan HAD analizlerinden elde edilen basınç verileri, yapısal analizlerde kullanılmak üzere Yapay Sinir Ağları (YSA, *ANN: Artificial Neural Networks*) ile Sonlu Elemanlar Analizine (SEA, *FEA: Finite Element Analysis*) entegre edilmesi sağlanmıştır. Bu yenilikçi yaklaşımın, HAD ve SEA arasında veri uyumluluğunu sağlama konusunda geleneksel yöntemlere kıyasla daha yüksek doğruluk ve verimlilik sunduğu da belirtilmiştir. HAD ve yapısal benzetimlerde karşılaşılan farklı kafes yapılarındaki uyumsuzlukların giderilmesi için YSA kullanılmıştır. YSA modeli, HAD verilerini tahmin ederek sonlu elemanlar modeline aktarılmış ve bu süreçte daha düşük hata oranları ile çalışılmıştır. Bu yöntemle İHA'ların kritik yapısal bölgelerinde, kanat kökü ve uç bölgelerinde, basınç dağılımlarının doğru bir şekilde tahmin edilmesi sağlanmıştır. Çalışmada sonucunda; İHA'nın yapısal tasarımında, yapay sinir ağları kullanılarak başarılı ve güvenilir sonuçlar elde edilmiş ve geleneksel yöntemlere kıyasla önemli bir ilerleme kaydedildiği ifade edilmiştir.

Kontogiannis ve Ekaterinaris'in 2013 yılında yayınladıkları “Design, performance evaluation and optimization of a UAV” adlı çalışmada [20], hafif, elektrikle çalışan, küçük boyutlu, sabit kanatlı bir İHA'nın tasarımı, aerodinamik performansı ve optimizasyonu değerlendirilmiştir. İHA, gözetim ve fotoğrafçılık görevlerini yerine getirmek üzere özel olarak tasarlanmıştır. Aracın boş ağırlığı 1,9 kg olup, ekipmanlarla birlikte 6 kg'a kadar faydalı yük taşıma kapasitesine sahiptir. Benzetimlerde kanat profili olarak E420, kuyrukta NACA 5412, dengeleyicide NACA 0012 kullanılmıştır. Çalışmada, İHA'nın aerodinamik verimliliğini artırmak amacıyla HAD analizleri yapılmıştır. Bu analizlerde çoğunlukla Fluent yazılımı kullanılmış, açık kaynak kodlu SU yazılımı ise bazı analizler üzerinde incelenmiştir. Türbülans modeli olarak Kayma Gerilmesi Aktarmalı (*SST: Shear-Stress-Transport*) $k-\omega$ kullanılmış, karşılaştırmalı analizlerde ise Spalart-Allmaras modeli ile değerlendirilmiştir. Çözüm ağı bağımsızlık

testleri, iki boyutlu kanat profili üzerinde gerçekleştirilmiştir. İlk katman kalınlığı, kanat kordon uzunluğunun 10^{-5} katı olarak belirlenmiş ve y^+ değeri 0,2 ile 0,4 arasında tutulmuştur. İki boyutlu simülasyonlarda, 68 bin hücre içeren yapının yeterli olduğu görülmüştür. Üç boyutlu simülasyonların çözüm aşında simetri eksenini oluşturulmuş, kanatlarda yaklaşık 2 milyon hücre, tüm gövdede ise yaklaşık 4,5 milyon hücre kullanılmış ve y^+ değerleri çoğunlukla 1'in altında olması sağlanmıştır. Ayrıca, kanat profilini seçiminde X-Foil yazılımı da kullanılmıştır. Pervane seçiminde JAVA Prop yazılımı kullanılmıştır. Perdövites hızının 12 m/s'nin altında olmasına çalışılmıştır. Hücum açısının $5,5^\circ$ olduğunda, İHA'nın en yüksek aerodinamik verimliliğe (L/D oranı) ulaştığı belirtilmiştir. Makalede, aerodinamik verimliliği artırmak ve kanat uçlarındaki girdapları azaltmak amacıyla çeşitli kanatçık tasarımları değerlendirilmiştir. Bu tasarımlar sonucunda, kanat uçlarında L/D oranında % 14,36'lık bir artış sağlanmıştır. Ayrıca, kanat analizlerinde elde edilen HAD sonuçları, klasik aerodinamik hesaplamalar (Prandtl-Lanchester teorisi) ve deneysel veriler (E387) ile karşılaştırılmış ve uyumlu sonuçlar elde edilmiştir.

Vuruşkan'ın 2014 yılında yayınladığı “Turaç İnsansız Hava Aracının Aerodinamik Tasarım, Modelleme ve Analizi” adlı çalışmada [21], dikey iniş ve kalkış yapabilen (VTOL: *Vertical Takeoff-Landing*) bir sabit kanatlı TURAÇ isimli İHA'nın aerodinamik analizleri gerçekleştirilmiştir. Çalışma kapsamında aerodinamik performansın araştırılması; Girdap Kafes Yöntemi (GKY, *VLM: Vortex Lattice Method*), Non-lineer Sayısal Taşıyıcı Çizgi Modeli (NÇM, *NLL: Non-linear Numeric Lifting Line*) ve HAD yöntemleri şeklinde üç farklı yöntem üzerinden gerçekleştirilmiştir. Aerodinamik performans kriteri olarak kaldırma katsayısı (C_L), sürüklenme katsayısı (C_D) ve yunuslama momenti katsayısı (C_M) ele alınmıştır. Literatürdeki deneysel çalışmaların sonuçları ile karşılaştırma yapılan çalışma sonucunda; HAD yöntemi ile yapılan analiz sonuçlarının diğer yöntemlere göre gerçeğe daha yakın olduğu belirtilmiştir.

Panagiotou ve diğerlerinin 2014 yılında yayınladıkları “Winglet design and optimization for a MALE UAV using CFD” adlı çalışmada [22], MALE tipi bir İHA için kanatçık optimizasyonunu HAD analizleri ile gerçekleştirmişlerdir. HAD analizleri öncelikle 4 farklı kanatçık konfigürasyonu için sadece kanatçık çevresi akış üzerinden yapılmıştır. Performans parametreleri olarak kaldırma ve sürüklenme katsayıları ile bu katsayıların oranları ve perdövites karakteristikleri karşılaştırılmıştır. Analizlerde Reynolds

Ortalamalı Navier-Stokes (*RANS, Reynolds Averaged Navier-Stokes*) çözücü olarak ANSYS CFX yazılımı kullanılmış ve türbülans modeli olarak Spalart-Allmaras modeli entegre edilmiştir. Uygun kanatçık konfigürasyonunun tespit edilmesi sonrasında bu kanatçık ile tüm İHA geometrisi üzerinden HAD analizleri gerçekleştirilmiştir. Analizlerin sonucuna göre optimize edilmiş kanatçığa sahip İHA'nın aerodinamik performansının arttığı görülmüş ve bu sonuca göre uçuş süresinin yaklaşık %10 artacağı belirtilmiştir.

Tunçöz'ün 2014 yılında yayınladığı “Design and Analysis of a Hybrid Trailing Edge Control Surface of a Fully Morphing Unmanned Aerial Vehicle Wing” adlı çalışmada [23], kanat kamburunu değiştirebilen -büyük ölçüde şekil değiştirebilen- bir insansız hava aracının kanadı için firar kenarı tasarımı gerçekleştirilmiştir. Yapısal analizlerin ANSYS programı ile yapıldığı çalışmada aerodinamik analizler açık kaynak kodlu SU2 yazılımı ile gerçekleştirilmiştir. Çalışma sonucunda tasarlanan kontrol yüzeyinin uçuş koşullarına uygun aerodinamik yükler altında kanat kamburunu başarıyla değiştirebileceği belirtilmiştir.

Sandoval ve diğerlerinin 2015 yılında yayınladıkları “Evaluating the longitudinal stability of an UAV using a CFD-6DOF model” adlı çalışmada [24], İHA'nın boylamsal stabilitesini değerlendirmek için, uçuş sırasında elde edilen deneysel veriler ile HAD sonuçları karşılaştırılmıştır. Araştırmada İHA'nın boylamsal dinamik tepkileri, özellikle uzun periyot osilasyonu hareketi incelenmiştir. Çalışmada Giant III (KADET LT-40) İHA modeli kullanılmıştır. Bu model 11,5 kg ağırlığında ve 2,2 metre kanat açıklığındadır. Test uçuşlarında İHA; 21,6 m/s hıza ulaşmış ancak, sürüklenme kuvveti doğrudan ölçülememiştir. Bunun yerine, rüzgâr tüneli testleri yapılmış ve HAD ile hesaplanan sürüklenme kuvveti, deneysel verilerle karşılaştırıldığında %6,84 hata payı ile doğrulanmıştır. İHA'nın dinamik tepkisinin simülasyonu için aktif, pasif ve deforme olabilen çözüm ağları kullanılmıştır. ANSYS Fluent HAD yazılımında bulunan 6DOF (*Six Degrees of Freedom - Altı Serbestlik Derecesi*) modülü ile dinamik çözüm ağları oluşturulmuş ve aracın dinamik tepkisi incelenmiştir. Dinamik tepkilerin doğru bir şekilde modellenebilmesi için İHA'nın kütlesi, kütle merkezi ve atalet tensörü gibi kritik fiziksel parametreler verilmiştir. Çözüm ağlarında y^+ değeri 30-300 aralığında tutulmuş, sınır tabaka gelişimi için Schlichting yöntemi kullanılmış ve hücre boyutları 1-5 mm arasında belirlenmiştir. Türbülans modeli olarak Reynolds Gerilme Modeli (*RSM*:

Reynolds Stress Model) seçilmiş ve duvar fonksiyonu olarak non-equilibrium modeli kullanılmıştır. HAD çözümleri basınç-tabanlı çözücüde basınç-hız bağlantısı SIMPLE algoritması, Least Squares Cell Based, first-order çözücüler ile zamana bağlı olarak çözülmüştür. Simülasyon sonuçları ile deneysel veriler arasında güçlü bir uyum bulunmuş ve uzun periyot osilasyonlarının frekansı (% 6,75), genliği (% 20,31) ve sönüm oranları (% 10,97) açısından düşük hata oranları elde edilmiştir. Simülasyonlar, pitch açısı, irtifa ve uzunlamasına hız gibi parametrelerde deneysel verilerle büyük ölçüde örtüşmüş ve İHA'nın boyuna stabilitesi başarılı bir şekilde öngörülmüştür.

Das ve diğerlerinin 2015 yılında yayınladıkları “Computational Fluid Dynamic Study on a Novel Propulsive System: ACHEON and Its Integration with an Unmanned Aerial Vehicle (UAV)” adlı çalışmada [25], Aerial Coanda yüksek verimli yönlendirici jet nozulu (ACHEON) itki sisteminin, NIMBUS-prototip kanarlı sabit kanatlı küçük İHA'da kullanılması sayısal olarak araştırılmıştır. Çalışmada, ACHEON sisteminin itki yönlendirme verimliliği ve aerodinamik performansı değerlendirilmiştir. Sayısal analizler, Fluent 6.3 yazılımı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Farklı (kaba, orta ve ince) ağ yapıları değerlendirilmiş ve en uygun çözüm doğruluğu sağlayan ağ seçilmiştir. Türbülans modellemesi için SST $k-\omega$ türbülans modeli kullanılmış ve çözüm için PBCS (*pressure-based coupled solver*) tercih edilmiştir. Çözümlerde *second-order* çözücü, FMG (*Full Multi Grid*) başlatıcı ve yakınsama kriteri 10^{-4} olarak kullanılmıştır. Çalışma, ACHEON sisteminin dönme (*swirl*) etkisi altında nozulun itki yönlendirme verimliliğinin önemli ölçüde azaldığını ortaya koymuştur. Nozulun itki yönlendirme verimliliğinin akıştaki düzensizliklerden etkilendiği ve özellikle dönme etkisinin, İHA'nın aerodinamik performansını olumsuz yönde etkilediği gösterilmiştir.

Çoban'ın 2016 yılında yayınladığı “İnsansız Hava Araçlarında Kullanılan Kanatçıkların Sayısal İncelenmesi” adlı çalışmada [26], bir İHA için farklı kanatçık tipleri aerodinamik açıdan incelenmiştir. İHA'nın kanat profili SD7062 ve kanatçık tipleri; plaka tipi (*end-plate*), kıvrık tip (*blended*) ve pala tipi (*scimitar*) şeklinde üç adettir. HAD analizleri ANSYS Fluent yazılımı ile -5° ve 17° hücum açıları arasındaki değerler için gerçekleştirilmiştir. Çalışma sonucunda kanatçık kullanımının aerodinamik verimi arttırdığı belirtilmiştir. Kanatçık tipleri arasında verimi en çok arttıran kıvrık tip kanatçık olmuştur.

Panagiotou ve diğerlerinin 2016 yılında yayınladıkları “Aerodynamic Design of a MALE UAV” başlıklı çalışmada [27], Orta İrtifa Uzun Menzilli (MALE) İHA’nın aerodinamik tasarımı, HAD analizleri ile gerçekleştirilmiştir. Yunanistan’daki sivil uygulamalar için özel olarak tasarlanan Hellenic Civil isimli sabit kanatlı İHA’nın orman izleme ve sınır güvenliği gibi görevlerde kullanılmak üzere geliştirildiği belirtilmiştir. İHA’nın ön tasarım aşamasında dört farklı tasarım geliştirilmiş ve en uygun tasarım belirlenmiştir. Bu dört tasarımda kanat profili, kanat uzunluğu, en-boy oranı ve kuyruk tipi farklılık göstermiştir. Kullanılan kanat profilleri SG6042, NLF0215, SA7038 ve NLF1015 olup, kanat açıklıkları 4,9 m ile 5,1 m arasında değiştirilmiştir. Tasarımlarda V-kuyruk veya Y-kuyruk konfigürasyonları kullanılmıştır. Ayrıca, farklı kanatçık geometrileri değerlendirilmiş ve 60 derece açılı PSU 94-097 profilli kanatçık kullanılmıştır. HAD analizleri ANSYS CFX 15 yazılımı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. İHA’nın dış akış analizlerinde RANS denklemleri, Spalart-Allmaras türbülans modeli ve Coupled algoritması kullanılarak çözülmüştür. Gövde içindeki ekipmanların sıcaklık analizinde ise Shear-Stress-Transport (SST) türbülans modeli kullanılmıştır. Simülasyonlarda serbest akış hızı 140 km/s olarak belirlenmiş, 2000 metre irtifadaki uçuş koşullarındaki sıcaklık ve basınç değerleri kullanılmıştır. Ayrıca, hücum açısı -8° ile 27° arasında incelenmiştir. Pervaneler doğrudan modellenmemiş, bunun yerine momentum kaynağı disk (*momentum source disk*) olarak ele alınmıştır. Çalışmada sonucunda, İHA’nın uçuş süresi %30 oranında artırılmış ve aerodinamik verimlilik iyileştirilmiştir.

Deepa ve diğerlerinin 2016 yılında yayınladıkları “Wing Design for a Low Altitude Unmanned Aerial Vehicle: A Nuanced Study of Aerodynamic Drag” adlı çalışmalarında [28], Alçak İrtifa Uzun Dayanım (*LAL: Low Altitude Long Endurance*) tipi keşif görevinde kullanılan bir İHA için havada süzülme süresini arttıracak bir kanatçık geometrisi geliştirilmiştir. Performans parametresi olarak sürüklenme katsayısı ele alınmıştır. Kanat ucundan iki adet 90° ’lik kıvrılma ile oluşturulan C-kanat denilen konfigürasyon ile düz kanat karşılaştırılmıştır. Kanadın 3 boyutlu modeli oluşturulurken Solidworks yazılımı kullanılmış ve render işlemi ile ağ oluşturma ICEM CFD yazılımı ile gerçekleştirilmiştir. HAD analizleri için ANSYS Fluent 15 yazılımı kullanılmış ve türbülans modeli olarak k-Epsilon modeli tercih edilmiştir. Literatürdeki deneysel bir çalışmanın sonuçları üzerinden veri doğrulama işlemi gerçekleştirilmiştir. Ayrıca XFLR5 yazılımı ile de iki konfigürasyon için sürüklenme katsayıları elde edilmiştir. Deneysel

veriler ile karşılaştırıldığında ANSYS Fluent sonuçlarının doğruluğunun daha yüksek olduğu yorumu yapılmıştır. Literatürdeki deneysel veriler ile uyumlu olarak C-kanat tipinin daha az sürüklenme sağladığı görülmüştür.

Shin ve diğerlerinin 2017 yılında yayınladıkları “Parametric Study on Efficient Formation Flying For A Blended-Wing UAV” adlı çalışmada [29], bir BKG geometrisine sahip transonik hızlardaki İHA sürüşü uçuşunun aerodinamik özelliklerini değerlendirmek için 2-boyutlu HAD analizleri gerçekleştirilmiştir. İki, 3, 4, 5 ve 7 elemandan oluşan sürüler için farklı analizler yapılmıştır. Çalışmada ayrıca V-formasyonun yanında ek olarak kademeli (*echelon*) formasyon da incelenmiştir. Analizlerde sürü elemanları arasındaki mesafe boylamsal olarak kanat açıklığının 3 katı olarak alınmıştır. Yataydaki pozisyonlara göre bir aracın kanat ucundaki bitiş noktasında takip eden aracın kanat ucu ile başlangıç noktası bulunmaktadır. İki-boyutlu analiz sebebiyle dikey mesafeler mevcut değildir. Çalışmanın bulgularına göre V-formasyon kademeli formasyon uçuşlarına göre daha verimlidir.

Valencia ve Hidalgo’nun 2017 yılında yayınladıkları “Innovative Propulsion Systems and CFD Simulation for Fixed Wing UAVs” adlı çalışmada [30], sabit kanatlı bir İHA modeli için farklı itki sistemleri HAD analizleri üzerinden karşılaştırılmıştır. İHA modeli BKG geometrisine sahip Mark 2’dir. Karşılaştırılan itki tipleri; dağıtılmış itiş gücü (*DP: distributed propulsion*), itki ayrımı (*TS: thrust split*) ve sınır tabaka emişi (*BLI: boundary layer ingestion*) şeklindedir. Aerodinamik performans parametreleri olarak basınç katsayısı, sürüklenme katsayısı ve kaldırma katsayısı ele alınmıştır. HAD analizleri açık kaynak tip bir kod olan OpenFOAM ile gerçekleştirilmiştir ve türbülans modeli olarak SST k- ω modeli kullanılmıştır. Çalışma sonucunda dağıtılmış itiş gücü kofigürasyonunun yapısal, aerodinamik ve performans avantajları sağladığı belirtilmiştir.

Shah ve diğerlerinin 2018 yılında yayınladıkları “CFD Analysis and Experimental Validation of an Unmanned Aerial Vehicle” adlı çalışmada [31], kuyruksuz sabit kanatlı VTOL bir İHA’nın aerodinamik performansı hem deneysel hem de HAD analizleri ile incelenmiştir. Deneyler 1/3 ölçekli bir model ile rüzgâr tüneline gerçekleştirilmiştir. HAD analizleri ise FloEFD yazılımı ile yapılmıştır. Çalışma kapsamında üç farklı boyutta ağ çözümleri karşılaştırılmıştır. Ayrıca sınır tabaka modeli olarak ince tabaka ve hibrit tabaka olarak iki ayrı model karşılaştırılmıştır. Çalışma sonucunda her iki tabaka

yaklaşımı yüksek hücum açılarındaki sürüklenme katsayısı değerlerinde ancak %20'den fazla doğrulukta tahmin sağlayabilmiştir. Yine yüksek hücum açılarında kaldırma katsayısı değerleri deney verilerinden uzaklaşsa da sürüklenme katsayısına göre daha yüksek doğruluktadır. İnce tabaka yaklaşımı, hibrit yaklaşıma göre daha yüksek doğruluğa sahiptir.

Singh ve diğerlerinin 2018 yılında yayınladıkları “A Multi-Fidelity Approach for Aerodynamic Performance Computations of Formation Flight” adlı çalışmada [32], iki adet İHA'nın yakın formasyon uçuşu özgün bir matematiksel model ile incelenmiştir. Çalışmada; GKY yöntemi düşük-doğruluklu (*low-fidelity*) bir yöntem ve HAD çözümü de yüksek-doğruluklu (*high-fidelity*) bir yöntem olarak tanımlanmıştır. Çalışmada önerilen ise, iki yöntemin beraber ele alınarak ve çoklu-doğruluklu (*multi-fidelity*) tanımlamasıyla özgün bir çözüm çerçevesidir. Bu özgün hesaplama çerçevesi oluşturulurken önce tek bir kanat (NACA23012) üzerinde yapılan çalışma ile model verileri doğrulanmıştır. Devamında sıralanmış iki kanat ile model verileri elde edilmiş ve literatürdeki başka bir rüzgâr tüneli deney verileri ile karşılaştırılmıştır. Son inceleme olarak da çoklu-doğruluklu çözüm yöntemi iki adet BKG aracının yakın formasyon uçuşu için uygulanmıştır. Çalışma sonucunda optimum pozisyon için sürüklenme azaltımının %30'a kadar ulaşabileceği öne sürülmüştür.

Uzun'un 2018 yılında yayınladığı “İnsansız Hava Araçlarının Aerodinamik Performansının Geometrik Değişiklikler ile İyileştirilmesi” adlı çalışmada [33], sabit kanatlı geleneksel tip kuyruklu bir İHA için farklı burun ve kuyruk konisi yapıları aerodinamik performans bağlamında HAD analizleri ile araştırılmıştır. Analizler ANSYS Fluent yazılımı ile gerçekleştirilmiştir. Çalışma kapsamında rüzgâr tüneli testleri de gerçekleştirilmiş ve matematik model bu deney sonuçları ile doğrulanmıştır. ZANKA isimli İHA için yapılan çalışmada 5 farklı burun konisi ve 5 farklı kuyruk konisi geometrileri üzerinden analizler gerçekleştirilmiştir. Performans değerleri, aerodinamik etkinlik parametresi üzerinden değerlendirilmiştir. Çalışma sonucunda yeni tasarımlarda aerodinamik performans bağlamında %1,4'ten %9,25'e kadar iyileştirmeler elde edilmiştir.

Götten ve diğerleri 2018 yılında yayınladıkları “On The Flight Performance Impact of Landing Gear Drag Reduction Methods For Unmanned Air Vehicles” adlı çalışmada [34],

bir İHA için üç farklı iniş takımı konfigürasyonu HAD analizleri ile karşılaştırılmıştır. Analizler StarCCM+ yazılımı ile gerçekleştirilmiştir ve $k-\omega$ türbülans modeli kullanılmıştır. Çalışma sonucunda iyi kaplanmış bir iniş takımı konfigürasyonunun ger çekilmiş iniş takımlarına neredeyse eş değer bir aerodinamik performans gösterebildiği belirtilmiştir. Ayrıca çalışmada bir iniş takımı konfigürasyonunun benzer İHA'lar için faydalı olup olamayacağına karar vermek adına bir iş akış çerçevesi sunulmuştur.

Götten ve diğerleri 2018 yılında yayınladıkları “On the Applicability of Empirical Drag Estimation Methods for Unmanned Air Vehicle Design” adlı çalışmada [35], dört farklı İHA üzerinden, İHA bileşenlerinin değerlendirilmesi ile bir sürüklenme katsayısı tahmin yöntemi araştırılmıştır. Çalışmadaki İHA'lar çift bomlu ters V kuyruklu uzun menzilli tipte olup farklı boyut ve bazı bileşen farklılıklarına sahiptirler. Araştırmada HAD analizleri gerçekleştirilmiştir ve StarCCM+ yazılımı kullanılmıştır. Kanat, gövde, iniş takımı, kuyruk, anten gibi bileşenler üzerinden ampirik bir sürüklenme tahmin modeli oluşturulmuştur. Çalışma sonucunda küçük ve orta ölçekli bu tip İHA'lar için Reynolds sayısına ve şekil faktörüne bağlı başarılı bir yaklaşımı oluşturulmuştur.

Zhang ve diğerlerinin 2018 yılında yayınladıkları “Numerical Aerodynamic Characteristics Analysis of the Close Formation Flight” adlı çalışmada [36], yakın formasyon uçuşundaki aerodinamik etkileri incelemek amacıyla HAD analizleri gerçekleştirilmiştir. Bu sürü İHA çalışmasındaki araçlar BKG tipinde araçlardır. HAD analizlerinde çözücü olarak CFX-15.0 ve türbülans modeli olarak $k-\varepsilon$ modeli kullanılmıştır. Çalışmanın veri doğrulaması literatürdeki başka bir çalışmanın deneysel verileri ile yapılmıştır. Lider ve takip eden araçlar arasındaki boylamsal uzaklığın performans için olumlu yönde etkili olmayacağı belirtilerek analizler sadece dikey ve yataydaki farklı uzaklıklara göre yapılmıştır. Analizler sonucunda maksimum kaldırma-sürüklenme oranı için optimum pozisyon tespit edilmiştir. Optimum pozisyonda takip eden araç ile lider araç dikeyde aynı hizada bulunmalıdır ve yatayda takip eden araç kanat açıklığının %75'i mesafesinde bulunmalıdır. Çalışmada ayrıca İHA'nın dikey ve/veya yatay kuyruk kombinasyonlarına sahip olması durumunda akış alanlarının daha karmaşık olacağı öne sürülmüştür.

Yang ve diğerlerinin 2018 yılında yayınladıkları “Optimization of positional parameters of close-formation flight for blended-wing-body configuration” adlı çalışmada [37],

yakın formasyon uçuşu için bir optimizasyon çalışması yapılmıştır. Araçlar BKG tipi geometriye sahiplerdir. HAD analizlerinin yapıldığı çalışmada veri doğrulama için de düşük hızlı rüzgâr tüneli testleri gerçekleştirilmiştir. HAD analizlerinin bir parçası olarak ağ oluşturma işleminde ağ dönüştürme tekniği (*mesh trasformation technique*) kullanılmıştır. Optimizasyon yöntemi olarak Kriging modelinin kullanıldığı çalışmanın sonuçlarına göre takip eden aracın kaldırma-sürüklenme oranı en yüksek %24,7'ye ulaşabilmektedir. Bu değerin elde edildiği pozisyon, takip eden aracın lider araçtan dikey pozisyonda kanat açıklığının %2,2's, kadar aşağıda olması ve yatay konumda ise kanat açıklığının %14,7'si kadar uzakta olması olarak tanımlanmıştır. Çalışmaya göre, yakın formasyon uçuşunda takip eden uçağın aerodinamik performansı boylamsal olan uzaklıklara duyarlı değildir. Bu sebeple optimum pozisyonun tespit edilmesinde sadece dikey ve yanal uzaklıklar üzerinden analizler yapılmış ve optimizasyon yöntemi uygulanmıştır.

Kaya'nın 2019 yılında yayınladığı "Aerodynamic Design and Control of Tandem Wing Unmanned Aerial Vehicle" adlı çalışmada [38], tandem kanatlı bir İHA için tasarım yaklaşımı araştırılmıştır. Çalışma kapsamında farklı tandem kanat konfigürasyonları için ANSYS Fluent yazılımı ile HAD analizleri gerçekleştirilmiştir. Çalışma sonucunda tandem kanat geometrisindeki çift kanat etkisinin, yüksek hücum açıları için kaldırma kuvvetinde %23'e varan iyileşmeler sağlayabileceği belirtilmiştir.

Baba'nın 2019 yılında yayınladığı "Aerodynamic Analysis and Optimization of Airfoil of an Unmanned Aerial Vehicle Using CFD" adlı çalışmada [39], küçük ölçekli bir İHA için farklı kanat konfigürasyonları HAD analizleri ile karşılaştırılmıştır. HAD analizleri ANSYS Fluent yazılımı ile gerçekleştirilmiştir ve veri doğrulama XFoil sonuçları ile yapılmıştır. Yedi farklı kanat modeli, -3° ile 15° arasındaki hücum açıları için karşılaştırılmıştır. Çalışma sonucunda MH114 kanadının en iyi performansa sahip olduğu belirtilmiştir.

Aşıcı'nın 2019 yılında yayınladığı "İnsansız Hava Araçlarının Kontrolüne Yönelik Olarak Sentetik Jet Kullanımının Kanat Üzerindeki Akışa Etkisinin Araştırılması" adlı çalışmada [40], bir İHA'ya ait kanat üzerindeki salınımlı sentetik jet uygulamasının aerodinamik performansı incelenmiştir. Sentetik jet, kanat üzerindeki bir orifisin içinden geçen akışın emme ve üfleme olarak periyodik bir şekilde gerçekleşmesi ile oluşmaktadır.

Çalışma kapsamında İHA'nın kanat profili olan NACA0012 kanadı için ANSYS Fluent yazılımı ile HAD analizleri gerçekleştirilmiştir. Çalışma sonucunda jet frekansı 2, jet genliği 0,5 ve kanat indirgenmiş salınımı 1 değerleri durumunda en yüksek kaldırma katsayısı değerinin elde edildiği belirtilmiştir.

Shin ve diğerlerinin 2019 yılında yayınladıkları “Parametric Study on Formation Flying Effectiveness for a Blended-Wing UAV” adlı çalışmada [41], ses hızına yakın hızlarda (transonik) hareket eden orta büyüklükte BKG İHA'ların formasyon sürü uçuşlarındaki aerodinamik performansları HAD kullanılarak araştırılmıştır. Çalışmada; lider-takip, elmas (eşkenar dörtgen) formasyonu, yarım elmas formasyonu, V formasyonu ve kademeli (*echelon*) formasyonu değerlendirilmiştir. Formasyonlar içerisinde sayıları 2 ile 10 arasında değişen İHA kullanılmıştır. Farklı formasyon dizilimleri incelenmiş ve aerodinamik verimliliği artırabileceği gösterilmiştir. İHA olarak *BAE Systems* firmasının tasarladığı 10 metre kanat açıklığına sahip *BWB Corax/Raven* modeli temel alınmıştır. Üç boyutlu simülasyonlar sınırlı ölçüde gerçekleştirilmiş, Euler denklemleriyle, viskoz olmayan (*inviscid*) analizler yapılmış ve sıkıştırılabilirlik etkileri ihmal edilmiştir. Yüksek hesaplama maliyeti nedeniyle asıl analizler iki boyutta yapılmıştır. İki boyutlu olarak, 17'si sürü formasyonu ve 1 tanesi tekli İHA olmak üzere toplamda 18 simülasyon gerçekleştirilmiştir. HAD analizlerinde Cranfield Üniversitesi'nde özel olarak geliştirilen çözücü kullanılmıştır. Bu çözücüde, RANS denklemleri çözülmüş ve Spalart-Allmaras türbülans modeli kullanılmıştır. Akış hızı 0,7 Ma olarak alınmış ve hava sıkıştırılabilir olarak modellenmiştir. Lider-takip uçuşlarında, arkadaki İHA, öndeki İHA'nın oluşturduğu kanat ucu girdapları ve düşük basınç bölgelerinden yararlanarak daha az sürüklemeye maruz kalmıştır. Takip mesafesinin artmasıyla sürüklemenin azaldığı tespit edilmiştir. Bu mesafe bir kanat açıklığına eşit olduğunda sürüklenme %13,78, iki kanat açıklığında %23,32; üç kanat açıklığında %26,45 ve dört kanat açıklığında %27,21 oranında azalmıştır. Bu nedenle, formasyon uçuşlarında üç kanat açıklığı mesafesi kullanılmıştır. Formasyon simülasyon sonuçlarına göre, iki İHA'lı dizilimde sürüklenme %26'ya kadar azalırken, üç İHA'lı dizilimde %30-%35 oranında bir azalma gözlemlenmiştir. Dokuz İHA'nın bulunduğu dizilimlerde ise elmas tipi formasyon %65, V-tipi formasyon %52 ve kademeli tip formasyon %46 oranında sürüklenme azalması sağlamıştır. En yüksek aerodinamik verimlilik, dokuz İHA ile yapılan elmas tipi formasyonda elde edilmiştir.

Arabacı ve Dilbaz 2019 yılında yayınladıkları “Aerodynamic Analysis of Anka UAV and Heron UAV” adlı çalışmada [42], MALE sınıfı iki ayrı model İHA için HAD analizleri gerçekleştirilerek bu iki model aerodinamik performans bağlamında karşılaştırılmıştır. İncelenen modeller Tai-Anka ve Heron İHA’larıdır. Geometrilere kanat profili olarak NACA 4415 kullanılmıştır. Aerodinamik performans parametresi olarak sürüklenme katsayısı, sürüklenme kuvveti ve kaldırma katsayısı ele alınmıştır. HAD analizleri ANSYS Fluent ile gerçekleştirilmiş ve türbülans modeli olarak SST $k-\omega$ modeli kullanılmıştır. Çalışma sonucunda Anka’nın Heron’a göre %7,6 daha düşük sürüklenme katsayısına sahip olduğu ve Heron’un da Anka’ya göre %65 daha düşük kaldırma katsayısına sahip olduğu tespit edilmiştir. Anka’nın Heron’a göre daha fazla yakıt tasarrufu sağlayan bir model olduğu belirtilmiştir.

Siddiqi ve Lee’nin 2019 yılında yayınladıkları “A computational fluid dynamics investigation of subsonic wing designs for unmanned aerial vehicle application” adlı çalışmada [43], askeri amaçla kullanılan AAI RQ-7 Shadow İHA’nın kanat tasarımındaki değişikliklerin aerodinamik performans üzerindeki etkileri incelenmiştir. Araştırmada beş farklı kanat tasarımı HAD ile değerlendirilmiştir. Farklı hücum açıları ve farklı hızlar için gerçekleştirilen HAD analizlerinde, aerodinamik performans parametreleri olarak kaldırma katsayısı, sürüklenme katsayısı ve kaldırma/sürüklenme oranı değerleri karşılaştırılmıştır. Analizler, ANSYS Fluent yazılımı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Öncelikle 2 boyutlu analizlerde, Spalart-Allmaras, Realizable $k-\epsilon$ ve SST $k-\omega$ türbülans modelleri karşılaştırılmıştır ve mesh bağımsızlık testi uygulanmıştır. Elde edilen sonuçlar, X-FOIL yazılımı ve Ohio State Üniversitesi’nde gerçekleştirilen rüzgâr tüneli deneyleri ile karşılaştırılmıştır. İki boyutlu analizlerin sonuçlarına göre, SST $k-\omega$ türbülans modeli seçilerek 3 boyutlu analizler gerçekleştirilmiştir. Kanat tasarımlarının analizleri değerlendirildiğinde, EPPLER 559 profili, düşük hücum açılarında NACA 4415 profiline göre yüksek kaldırma kuvveti sağlamış, ancak hücum açısının artmasıyla birlikte sürüklenme kuvveti de artmıştır. Konik kanat tasarımı, EPPLER 559 profilinin sürüklenme kuvvetini azaltarak aerodinamik performansı iyileştirmiştir. Kanatçık eklenmiş kanat tasarımı ise 12°’ye kadar kaldırma kuvvetini artırmış ve sürüklenme kuvvetini azaltarak genel performansı iyileştirmiştir.

Götten ve diğerlerinin 2020 yılında yayınladıkları “Airfoil Drag at Low-to-Medium Reynolds Numbers: A Novel Estimation Method” adlı çalışmada [44], düşük ve orta

değerli Reynolds sayılarındaki akışlar için kanat sürüklemesini tahmin edebilecek özgün bir model geliştirilmiştir. Yöntem 40 kanat profili üzerinde yapılan HAD analizleriyle sistematik bir çalışma sonucu oluşturulmuştur. Çalışma kapsamındaki Reynolds sayıları 4×10^5 ile 4×10^6 arasındadır ve bu aralık literatürdeki 42 adet İHA çalışmasının incelenmesi sonucunda seçilmiştir. HAD analizleri StarCCM+ yazılımı ile gerçekleştirilmiştir. Çalışma sonucunda rüzgâr tüneli sonuçlarıyla karşılaştırıldığı zaman yeni yöntemin mükemmel doğrulukta tahmin sağladığı ifade edilmiştir.

Götten ve diğerlerinin 2020 yılında yayınladıkları “Wind-tunnel and CFD investigations of UAV landing gears and turrets – Improvements in empirical drag estimation” adlı çalışmada [45], sabit kanatlı İHA’ların performansını artırmak için iniş takımları ve sensör taretlerinin rüzgâr tüneli testleri ve HAD analizleri gerçekleştirilmiştir. Sabit kanatlı İHA’larda kullanılan aerodinamik olmayan iniş takımları ve sensör taretlerinin önemli parazit sürüklenme kaynakları olduğu gösterilmiştir. Üç boyutlu baskı teknolojisi kullanılarak oluşturulan iniş takımları ve taretler rüzgâr tüneline test edilmiş ve HAD sonuçları ile karşılaştırıldığında yüksek doğrulukla uyum sağladığı gözlemlenmiştir. HAD analizleri, StarCCM+ v15.02 yazılımı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Ayrıca, y^+ değeri 0,5-0,8 arasında tutulmuş ve 30 katmanlı sınır tabakası uygulanmıştır. RANS denklemleri zamana bağlı (*unsteady*) olarak çözülmüş, basınç-hız bağlantısı için SIMPLE algoritması ve SST türbülans modeli seçilmiştir. Bununla beraber, türbülansın anizotropisini daha iyi tahmin edebilmek için HAD yazılımına özel EARS (Explicit Algebraic Reynolds Stress Model) kullanılmıştır. Çözücü olarak second-order doğruluk seçilmiş, konveksiyon akışları için upwind scheme, difüzyon akışları için ise central difference schemes kullanılmıştır. Çalışma sonucunda, HAD ve deneysel sonuçlar %10’dan daha az bir sapma göstermiştir. İniş takımları ve sensör taretlerinden kaynaklanan sürüklenme kuvvetinin azaltılması için çeşitli tasarım önerilerinde bulunulmuştur. Aerodinamik şekillendirme (*streamlining*) ile %60’a kadar sürüklenme azaltılabileceği tespit edilmiştir.

Kaynak ve Arabul’un 2021 yılında yayınladıkları “Sizing, Design and Analysis of Fixed Wing Unmanned Aerial Vehicle’s Wing” adlı çalışmada [46], bir İHA’nın kanat boyutlandırması, akış analizi ve tasarımı gerçekleştirilmiştir. Çalışma kapsamında farklı kanat konfigürasyonları karşılaştırılmıştır. Analizler XFLR5 yazılımı ile gerçekleştirilmiştir. Konfigürasyonlar için değişkenler; kanat genişliği, kök kort

uzunluğu, uç kort uzunluğu ve geliş açısı şeklindeğir. Çalışma sonucunda 5 farklı konfigürasyondan en verimli olanı tespit edilmiştir.

Trumic ve Swamy'nin 2021 yılında yayınladıkları “Aerodynamic Performance Analysis of a UAV Using CFD and VLM” adlı çalışmada [47], bir İHA'nın iki farklı kanat konfigürasyonlu tasarımlarının hem GKY hem de HAD yöntemleri ile sayısal simülasyonları gerçekleştirilmiştir. GKY analizleri OpenVSP yazılımı ile, HAD analizleri ise ANSYS Fluent yazılımı ile yapılmıştır. Türbülans modeli olarak hem Spalart-Allmaras hem de $k-\omega$ SST modelleri kullanılmış ve karşılaştırılmıştır. Çalışma sonucuna göre VLM ve HAD sonuçları kaldırma katsayısında yakın sonuçlar vermektedir. Ancak sürüklenme katsayısı değerlerinde sonuçların ayrıştığı ifade edilmiştir.

Götten ve diğerlerinin 2021 yılında yayınladıkları “Full configuration drag estimation of short-to-medium range fixed-wing UAVs and its impact on initial sizing optimization” adlı çalışmada [48], İHA tasarımlarında kullanılmak üzere parazit sürüklemenin tahmini için yeni bir eşdeğer yüzey sürtünme katsayısı türetilmiştir. Parazit sürüklenme, akışkan içindeki cismin kendisinden kaynaklanan sürüklenme kuvvetidir ve indüklenmiş sürüklenme ile birlikte toplandığında sürüklenme kuvveti elde edilir. Parazit sürüklenme İHA ile hava arasındaki sürtünmeden oluşur ve sabit iniş takımları, elektro-optik sensörler gibi bileşenlerden önemli ölçüde etkilenir. Çalışma kapsamında türetilen katsayı, kısa ve orta menzilli 10 farklı İHA'nın HAD analizleriyle elde edilmiştir. HAD analizleri StarCCM+ yazılımı ile yapılmıştır. Çalışma sonucunda yeni eşdeğer yüzey sürtünme katsayısının, benzer İHA'lar için ön tasarım aşamasında sürüklenme tahminini önemli ölçüde geliştirebileceği ifade edilmiştir.

Kapsalis ve diğerlerinin 2021 yılında yayınladıkları “CFD-aided optimization of a tactical Blended-Wing-Body UAV platform using the Taguchi method” adlı çalışmada [49], taktiksel BGK bir İHA'nın tasarım parametreleri; HAD analizleri ve Taguchi deney tasarım yöntemi kullanılarak optimize edilmiştir. Çalışmada RX-3 BKG İHA kullanılmıştır. Analizler ANSYS CFX v18.1 yazılımında gerçekleştirilmiş ve RANS denklemleri çözülmüştür. Türbülans modeli olarak Spalart-Allmaras modeli kullanılmıştır. Sınır tabakada 20 katman ile y^+ değerı 5'in altında tutularak yüksek doğruluk sağlanmıştır. İHA'nın kıvrım açısı (*sweep angle*– ϕ), kanat en-boy oranı (*aspect ratio*– AR) ve koniklik oranı (*taper ratio*– λ) gibi parametreler Taguchi yöntemiyle

optimize edilerek toplam 9 konfigürasyon belirlenmiştir. Bu konfigürasyonların İHA'nın maksimum hızı, kalkış ağırlıkları ve genel aerodinamik performansı üzerindeki etkileri incelenmiştir. Her bir BKG konfigürasyonu, beş farklı hücum açısı ile değerlendirilmiş ve Taguchi yöntemi sayesinde 135 yerine toplamda 45 HAD analizi gerçekleştirilmiştir. Bu da deney sayısını %70 oranında azaltmıştır. Optimizasyon süreci ile İHA'nın performansı artırılmış ve verimliliği yükseltilmiştir.

Shunshun ve Zheng'in 2022 yılında yayınladıkları "Design, optimization and application of two-element airfoils for tactical UAV" adlı çalışmada [50], düşük hızlı bir taktik İHA için iki-elemanlı kanat tasarımı gerçekleştirilmiştir. Çalışma kapsamında öncelikle taktik İHA'lara (düşük hızlara) uygun yaygın kullanılan 5 farklı kanat profili aerodinamik performansları bağlamında karşılaştırılmıştır. Sonra en iyi kanat profili üzerinde, farklı segmentasyon (iki elemanın arasında kalan boşluk geometrisi) tipleri için araştırma yapılmıştır. Yürütülen çalışmalar, açık kaynak kodlu OpenFOAM yazılımı kullanılarak yapılan HAD analizleridir. Parametrelerin optimizasyonu için kullanılan yöntem; Baskılanamayan Sıralı Genetik Algoritma'dır (BSGA, *NSGA: Non-dominated Sorting Genetic Algorithm*). Aerodinamik performans kaldırma katsayısı C_L ve sürüklenme katsayısı C_D parametrelerine bağlı $C_L^{1.5}/C_D$ oranı üzerinden değerlendirilmiştir. En iyi kanat profilinin tespit edilmesi sonrasında bu kanat Sparrow-hawk taktik İHA'na uygulanmış ve İHA'nın aerodinamik analizleri gerçekleştirilmiştir. Çalışma sonucunda ilgili parametre bağlamında %12,3 performans artışı hesaplanmıştır.

Kaynak'ın 2022 yılında yayınladığı "Sabit Kanatlı İnsansız Hava Aracında Kanat Geometri Optimizasyonunun Performansa Etkisi" adlı çalışmada [4], kanat geometrisinde yapılan değişiklikler ile bir İHA'nın performansı arttırılmıştır. Çalışma kapsamında en iyileme sürecinde XFLR5 yazılımı ile analizler yapılmış ve elde edilen iyi sonuç için üretim gerçekleştirilmiştir. Yapılan uçuş testlerinin sonuçları ile analiz verileri karşılaştırılmıştır. Çalışma sonucunda kanat genişliğinin 1,8 m'den 2 m'ye çıkarılması ve kanat ile uçuş eksenindeki açının da 4°'den 7°'ye çıkarılması ile İHA'nın uçuş süresi %56 oranında arttırılmıştır.

Nugroho ve diğerlerinin 2022 yılında yayınladıkları "Performance Analysis of Empennage Configurations on a Surveillance and Monitoring Mission of a VTOL-Plane UAV Using a Computational Fluid Dynamics Simulation" adlı çalışmada [51], Dikey

Kalkış ve İniş Sabit Kanatlı (VTOL-Plane) İHA'nın farklı kuyruk takımı (*empennage*) yapılandırmalarının aerodinamik performansı, HAD simülasyonları kullanılarak değerlendirilmiştir. Çalışmada, U-şekilli bom (kuyruk kirişi), ters U-şekilli bom, ters V-kuyruk ve yarı ters V-kuyruk olmak üzere dört farklı kuyruk tipi analiz edilmiştir. Kaldırma ve sürüklenme katsayıları, perdövites açıları incelenmiş ve bu faktörlerin uçuş stabilitesi, verimliliği ve manevra kabiliyeti üzerindeki etkileri araştırılmıştır. İHA'nın kanat profilinin NACA 4412 ve kuyruk profilinin NACA 0006 olduğu da belirtilmiştir. Üç boyutlu tasarımlar Autodesk Inventor 2021 yazılımıyla yapılmış ve HAD analizleri ANSYS 20.1 yazılımıyla gerçekleştirilmiştir. Çalışma, zaman bağımsız olarak yapılmış, SST $k-\omega$ türbülans modeli kullanılmıştır. Hem karşı rüzgâr hem de yan rüzgâr koşulları altında analizler gerçekleştirilmiştir. İHA'nın performansı ve stabilitesinin değerlendirilmesi amacıyla hücum açıları 0° ile 21° arasında, yan rüzgâr açıları ise 0° , 15° ve 30° olarak alınmıştır. Çalışma sonucunda; ters U-şekilli yapının, 18° 'lik en yüksek durma açısına sahip olduğu ve diğer yapılandırmalara kıyasla daha yüksek stabilite sağladığı gösterilmiştir. Yüksek kaldırma kuvveti ve düşük sürüklenme kuvveti sağlayarak kaldırma-sürüklenme oranını (L/D) artırdığı ve böylece uçuş verimliliğini önemli ölçüde iyileştirdiği belirtilmiştir. Manevra kabiliyeti ve uzunlamasına stabilite açısından ters U-şekilli yapının diğer yapılandırmalara göre iyi performans gösterdiği belirtilmiştir.

Cui ve diğerlerinin 2022 yılında yayınladıkları “Numerical investigation of the aerodynamic interference in 2-aircraft formation flight” adlı çalışmada [52], V-formasyonu için iki hava aracının HAD analizleri gerçekleştirilmiştir. Hava araçları, uçan kanat (*flying wing*) tipi BGK geometriye sahip araçlardır. HAD analizleri PMB3D2.0 çözücüsü ile çözülmüş ve türbülans modeli olarak SST $k-\omega$ türbülans modeli kullanılmıştır. Aerodinamik performans parametresi olarak sürüklenme etkisi göz önünde bulundurulmuştur. Çalışma sonucunda, takip eden aracın %25,1'e kadar sürüklenme azaltımına sahip olabileceği tespit edilmiştir.

Silva ve diğerlerinin 2022 yılında yayınladıkları “A Computational Study of the Aerodynamics of Plunging and Pitching Motions of Airfoils” adlı çalışmada [53], biyomimetik bir Mikro İHA için kullanılabilecek kanat çırpma hareketi yapabilen bir kanadın HAD analizi gerçekleştirilmiştir. Kanat veter uzunluğu 0,1 m ve kanat profili NACA 2412 olarak alınmıştır. HAD analizleri ANSYS Fluent yazılımı ile

gerçekleştirilmiştir. Literatürdeki deneysel bir çalışmanın sonuçları ile veri doğrulama sağlanmıştır. Çalışmada dalma ve yunuslama hareketlerinin aerodinamik kuvvet üretimi üzerindeki etkisinin hem Reynolds hem de Strouhal (St) birimsiz sayılarına bağlı olduğu sonucuna varılmıştır. $St=0,4$ durumunda, hareket kombinasyonlarının kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri üzerindeki etkisinin en yüksek seviyede olduğu belirtilmiştir.

Nugroho ve diğerlerinin 2022 yılında yayınladıkları “Aerodynamic Performance Analysis of VTOL Arm Configurations of a VTOL Plane UAV Using a Computational Fluid Dynamics Simulation” adlı çalışmada [54], farklı kol/kanat tasarımlarına sahip VTOL sabit kanatlı İHA’ların aerodinamik performansı HAD simülasyonları ile incelenmiştir. Dört farklı VTOL tasarımı (*Quad-plane*, *Twin-tail boom*, *Tandem wing* ve *Transverse arm*) analiz edilmiştir. Bu tasarımlar, kaldırma ve sürüklenme katsayıları, perdövites koşulları, uçuş verimliliği, stabilite ve manevra kabiliyeti açısından değerlendirilmiş ve aralarında karşılaştırmalar yapılmıştır. Üç boyutlu model tasarımlarının Autodesk Inventor Professional 2022 yazılımı ile oluşturulduğu belirtilmiştir. Çalışmada, HAD yazılımı açıkça belirtilmemiş, ancak referanslarda ANSYS yazılımına atıf yapılmış, bu nedenle ANSYS olduğu düşünülmüştür. Analizler zamandan bağımsız olarak SST $k-\omega$ türbülans modeli ile gerçekleştirilmiştir. Yan kayma açısı (*sideslip angle*), karşı rüzgâr ve yan rüzgâr koşulları için 0° , 15° ve 30° olarak belirlenmiştir. Hücüm açısı, karşı rüzgâr koşullarında 0° ile 24° arasında 4° ’lik aralıklarla, yan rüzgâr koşullarında ise 0° ile 15° arasında 5° ’lik aralıklarla incelenmiştir. Yatış açısı (*bank angle*) ise 0° ile 40° arasında 10° ’lik artışlarla değerlendirilmiştir. Çalışmadaki sonuçlara göre, çift-kuyruk bomlu (*Twin-tail boom*) düşük hız ve düşük hücüm açılarında en iyi performansı sergilediği, tandem kanadın ise yüksek hücüm açılarında daha verimli sonuçlar sağladığı bulunmuştur. *Quad-plane*’in en düşük sürüklenme katsayısına sahip olduğu ve enerji verimliliği sağladığı tespit edilmiştir. *Transverse arm*’in ise aerodinamik verimlilik açısından zayıf olmasına rağmen stabilite sunduğu belirtilmiştir. Sonuç olarak, farklı görev ihtiyaçlarına göre, farklı tasarımdaki VTOL-İHA’ların daha uygun olabileceği ortaya konulmuştur.

Frant ve diğerlerinin 2023 yılında yayınladıkları “Gust Modeling with State-of-the-Art Computational Fluid Dynamics (CFD) Software and Its Influence on the Aerodynamic Characteristics of an Unmanned Aerial Vehicle” adlı çalışmada [55], keşif amaçlı sabit kanatlı Rybitwa İHA’nın türbülanslı ortamdaki aerodinamik tepkisi incelenmiştir. Ani

olarak ortaya çıkan rüzgârların (*gust*) İHA üzerindeki aerodinamik etkileri hem deneysel hem de sayısal yöntemlerle değerlendirilmiş, bu yöntemlerle elde edilen sonuçlar karşılaştırılmış ve uyumlu oldukları gösterilmiştir. Bu makaledeki deneysel çalışmalar, Polonya'daki Military University of Technology'de rüzgâr tüneline gerçekleştirilmiştir. Sınır tabakasında y^+ değeri çoğu yüzeyde 1'in altında tutulmuştur. HAD çalışmaları ANSYS Fluent 16.2 ile yapılmış, Realizable $k-\varepsilon$ türbülans modeli, basınç-tabanlı çözücü ve SIMPLE algoritması kullanılmıştır. Simülasyonlar hem zamandan bağımsız hem de zamana bağlı olarak gerçekleştirilmiştir. Çalışmada iki ana rüzgâr modeli üzerinde durulmuştur: 10 m/s hızındaki aşağı yönlü hava patlaması (*downburst*) ve 11,11 m/s hızındaki eğik rüzgâr. *Downburst*, İHA'nın hücum açısında düşüşe neden olmuş ve bunun sonucunda başlangıçta kaldırma kuvvetinde artış, ardından azalma ve dalgalanmalar gözlemlenmiştir. Eğik rüzgâr etkisi altında ise hem hücum açısında hem de negatif kayma açısında eşzamanlı değişim gözlemlenmiş ve bu değişimlerin İHA'nın aerodinamik performansı üzerindeki etkileri analiz edilmiştir.

Qiao ve diğerlerinin 2024 yılında yayınladıkları “An Approach for Formation Design and Flight Performance Prediction Based on Aerodynamic Formation Unit: Energy-Saving Considerations” adlı çalışmada [56], sürü formasyon uçuşları arasındaki katlanabilir tandem kanatlı İHA'ların aerodinamik performansı ve enerji verimliliği araştırılmıştır. Çalışma, İHA'ların sürü halinde uçuşları sırasında aerodinamik etkileşimlerden yararlanarak uçuş süreleri optimize edilmiştir ve ‘aerodinamik formasyon birimi’ olarak adlandırılan kavram ile enerji verimliliği incelenmiştir. Çalışmada İHA'nın pervanesi 3200 rpm hızında dönmekte olup MRF yöntemiyle yapılan incelemede 33,3 N itki ürettiği tespit edilmiştir. Araştırmada hem VLM (*Vortex Lattice Method*) hem de RANS çözümleri kullanılmıştır. HAD analizlerinde, SST $k-\omega$ türbülans modeli kullanılmıştır. Çalışmada, hesaplama süresini optimize etmek ve doğruluğu korumak için, özel bir yöntem olan uzay haritalama (*space mapping*) yöntemi kullanılmıştır. Sonuç olarak, kanat ucu girdaplarından kaynaklanan yukarı yönlü akımlar, İHA'ların L/D oranında %19 ve üzerinde bir iyileşme sağlamıştır. İkili formasyon uçuşlarında, arkadaki İHA'nın kaldırma/sürüklenme oranı %22,8 oranında iyileşirken; üçlü formasyonlarda bu oran %57,5'e kadar çıkmıştır. Bu çalışma, formasyon uçuşlarının aerodinamik verimlilik artırdığını ortaya koymuştur.

Kostić ve diğerlerinin 2024 yılında yayınladıkları “Lateral-Directional Aerodynamic Optimization of a Tandem Wing UAV Using CFD Analyses” adlı çalışmada [57], tandem kanatlı İHA’ların yanal (*lateral*) ve yönsel (*directional*) aerodinamik performansları HAD analizleriyle incelenmiştir. İHA’nın hem ön hem de arka kanatlarındaki kaldırma ve sürüklenme katsayıları incelenmiş, basınç merkezi (*center of pressure*) ve ağırlık merkezi (*center of gravity*) karşılaştırılmıştır. HAD simülasyonları, ANSYS Fluent yazılımı kullanılarak gerçekleştirilmiş ve RANS denklemleriyle çözülmüştür. SST $k-\omega$ türbülans modeli kullanılmıştır. Çalışmada, ön kanada uygulanan dihedral açısı ve ters kanatçıklar (*winglet*) gibi farklı konfigürasyonlar üzerinde yapılan iyileştirmeler sonucunda, özellikle yanal ve yönsel stabilitenin iyileştirildiği, kaldırma/sürüklenme oranında artış sağlandığı ve genel performansın arttığı görülmüştür.

Literatürde her çeşit İHA üzerine aerodinamik analiz çalışmalarının yapıldığı görülmektedir. Ancak sürü İHA’ları için yapılan çalışmalarda BKG geometrisine sahip İHA’lar incelenmiştir. Bu İHA’ların seyir hızları da 0,7 Ma ve üzeri hızlardır.

Bu çalışmada, daha karmaşık bir geometri ve daha düşük hızlarda uçan bir İHA modeli için sürü incelemesi yapılmaktadır. Karmaşık geometri ve düşük hızlar için sürü etkisinin daha az olması ön görülebilir ancak etkili olup olmayacağı önemli bir araştırma konusudur. Çalışma için seçilen İHA modeli, özellikle askeri alanda yaygın kullanılan bir modeldir; NATO sınıflandırmasında Taktik, diğer sınıflandırmaları için MALE sınıfı bir İHA modelidir ve çift bom ters V kuyruk sabit düz kanatlı bir geometriye sahiptir.

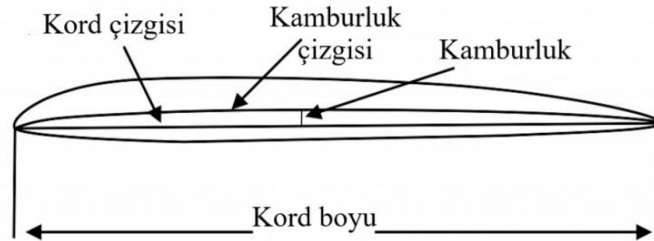
Sürü İHA teknolojisi, sabit kanatlı İHA’lar için günümüzde henüz kullanılmıyor olsa da bu İHA’ların kullanımı arttıkça yakın gelecekte sürü teknolojisi bu İHA’lar için de kullanılmaya başlanacaktır. Çalışmada bu İHA’lar için sürü hareketinde emniyetli mesafe ve verimli uçuş pozisyonlarının belirlenmesi ile literatüre katkı sağlanması hedeflenmektedir.

2. SAYISAL YÖNTEMLER

Bu bölümde, çalışmada kullanılan yöntemler açıklanmıştır. Öncelikle sabit kanatlı hava araçları için geçerli uçuş dinamikleri incelenerek aerodinamik kuvvetler ve yükler ele alınmıştır. Devamında ise çalışmada kullanılan HAD yöntemi ve kullanılan yazılım hakkında bilgi verilmiştir.

2.1. Uçuş Dinamikleri

Sabit kanatlı hava araçlarının uçuş dinamikleri, aracın birçok geometrik parametresine bağlıdır. Uçuşu sağlayan temel parametreler ise kanadın profili ile ilgilidir. Kanat profili (*airfoil*), kanadın kesit görünüşüdür ve su damlası benzeri geometrisi ile istenen aerodinamik kuvvetlerin oluşumunu sağlar. Şekil 2.1’de kanat profili gösterilmektedir. Kanat profilinin iki uç noktasını düz bir çizgi ile birleştiren hatta, kiriş çizgisi denir ve bu hattın uzunluğuna kiriş (*chord*) denir. Kanadın üst ve alt yüzeylerinin arasındaki mesafe bağlamında, kanadı ortadan ikiye bölen çizgi hattına kamburluk çizgisi (*camber line*) denir. Kamburluk çizgisi ile kiriş çizgisi arasındaki mesafenin azami olduğu değere kamburluk (*camber*) denir. Bu değerler bir kanat profilinin karakteristik özellikleridir ve performansını etkileyen parametrelerdir.



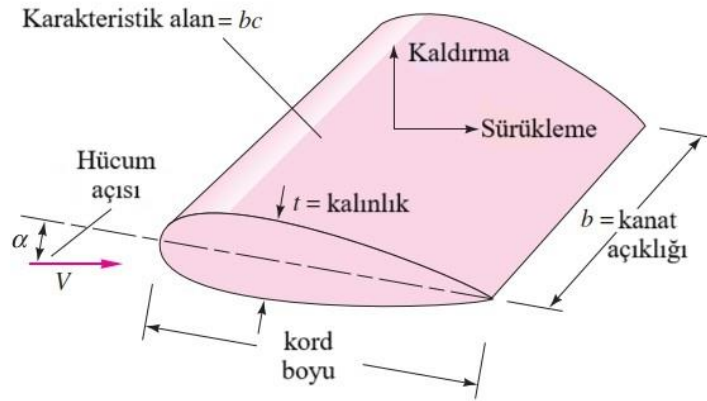
Şekil 2.1. Kanat profili ve kavramları [58].

Ulusal Havacılık Danışma Komitesi (*NACA, National Advisory Committee for Aeronautics*) tarafından geliştirilen NACA serisi kanat profillerinin, model numaraları geometrik özelliklerini tanımlamaktadır. Dört rakamdan oluşan serilerde bu rakamların oluşturduğu sayılar, kiriş uzunluğunun yüzde cinsinden karşılıklarıdır. İlk ve ikinci sayıları tek rakamdır ve üçüncü sayı iki rakamın oluşturduğu sayıdır [58]. Bu çalışma kapsamında da kullanılan NACA 4415 modeli, açıklama olarak;

- 4: kord çizgisi ile kamburluk çizgisi arasındaki maksimum mesafe kirişin yüzde 4’ü kadardır.

- 4: maksimum kamburluğun olduğu noktanın x-ekseninde giriş uzunluğuna göre konumunun yüzde 40'ındadır.
- 15: maksimum kalınlığın giriş uzunluğuna oranı yüzde 15'tir.

Şekil 2.2'de 3-boyutlu kanat geometrisi ve kanat ile ilgili kavramlar gösterilmektedir. Havanın akış hızını V vektörü göstermektedir ve uçan araç V vektörü yönünün tersine doğru uçmaktadır. Kanadın havayı karşıladığı kenarına hücum kenarı denir. Kanat üzerine gelen V hızındaki hava, kanadın üstünden ve altından geçerek kanadın firar kenarı denilen kanadın en ince kısmından kanadı terk eder. Kanadın en geniş kısmı olan kanat kalınlığı t ile gösterilmiştir ve kanat açıklığı b ile gösterilmiştir. Aerodinamik kuvvetleri etkileyen önemli parametrelerden biri de karakteristik alandır. Sabit kanatlı uçan araçlar için bu alan, kanadın üstten görünümündeki izdüşüm alanıdır ve b ile c 'nin çarpımıyla hesaplanır. Havanın akış yönü ile kord çizgisi arasında kalan açığa hücum açısı (α , angle of attack) denir. Aerodinamik kuvvetlerin büyüklüğü ve yönü doğrudan bu açığa bağlı olarak değişmektedir. Havanın akışı kanar ile etkileşime girdiğinde kanat üzerinde iki temel kuvvet meydana gelmektedir; kaldırma kuvveti ve sürüklenme kuvveti.



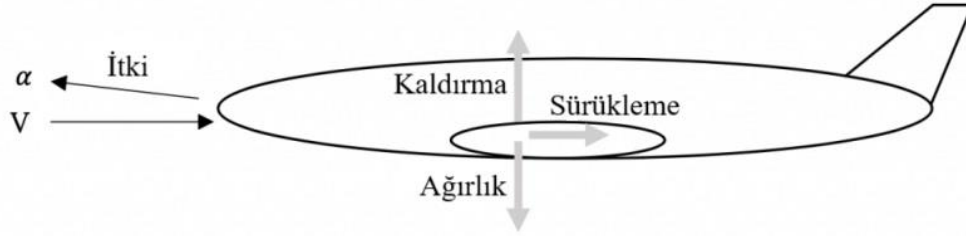
Şekil 2.2. Kanat geometrisi ve kavramları [59].

Kanat üzerinden akan hava, kanadın alt ve üst yüzeyleri arasında bir basınç farkı oluşturur. Bu basınç farkı sebebiyle akışa dik yönde bir kaldırma kuvveti oluşur. Serbest akan akışkanın cisim üzerinde ve akış yönünde oluşturduğu kuvvete ise sürüklenme kuvveti denir. Sürüklenme kuvveti, aracı zorlayıcı bir dirençtir ve sürtünmeye benzer şekilde çoğunlukla arzu edilmez. Hareket eden araçlarda olduğu gibi hava araçlarında da bu etkiyi en aza indirmek amaçlanır [60].

Kanat profilleri, mümkün olduğu kadar büyük bir kaldırma kuvveti ve mümkün olduğu kadar küçük bir sürüklenme kuvveti oluşturmak üzere tasarlanırlar [59].

2.1.1. Seyir uçuşu ve performans parametreleri

Sabit kanatlı hava araçlarında, motor gibi güç elde edilen bir sistem sayesinde itki oluşturulur. İtki yönü sürüklenme ile zıttır. Kanat profili sayesinde oluşan kaldırma da aracın ağırlığına göre zıttır. Sabit kanatlı bir hava aracının uçuş kararlılığı temelinde bu dört ana kuvvet üzerinden incelenebilir. Aracın aerodinamik performans parametrelerinin çoğu statik denge üzerinden belirlenebilir; yani ivmenin olmadığı bir denge koşulu varsayılır. Uçuşun hızlanma veya yavaşlama olmadan sabit irtifada gerçekleştiği düşünülür ve Şekil 2.3'te gösterildiği kuvvetlerin dengesi söz konusudur [58].



Şekil 2.3. Sabit kanatlı bir hava aracının uçuşunda oluşan kuvvetler [58].

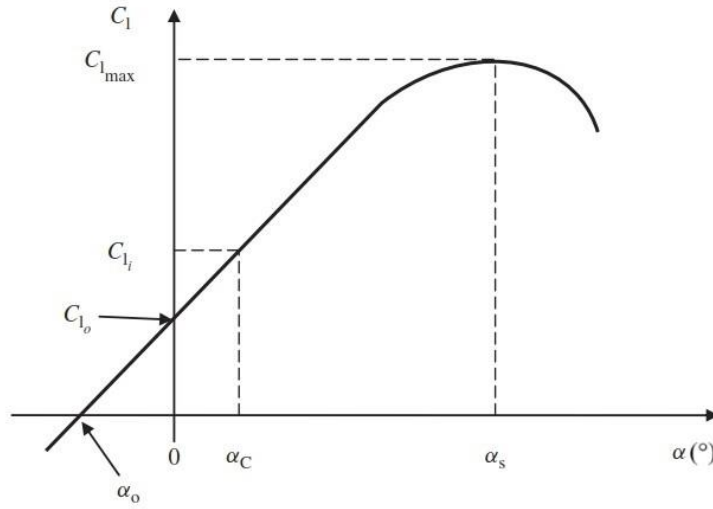
Aerodinamik performans için kaldırma kuvveti L ve sürüklenme kuvveti D olmak üzere iki önemli birimsiz katsayı ele alınır; kaldırma katsayısı C_L ve sürüklenme katsayısı C_D . Bu katsayılar şu şekilde hesaplanır;

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V^2 A} \quad (1)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho V^2 A} \quad (2)$$

Burada ρ havanın yoğunluğunu, V havanın hızını ve A kanat alanını ifade etmektedir. Daha önce de belirtildiği gibi C_L ve C_D katsayıları hücum açısına göre değişiklik gösterirler. Hücum açısı α 'ya bağlı olarak bu katsayıların değişimleri kanat profilinin karakteristiği ve performansı hakkında önemli bilgiler verir. Kanat profili seçimi yapılırken mutlaka bu grafiklerin incelenmesi gerekir.

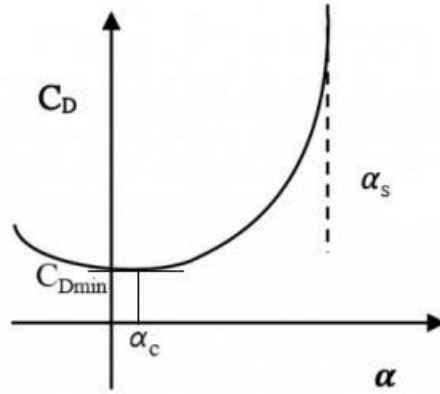
Şekil 2.4'te hücum açısına bağlı kaldırma katsayısının değişim grafiği gösterilmektedir. Kaldırma katsayısı belirli bir hücum açısına kadar sürekli artış gösterir. Başka bir deyişle; kanadın burnu havaya kalktıkça kaldırma kuvveti de artar. Ancak belirli bir noktada eğri tepe noktası oluşturur ve ani düşüşe geçer. Bu nokta kaldırma katsayısının azami değeri C_{Lmax} 'tır. Bu noktadan sonra hücum açısı arttırıldıkça kanat üstündeki akışın da kararlılığı bozulur. Bu nokta kanadın akış içinde tutunamama durumudur ve bu duruma perdövites (*stall*) denir. C_{Lmax} değerine karşılık gelen hücum açısına α_s , perdövites açısı (*stall angle*) denir.



Şekil 2.4. Hücum açısına bağlı kaldırma katsayısının değişimi [61].

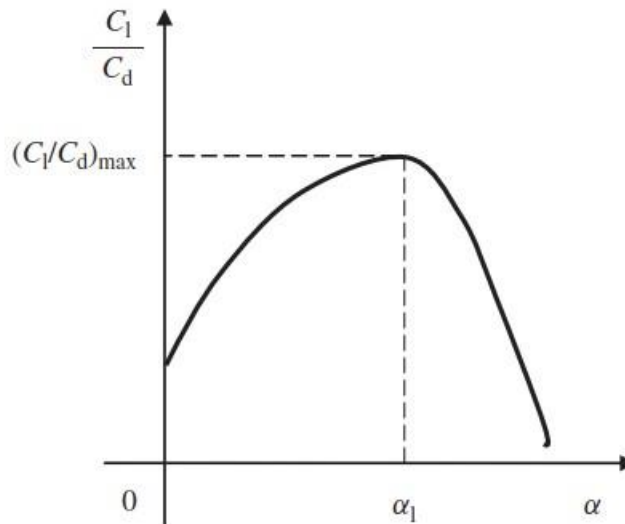
Grafikte (Şekil 2.4) gösterilen α_0 değeri, kaldırma katsayısının sıfır olduğu hücum açısını ifade etmektedir. Eğrinin y-ekseni ile kesiştiği nokta olan C_{L0} değeri ise, hücum açısının sıfır olduğu durumdaki kaldırma katsayısı değeridir. Bu değerdeki pozisyon, kiriş çizgisi ile serbest hava akışının paralel olduğu durumdur. C_{Lmax} değeri azami kaldırma kuvvetini sağlıyor olsa da bu pozisyon aerodinamik açıdan en iyi durum değildir çünkü aerodinamik performans için kaldırma katsayısı, sürüklenme katsayısı ile birlikte değerlendirilmelidir. Grafikteki C_{Li} değeri ideal kaldırma katsayısını göstermektedir ve bu pozisyon minimum sürüklenme değerine karşılık gelir. Bu pozisyonu sağlayan hücum açısı da α_C ile ifade edilmiştir.

Şekil 2.5'te sürüklenme katsayısının hücum açısına göre değişim grafiği gösterilmiştir. Burada perdövites açısı, α_s ile ifade edilmiştir. Sürüklemenin minimum olduğu nokta C_{Dmin} olarak gösterilmiştir. Bu noktadaki hücum açısı ise α_C ile gösterilmiştir.



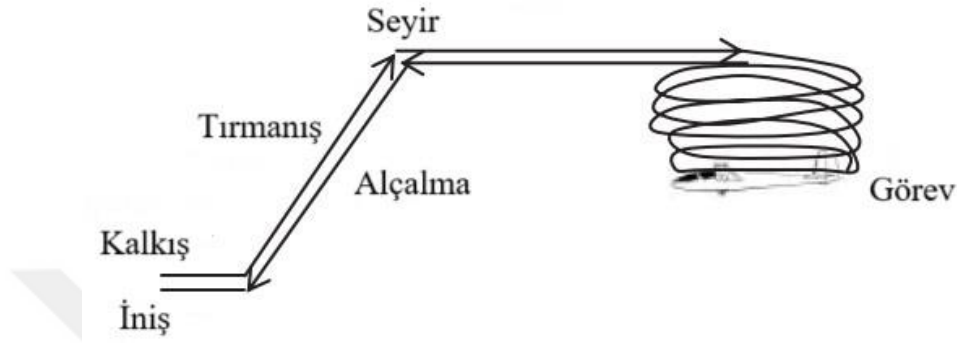
Şekil 2.5. Sürüklemeye katsayısının hücum açısına göre değişim grafiği [58].

Kaldırma katsayısı ve sürüklemeye katsayısı grafikleri ile birlikte aerodinamik performans için önemli olan bir diğer grafik C_L/C_D oranının grafiğidir. Şekil 2.6’da kaldırma ve sürüklemeye katsayıları oranının (C_L/C_D), hücum açısına (α) göre değişim grafiği gösterilmektedir. Kaldırma-sürüklemeye oranı bir hava aracının aerodinamik performansı açısından en önemli özelliklerden biridir. Bu değer, bir uçuşun menzili ve serbest uçuş kabiliyetleri ile doğrudan ilgilidir [62]. Kaldırma-sürüklemeye eğrisi bir hücum açısına (α_l) kadar artarak, tepe noktasından sonra düşüş gösterir. Bu hücum açısına karşılık maksimum C_L/C_D değeri elde edilir ve bu pozisyonun serbest uçuş için ideal olduğu söylenebilir.



Şekil 2.6. Kaldırma ve sürüklemeye oranının hücum açısına göre değişim grafiği [61].

Sabit kanatlı hava araçları için bir uçuşun kalkış, tırmanış, seyir, serbest, görev, alçalma ve iniş gibi farklı kademeleri mevcuttur. Şekil 2.7’de örnek olarak, keşif görevi olan bir İHA için bu uçuş kademeleri gösterilmiştir. Seyir uçuşu, bu kademeler arasındaki en uzun bölümdür. Bir yerden bir yere intikal etme olarak da tanımlanabilecek seyir uçuşu stabil ve serbest uçuşa benzer kararlı bir uçuş gerektirir.



Şekil 2.7. Keşif görevi olan sabit kanatlı bir İHA’nın uçuş kademeleri [61].

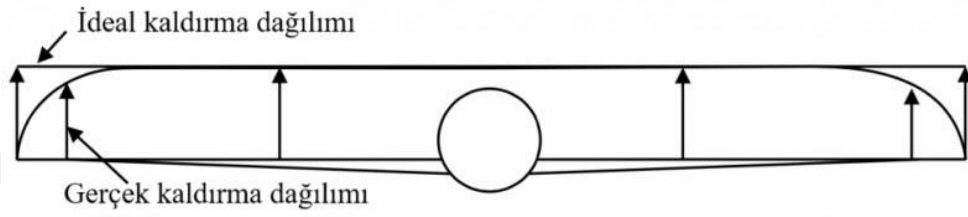
Bu çalışma kapsamında, simülasyonu yapılan uçuş hali seyir uçuşudur. Sürü halinde uçuş gerçekleştiren sabit kanatlı İHA’ların ana üs bölgesinden bir görev yerine doğru seyir uçuşu gerçekleştirdikleri varsayımı üzerinden analizler gerçekleştirilmiştir. Bu sebeple de yukarıda bahsedilen aerodinamik performans parametreleri üzerinden uçuş değerleri incelenmiştir.

2.1.2. Kol uçuşu

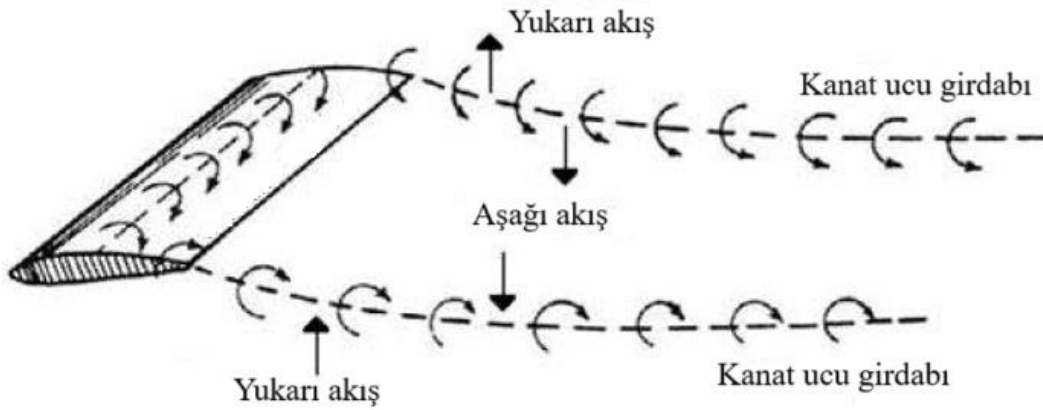
Formasyon uçuşu, iki veya daha fazla sabit kanatlı uçağın yakın mesafede seyretmesidir [14]. İki sabit kanatlı hava aracının yakın mesafeli uçuşu söz konusu olduğunda kol uçuşu veya yakın formasyon uçuşu isimleri de kullanılmaktadır. Yakın formasyon uçuşları doğru konumlandırma ile enerji tasarrufu sağlayabilmektedir. Bunun yanında özellikle jet savaş uçakları için yakın formasyon uçuşu, radar tespiti ve yanıltma amaçlı da kullanılmaktadır [63].

İki boyutlu kanat profili ve sağladığı kaldırma etkisi düşünüldüğünde, kaldırma kuvvetinin homojen olarak tüm kanat yüzeyine dağılması beklenir. Ancak kanat ucuna kadar tüm kanat yüzeyine eşit kaldırma etkisinin dağılımı ideal bir yaklaşımdır. Gerçek hayatta kaldırma etkisi kanat ucuna gelindiğinde, kanadın bir anda sonlanması sebebiyle kanat ucunda eğimli bir sonlanmaya meyilli olur. Şekil 2.8’de kaldırma etkisinin kanat yüzeyi üzerinde ideal ve gerçek dağılım olarak sabit kanatlı bir hava aracın önden

görünüşü üzerinde gösterilmiştir. Kanat ucundaki bu etki değişimi kanat uçlarından arkaya doğru bir girdap (*vortex*) oluşmasına sebep olur. Şekil 2.9'da kanat uçlarında oluşan girdaplar ve bu girdapların yönleri gösterilmiştir. Kanadın arkasında kalan bölge yukarı akış (*upwash*) bölgeleri ve aşağı akış (*downwash*) bölgeleri olarak, girdapların yönlerine göre ayrılırlar. Oluşan girdapların yönü sebebiyle, kanadın direkt arka kısmında kalan bölgede aşağı akış bölgeleri oluşurken, kanat ucundan dışa doğru olan kısımlarda yukarı akış alanları oluşur.

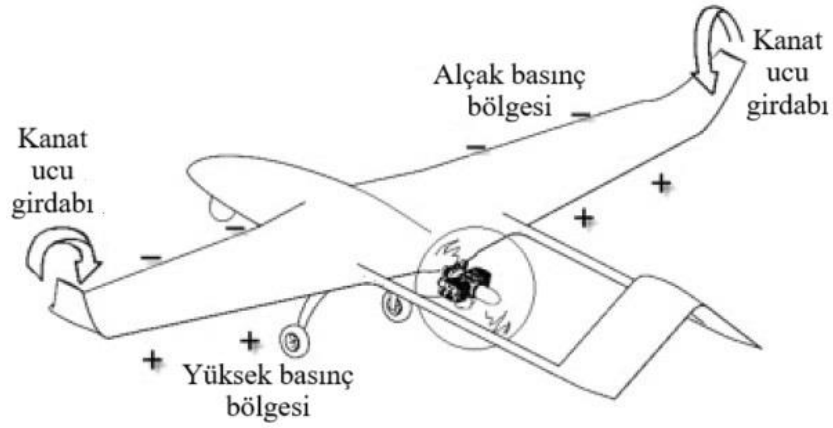


Şekil 2.8. Kanat üzerindeki kaldırma etkisinin ideal ve gerçek dağılımları [58].



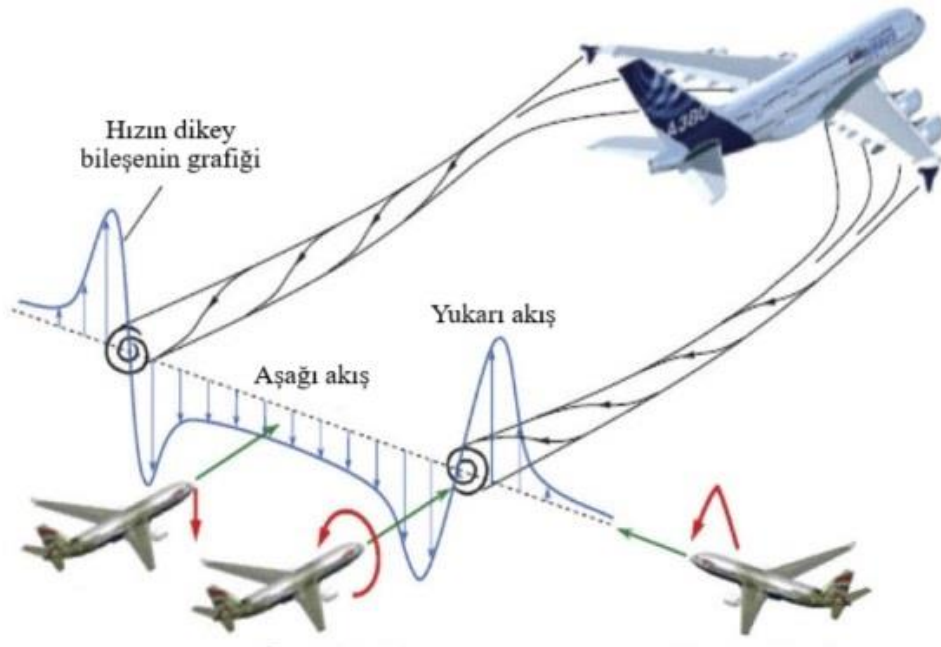
Şekil 2.9. Kanadın ardında oluşan aşağı ve yukarı akış bölgeleri [64].

Kanat ucunda oluşan ve arkaya doğru akış yönünü takip eden girdapların hava aracı üzerinde performans düşürücü bir etkisi vardır. Kanat ucundaki etkinin geçişini yumuşatmak gayesiyle kanatçık denilen geometriler kullanılır. Şekil 2.10'da kanatçıklara sahip bir İHA geometrisi örneği gösterilmektedir. Kanatçıklar, kanat ucunda kanadın sonunun bir anda kesilmemesini sağlayacak şekilde yapılan kıvrımlardır. Çoğunlukla Şekil 2.10'da gösterilen örnekteki gibi kanatçık kıvrımları yukarı yönde yapılırken aşağı yönde veya çift yönlü geometrilere sahip kanatçıklar da mevcuttur.



Şekil 2.10. Kanatçıklara sahip bir İHA örneği [65].

Sabit kanatlı bir hava aracının kendi ardında oluşturduğu girdapların sebep olduğu başka bir olumsuzluk da aracın arkasında kalan başka hava araçları için geçerlidir. Aracın ardında kanat uçları ve içinde kalan bölgede aşağı akış bölgeleri mevcut olduğu için bu bölgede kalan araçlar için aerodinamik performans düşüş gösterir. Özellikle büyük boyutlu uçaklar ardında büyük girdaplar oluştururlar ve kalkış anından sonra kalkış alanında da olumsuz etki bir süre devam eder. Şekil 2.11’de de gösterildiği üzere aşağı akış bölgelerinin olumsuz etkileri o bölgelerde kalan uçaklar için geçerli olacaktır.



Şekil 2.11. Bir uçağın ardında oluşan yukarı ve aşağı akış bölgeleri [66].

Hava aracının ardında oluşan yukarı akış bölgelerinde, hız vektörünün dikey bileşenleri yukarı yönlüdür. Bu yön sayesinde bu bölgede kalan bir takip uçağı aerodinamik olarak olumlu şekilde etkilenir. Bu şekilde V formasyonunda bir kol uçuşunda uygun pozisyon sağlandığında enerji tasarrufu sağlanacaktır. Bu şekilde kol uçuşundan faydalanılabilir. Bu çalışma kapsamında da yakın formasyon uçuşu gerçekleştiren iki İHA için akış simülasyonları gerçekleştirilmiştir. Kuş sürülerinden ve literatür çalışmalarından da anlaşıldığı gibi sürü uçuşu için uygun dizilim V-formasyonudur. Çalışmanın simülasyonlarında da V-formasyonu düşünülerek en iyi performansı sağlayacak uçuş pozisyonunun tespit edilmesi amaçlanmıştır.

Literatürde yakın formasyon uçuşunun aerodinamik etkilerini inceleyen uçuş testleri yapılmış çalışmalar [11-13] mevcuttur. Ticari yolcu uçakları, kargo uçakları ve jet uçakları gibi hava araçlarının kol uçuşu gerçekleştirdikleri bu araştırmalar pahalı ve emniyet açısından riskli çalışmalardır. Maliyetli ve riskli test uçuşlarının alternatifi olarak yakın formasyon uçuşu ile ilgili rüzgâr tüneli çalışmaları [37, 67-69] da mevcuttur.

Deneysel çalışmaların pahalı ve zaman alıcı olması sebebiyle, özellikle tasarımı netleşmemiş hava araçlarının geliştirilmesi konusunda, bu deneysel yöntemler uygun değildir. Bu yüzden tasarım süreçlerinde kullanılmak üzere teorik-sayısal yöntemler geliştirilmiştir [21]. Bu yöntemlerin iyi bir örneği olarak GKY yöntemi söylenebilir. GKY yöntemi kullanışlı ve hızlı bir çözüm yöntemi olması sebebiyle sadece tasarım süreçleri için değil aynı zaman da yakın formasyon uçuşları için de uygun bir yöntemdir. Literatürde yakın formasyon uçuş üzerine GKY bazlı geliştirilmiş sayısal yöntem üretilmiş çalışmalar [32, 70-76] mevcuttur. Ancak GKY yöntemi nispeten basit ve kullanışlı olsa da özellikle viskozite etkilerini içermemesi sebebiyle HAD yöntemleri kadar güçlü değildir. Bu çalışma kapsamında yapılan analizler HAD yöntemleri ile gerçekleştirilmiştir.

2.2. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği

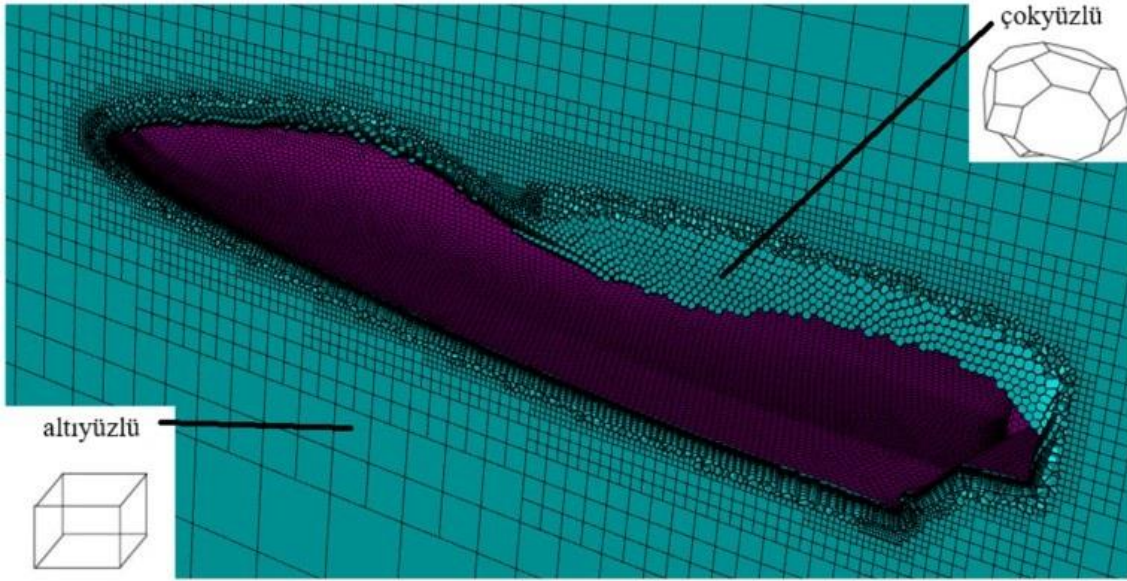
Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD), akışkanlar mekaniğinin bir alt dalı olup, sıvı ve gazların katı yüzeylerle olan etkileşimlerini ve analitik ya da deneysel yöntemlerle çözülmesi zor olan problemleri bilgisayar destekli simülasyonlarla inceleyen bir yaklaşımdır. Bu yöntemde, sayısal teknikler kullanılarak bu tür problemler çözümlenmektedir. HAD sayesinde viskoz ve laminar akışların analizi, görece daha kolay

ve hassas bir şekilde gerçekleştirilebilmektedir. Ancak, türbülanslı akışların sayısal analizi daha karmaşık bir yapıya sahiptir ve bu tür akış rejimlerinin modellenmesinde farklı türbülans modellerine ihtiyaç duyulmaktadır [26].

Bu çalışmadaki HAD analizleri ANSYS Fluent yazılımı ile gerçekleştirilmiştir. Fluent, RANS denklemlerini sonlu hacimler yaklaşımı ile çözen bir HAD kodudur [62]. Fluent çözücüsü, ANSYS Fluent olarak ANSYS Workbench arayüzü üzerinden kullanılmıştır. Workbench'in modüler tasarımı, birden fazla yazılım paketinin birlikte çalıştırılmasını mümkün kılmaktadır. Kullanılan tüm yazılım paketleri ANSYS 2023 R2 sürümünün içeriğinden alınmıştır. Geometri, SpaceClaim yazılımı ile oluşturulmuştur. Ağ (*mesh*) oluşturma işlemi için Fluent Meshing yazılımı kullanılmıştır. CFD analizlerinin gerçekleştirildiği bilgisayar i9 işlemcili, 24 çekirdekli ve 64 GB RAM'e sahiptir.

2.2.1. Çözüm ağı

Sonlu elemanlar yaklaşımı, analiz edilen akış hacminin küçük elemanlara bölünmesine dayanır. Bu işleme ağ oluşturma (*meshing*) denilir. Doğru bir çözüm süreci için kalitesi iyi ve uygun ağı oluşturulması önemlidir. Bu çalışmada ağ oluşturma işlemi için Fluent Meshing yazılımının tercih edilme sebebi; bu yazılımın çokgenli eleman (*poly-hexcore*) seçeneği ile ağ üretebilme kabiliyetidir. Çokgenli eleman yöntemi, çokyüzlü (*polyhedral*) ve altıyüzlü (*hexahedron*) eleman türlerinin bir kombinasyonunu birleştiren ve bu eleman türlerini kullanarak belirli gereksinimleri etkili bir şekilde karşılayan hibrit bir yaklaşımdır. Çokyüzlü ve altıyüzlü eleman tipleri Şekil 2.12'de gösterilmiştir. Çokgenli eleman yaklaşımı, aerodinamik ve hidrodinamik araştırmalarda daha az eleman sayısı, daha hızlı yakınsama ve daha yüksek doğruluk gibi avantajlar sunar [77]. Bu çalışmada olduğu gibi karmaşık geometriler ve sınır tabaka yaklaşımının gerektiği problemlerde ağ oluşturma için kullanışlı bir tekniktir.



Şekil 2.12. Çözüm ağındaki çokyüzlü ve altıyüzlü eleman tipleri.

Sabit kanatlı hava araçlarının aerodinamik analizleri başta olmak üzere sınır tabaka yaklaşımı gerektiren HAD analizlerinde kullanılan önemli bir parametre boyutsuz y^+ değeridir. Amaç sınır tabakadaki yani duvardaki akışı en uygun şekilde çözüm ağı ile modellemektir. Boyutsuz y^+ değeri, duvardaki ilk ağ elemanının yüksekliği y 'ye bağlı olarak şu şekilde ifade edilir [78];

$$y = \frac{u_\tau y^+}{\nu} \quad (3)$$

Burada ν kinematik viskozitedir. Duvardaki sürtünme hızı u_τ ifade edilmiştir ve şu şekilde hesaplanır [78];

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_\omega}{\rho}} \quad (4)$$

Burada ρ akışkanın yoğunluğunu ifade etmektedir. Duvar kayma gerilmesi τ_ω ile gösterilmiştir ve şu şekilde hesaplanır [42];

$$\tau_\omega = \frac{\rho C_f V^2}{2} \quad (5)$$

Burada V akış hızını ifade etmektedir. C_f değeri ise yüzey sürtünme katsayısıdır ve Reynold sayısına (Re) bağlı olarak şu şekilde hesaplanır [60];

$$C_f = \frac{0,027}{Re^{1/7}} \quad (6)$$

Reynold sayısı Re , akış hızı ve kinematik viskoziteye bağlı olarak şu şekilde hesaplanır [59];

$$Re = \frac{Vc}{\nu} \quad (7)$$

Burada c , kord uzunluğunu ifade etmektedir. Boyutsuz Reynolds sayısının denklemindeki karakteristik uzunluk terimine, uçan araçlarda kanadın kord uzunluğu karşılık gelmektedir.

2.2.2. Yönetici denklemler

Fluent yazılımı, üç boyutlu Navier-Stokes (N-S) denklemlerini çözmek için sayısal simülasyonlarda kullanılır. N-S denklemleri, hareket halindeki bir akışkan için kütle ve momentum korunumunun temel kavramlarını içermektedir. Bir türbülans modelinin kullanılması, N-S denkleminin RANS ile değiştirilmesinin gerektirir. Kararlı, sıkıştırılmaz ve türbülanslı akış için süreklilik denklemi ve RANS denklemleri aşağıdaki gibi ifade edilir [79];

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (8)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i u_j) = & -\frac{\partial \rho}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \right] + \dots \\ & \dots + \frac{\partial}{\partial x_j}(-\rho u'_i u'_j) \end{aligned} \quad (9)$$

Burada ρ havanın yoğunluğu, t zaman, μ dinamik viskozite ve u_i hız bileşenleridir. Denklemdaki son terim $(-\rho u'_i u'_j)$ Reynolds türbülans stresini göstermektedir. Türbülans kaotik olduğu için bu değerleri belirlemenin analitik bir yolu yoktur. Momentum denklemindeki türbülans gerilmeleri türbülans modelleri kullanılarak hesaplanır. Bu değerleri hesaplamak için türbülans modelleri oluşturulmuştur [79].

2.2.3. Türbülans modelleri

HAD analizlerinde en yaygın kullanılan türbülans modelleri Spalart-Allmaras, $k-\varepsilon$ ve $k-\omega$ türbülans modelleridir. Spalart-Allmaras modeli tek denklemlidir. Her iki k-türbülans modeli ise iki denklemlidir. Tek denklemlidir kullanan

bir çözücü düşük maliyetli bir model olabilir ancak çoğu akış probleminin doğruluk gereksinimlerini karşılayamaz. Bu sebeple çoğu akış probleminde k -türbülans modelleri tercih edilmektedir.

k - ω türbülans modelinin, Standart ve Kesme Gerilimi Taşınımı (SST, Shear Stress Transport) olmak üzere iki türü vardır. Bu çalışmada k - ω SST türbülans modeli uygulanmıştır. k - ω SST türbülans modeli, k - ε ve k - ω modellerini bir karıştırma fonksiyonu aracılığıyla birleştirerek çözüm sunar. Özellikle akış ayrışmalarının olduğu problemlerde kullanılmaktadır. Model, serbest akış bölgelerinde k - ε modeli denklemlerini, sınır tabaka yani duvarlarda ise k - ω modeli denklemlerini kullanır. Böylece iki modelin de avantajlarından faydalanılır [52, 53]. Menter [80] tarafından geliştirilen SST modeli, türbülans kinetik enerjisi (k) ve özgül dağılım oranı (ω) için aşağıdaki denklemleri kullanır;

$$\frac{\partial k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (k U_j) = \tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \beta_k \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\nu + \frac{\nu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (10)$$

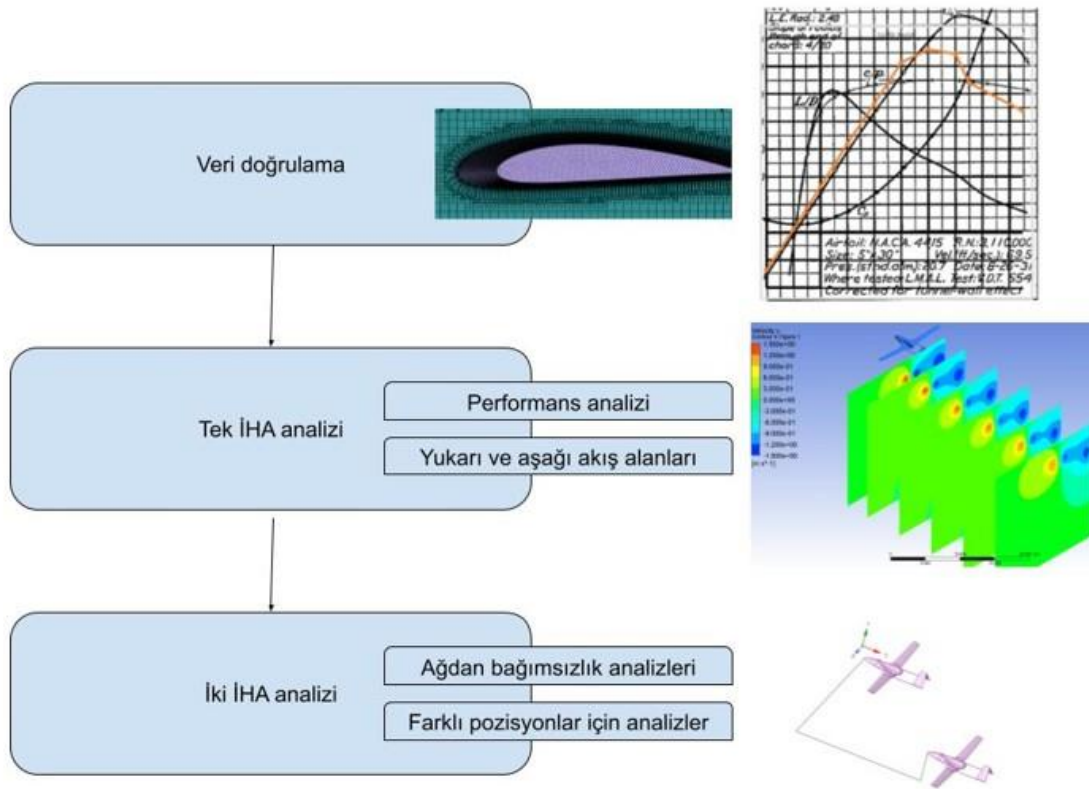
$$\begin{aligned} \frac{\partial \omega}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\omega U_j) = & \frac{\gamma}{\nu_t} \tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \beta_\omega \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\nu + \frac{\nu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \dots \\ & \dots + 2(1 - F_1) \sigma_{cd} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (11)$$

Burada τ_{ij} türbülans gerilme tensörü, ν_t ise türbülans viskozitesini (*eddy viscosity*) ifade etmektedir. F_1 duvar kenarı bölgesini belirleme adına kullanılan karıştırma fonksiyonudur. B_k , B_ω , σ_k , σ_ω ve σ_{cd} parametreleri sabit katsayılardır. Bu sabitler çözücünün (Fluent) varsayılan değerlerinde bırakılmıştır. Fluent yazılımı da bu değerleri Menter'in çalışmasını [80] referans alarak belirlemiştir.



3. BULGULAR VE TARTIŞMA

Bu bölümde, çalışma kapsamında gerçekleştirilen HAD analizlerinin bulguları ve bu bulgular üzerine gerçekleştirilen tartışmalar ele alınarak veri doğrulama, tek İHA analizleri ve iki İHA analizleri ile ilgili açıklamalar bulunmaktadır. Analizlerin sıralaması ve iş akışları Şekil 3.1’de gösterilmektedir. Öncelikle veri doğrulama için 3-boyutlu kanat analizleri yapılmıştır. Sonrasında doğrulanan model ile tek İHA için farklı hücum açılarında analizler yapılmıştır. Performans aralığının ve akış alanlarının tespit edilmesi ile son olarak da iki İHA için yakın formasyon analizleri gerçekleştirilmiştir.



Şekil 3.1. Çalışma kapsamında gerçekleştirilen analizlerin sıralaması.

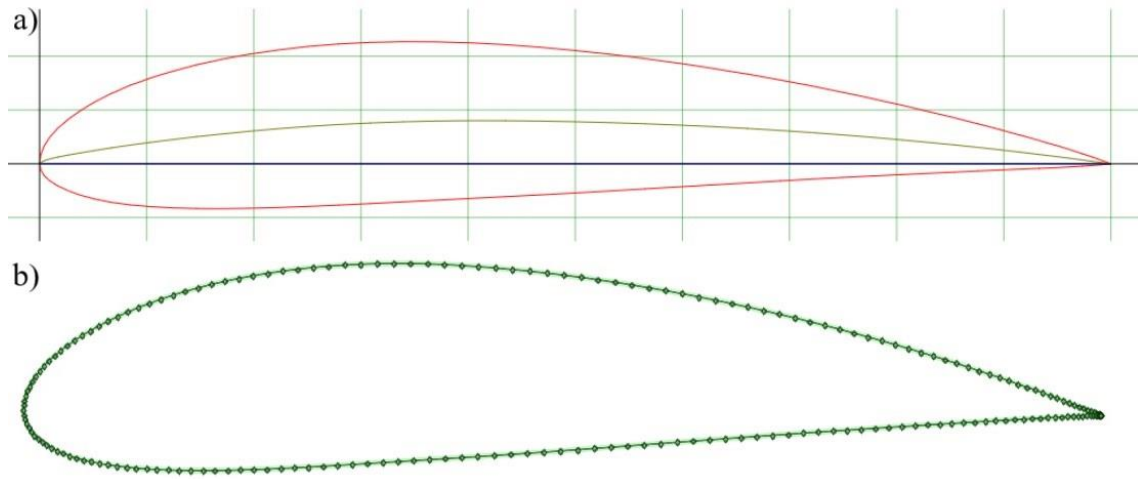
3.1. Veri Doğrulama

Bu çalışma için veri doğrulama işlemi NACA 4415 kanat profili ile yapılmıştır. Literatürden seçilen deneysel çalışma, 78 adet kanat profili için yapılmış rüzgâr tüneli testlerini kapsamaktadır [81]. Bu deneysel çalışmalarda, değişken yoğunluklu bir rüzgâr

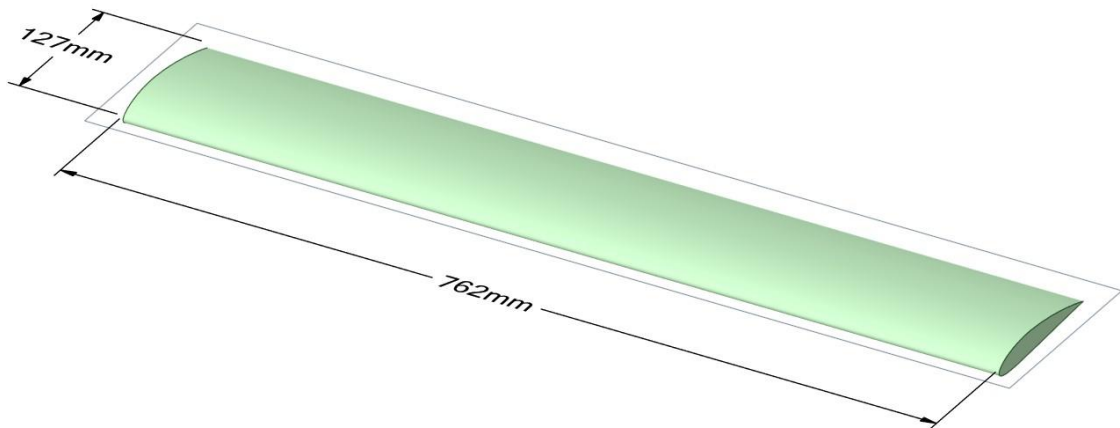
tüneli kullanılmıştır. Değişken yoğunluklu rüzgâr tüneli sayesinde, yüksek Reynolds sayılı akışlar için deneysel veriler elde edilebilmektedir.

3.1.1. Veri doğrulama geometrisi ve ağ oluşturma

Literatür çalışmalarına [42, 50, 82] uygun olarak ve ilgili İHA'nın sınıfı göz önünde bulundurularak NACA 4415 kanat profili seçilmiştir. Şekil 3.2'de NACA 4415 kanat profili ile profilin 2-boyutlu geometrisi, 200 adet nokta ile tanımlanmış kesit görünüşleri gösterilmiştir. Kanadın kord boyu, deneysel çalışmaya göre 0,127 m (5 in) olarak çizilmiştir. Üç-boyutlu kanat geometrisi oluşturmak için kanat açıklığı 0,762 m (30 in) olarak düzenlenmiştir. Şekil 3.3'te 3-boyutlu kanat geometrisi gösterilmektedir.

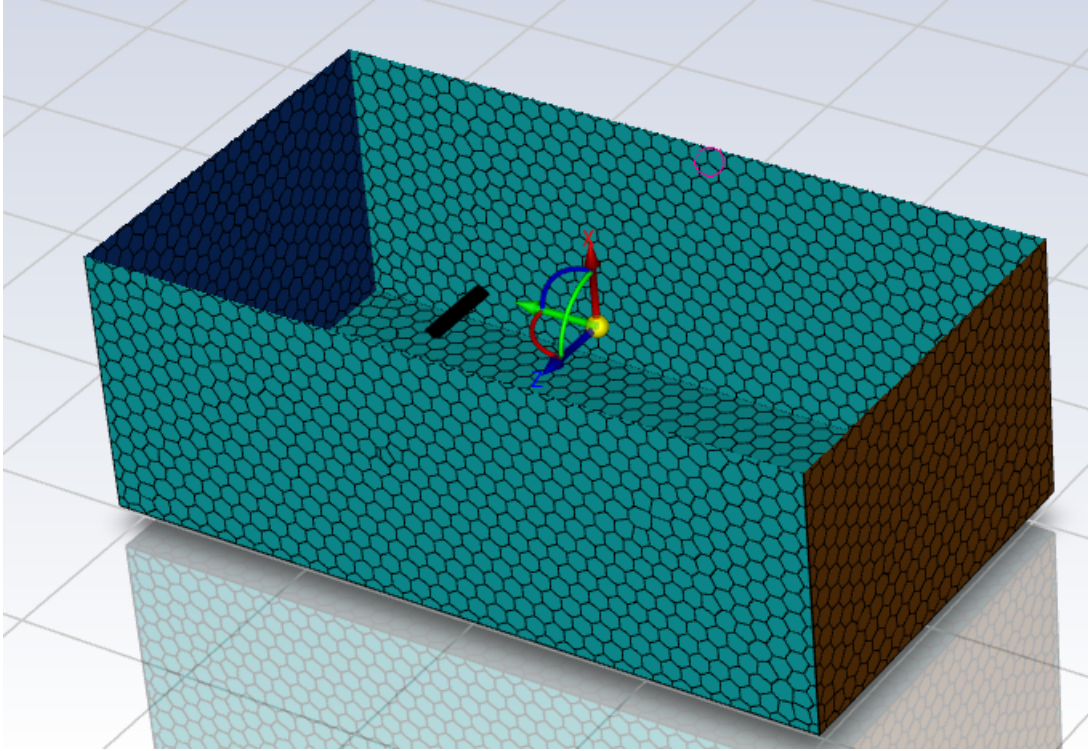


Şekil 3.2. NACA 4415 a) kanat profili kesit görünüş [83] b) profili tanımlayan 200 nokta.



Şekil 3.3. NACA 4415 3-boyutlu kanat geometrisi.

Akış hacmi dikdörtgen prizma (kutu) şeklinde oluşturulmuştur ve boyutları $3,8100 \text{ m} \times 6,9851 \text{ m} \times 3,0676 \text{ m}$ 'dir. Şekil 3.4'te veri doğrulama için yapılan analizi akış hacmi gösterilmiştir. Kanadın akışın geldiği yöndeki giriş (*inlet*) yüzeyine mesafesi kanat açıklığı ($b_k = 0,762 \text{ m}$) cinsinden $3 b_k$ 'dir. Havanın akış hacmini terk ettiği varsayılan çıkış (*outlet*) yüzeyinin kanada mesafesi $6 b_k$ 'dir. Kanadın, akış hacminin yan duvarlarına olan mesafeleri ise $2 b_k$ 'dir.

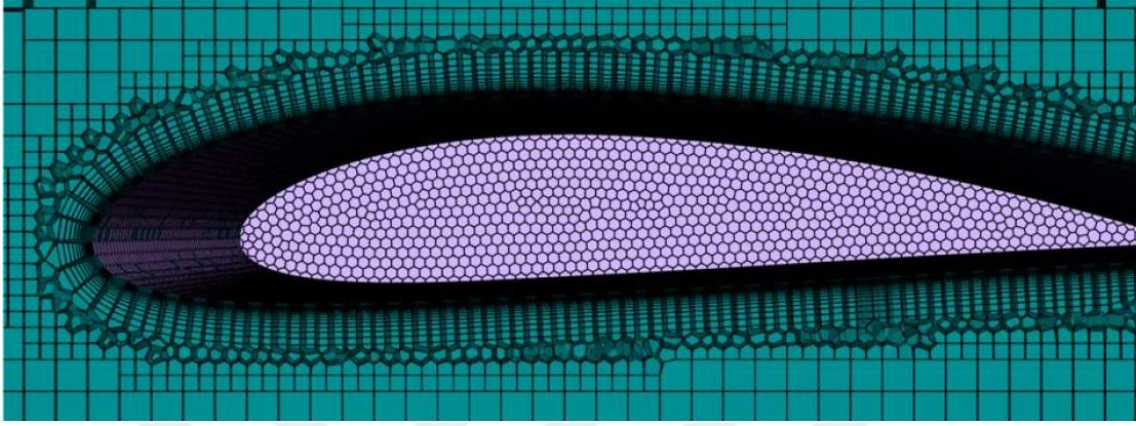


Şekil 3.4. Veri doğrulama analizinde akış hacmi.

Literatürde y^+ değerinin 1 alındığı [42] ve 30 alındığı [63] çalışmalar mevcuttur. y^+ değerinin düşük tutulması ilk ağ elemanının yüksekliğini de küçültmektedir. İlk ağ elemanı yüksekliğinin çok küçük bir değer olması basit geometrilerde uygulanabilir ancak karmaşık geometrilerde ağ kalitesi düşmektedir veya yazılım hata vermektedir. Bu sebeple veri doğrulamadan sonra aynı model ile İHA geometrisinin analizinin yapılacağı olması göz önünde bulundurularak y^+ değeri 10 olarak seçilmiştir.

Veri doğrulama için kullanılan çalışmanın [81] deney koşulları; $21,1836 \text{ m/s}$ ($69,5 \text{ ft/s}$) akış hızı ve $20,7 \text{ atm}$ basınç şeklindedir. Kapalı kap prensibinde çalışan rüzgâr tüneli bu yüksek değerlerdeki basıncı sağlayarak akış havasının yoğunluğunu değiştirmektedir ve böylece yüksek Reynolds sayılarına ulaşılmaktadır. Deneyin yapıldığı Reynolds sayısı

3.110.000'dir. Reynolds sayısı, hız değeri ve y^+ değeri ilgili denklemler (Denklem 3-Denklem 6) kullanılarak ilk ağ elemanı yüksekliği y , 0,01 mm olarak hesaplanmıştır. Duvar akışı için sınır tabaka sayısı 20 olarak seçilmiştir. Bu parametrelere göre oluşturulan sınır tabaka ağı Şekil 3.5'te gösterilmiştir.



Şekil 3.5. Veri doğrulama analizindeki sınır tabaka ağ yapısı.

3.1.2. Veri doğrulamada çözücü ayarları

Veri doğrulama analizinde türbülans modeli olarak SST $k-\omega$ modeli kullanılmıştır. Bu modelin duvar dibi akışı ve serbest akış bölgesindeki avantajları ile seçilme sebebi Bölüm 2.2.3'te anlatılmıştır. Referans değerleri için rüzgâr tüneli çalışmasının parametreleri kullanılmıştır. Havanın akış hızı değeri 21,1836 m/s (69,5 ft/s) ve basınç değeri 20,7 atm'dir. Havanın yoğunluk ve sıcaklık değerleri verilmemiştir. Deneyin yapıldığı Reynolds sayısı ise 3.110.000'dir.

Havanın 20,7 atm değerindeki yoğunluğu, sıcaklığa bağlı olarak değişmektedir. Sıcaklık değerleri 0°-100° C arasında tutulduğu takdirde, yoğunluk değeri de 20-25 kg/m³ aralığında değişmektedir. Analiz referans değerleri için yoğunluğun belirlenmesi gerektiği için öncelikle Reynolds sayısı sabit tutulacak şekilde farklı iki yoğunluk değeri için analizler yapılarak karşılaştırılmıştır. Bu iki analizin referans değerleri ve analiz sonuçlarındaki C_L ve C_D değerleri Tablo 3.1'de verilmiştir. Reynolds sayısı sabit olunca, yoğunluk ve viskozite değerleri değişse de sonuçlar 10⁻⁶ ve 10⁻⁸ mertebelerine kadar değişmemiştir. Bu sebeple yoğunluk değeri 25 kg/m³ seçilerek veri doğrulama analizleri gerçekleştirilmiştir.

Tablo 3.1. Farklı yoğunluk, aynı Reynolds sayısı için yapılan iki analizin değerleri.

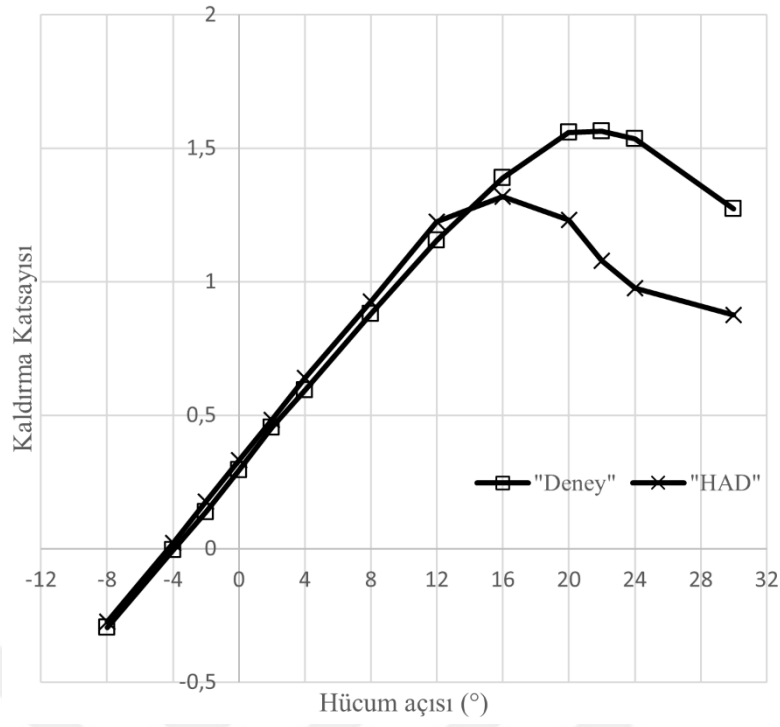
Parametre	1. analiz değeri	2. analiz değeri
Yoğunluk	20 kg/m ³	25 kg/m ³
Viskozite	1.7301e-05	2,1626e-05
Reynolds sayısı	3.110.013	3.110.000
C_L	0,32363151	0,32363161
C_D	0,017188128	0,017188122

3.1.3. Veri doğrulama bulguları

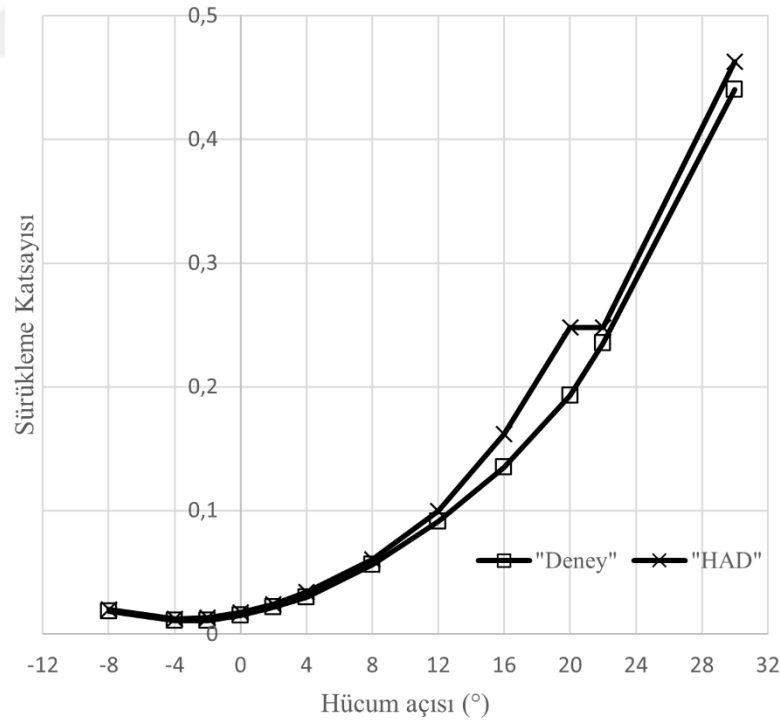
Analizler, deneysel çalışmadaki farklı hücum açılarına göre gerçekleştirilmiştir. Hücum açıları; -8°, -4°, -2°, 0°, 2°, 4°, 8°, 12°, 16°, 20°, 22° ve 30°'dir. İncelenen parametreler ise kaldırma katsayısı ve sürüklenme katsayısıdır. Şekil 3.6'da hücum açısına bağlı kaldırma katsayısının değişimi gösterilmektedir. Bulgular 12°'ye kadar HAD ve deneysel sonuçların çok iyi örtüştüğünü göstermektedir. Hücum açısının 12° olduğu noktadan sonrasında ise deneysel ve HAD eğrileri ayrılmaya başlamıştır. Perdövites açısının HAD sonuçları için 16°, deney sonuçlarında ise 22° olduğu görülmektedir. Deney sonucunda maksimum kaldırma katsayısı (C_{Lmax}) 1,563 çıkmıştır, HAD sonuçlarına göre bu değer 1,318'dir. Kaldırma katsayısının 4°'den sonra pozitif değer aldığı görülmektedir. Bu çalışmanın temelini oluşturan yakın formasyon uçuşu analizlerinde hücum açıları seyir uçuşu için küçük değerlerde olacaktır. Bu sebeple eğrilerin küçük açılarda örtüşmesi matematik modelin doğrulanması adına yeterli görülmüştür.

Veri doğrulama analizlerinde incelenen ikinci parametre ise sürüklenme katsayısıdır. Şekil 3.7'de sürüklenme katsayısının hücum açısına göre değişimi gösterilmektedir. Deneysel ve HAD sonuçlarının, 20° haricinde, çok iyi şekilde örtüştüğü görülmektedir. Minimum sürüklenme katsayısı değeri 0,011 olup -2° ve -4° hücum açılarında elde edilmiştir.

Bu bulgular doğrultusunda matematik modelin uygun bir çözüm sunabileceği tespit edilmiştir.



Şekil 3.6. Veri doğrulama için kaldırma katsayısı değerlerinin deneysel ve HAD sonuçları olarak karşılaştırılması.



Şekil 3.7. Veri doğrulama için sürüklemeye katsayısı değerlerinin deneysel ve HAD sonuçları olarak karşılaştırılması.

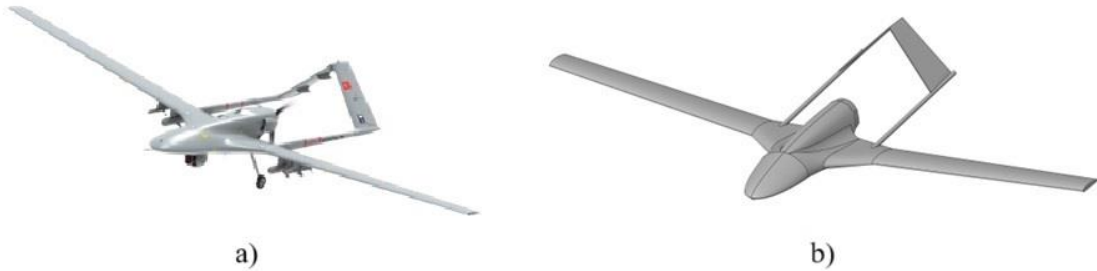
3.2. Tek İHA Analizleri

Doğrulanmış matematik model kullanılarak, tek bir İHA geometrisi için farklı hücum açılarında HAD analizleri gerçekleştirilmiştir. Tek İHA için yapılan HAD analizlerinin iki temel amacı vardır; seyir için uygun hücum açısının belirlenmesi ve aracın arkasında oluşan hava akış alanlarının belirlenmesi.

3.2.1. İHA geometrisi

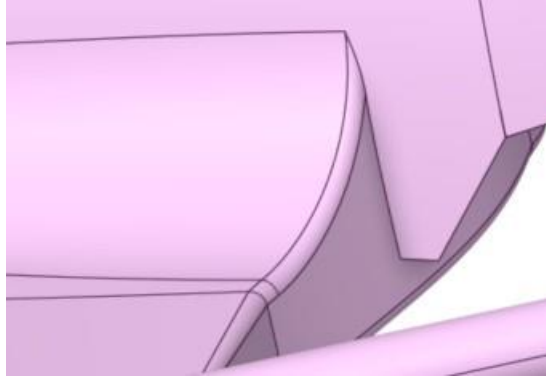
Bu çalışmada MALE sınıfı bir İHA modeli seçilmiştir. Bu model, kanat üzerinden bom monteli ters V kuyruğa sahiptir ve kanatlarında kanatçık yoktur. Bu sınıf İHA'lar, büyük İHA'lara kıyasla daha basit, kolay üretilebilir, daha ekonomik işletilebilir ve daha kolay yönetilebilir. Bunun yanında insani yardımdan elektronik cihazlara, ağır faydalı yük taşıma kapasitelerine sahiptirler. Bu avantajları ile MALE sınıfı İHA'lar, pazar payı açısından piyasaya hâkim durumdadır [15].

Modelin geometrisi, gerçek bir aracın birincil boyutları ve mevcut görüntüleri kullanılarak oluşturulmuştur. Geometri basitleştirilmiştir ve pervaneli motor dahil edilmemiştir. Şekil 3.8'de gerçek modelin bir görüntüsü ve basitleştirilmiş geometri gösterilmektedir. Şekil 3.8-b'de görüldüğü gibi İHA üzerindeki iniş takımları, kamera, elektronik alıcı ve ekipmanlar, desen, figürler, silahlar ve pervane basitleştirilmiş geometriye dahil edilmemiştir.



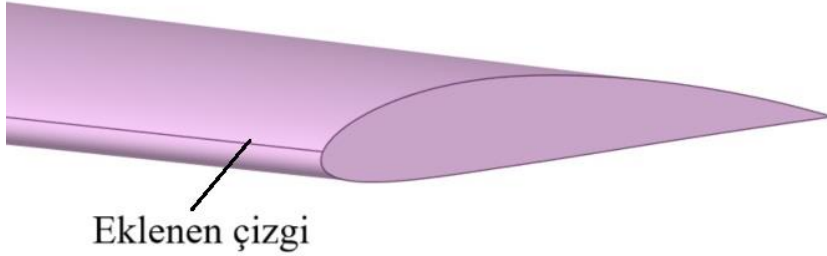
Şekil 3.8. a) gerçek İHA görseli [84] ve b) basitleştirilmiş İHA geometrisi.

Geometri basitleştirme işlemleri sırasında çıkarılan ekipmanların yerlerini doldurma hedefiyle SpaceClaim yazılımının onarım komutları kullanılmıştır. Basit ve pratik çözümler sağlayan bu özellik ile geometri, analiz için hazır hale getirilmiştir. Ayrıca kanat dışında kalan gövde üzerinde sivri kenar istenmemektedir. Ağ oluşturma işlemi sırasında bu kenarlar ağ kalitesini olumsuz yönde etkilemektedir. Bu sebeple Şekil 3.9'da gösterildiği gibi gövde üzerindeki kenarlar yuvarlatılmıştır.



Şekil 3.9. Gövde üzerinde yuvarlatılmış kenar örnekleri.

Geometri üzerinde yapılan bir başka değişiklik ise kanat geometrisi için kanadın firar kenarını temsilen eklenen çizgidir. Bu çizgi ile kanat yüzeyi alt ve üst olarak iki ayrı yüzeye dönüştürülmüştür. Şekil 3.10’da kanat geometrisine eklenen çizgi gösterilmektedir. Çalışmanın ön hazırlık aşamasında gerçekleştirilen analiz denemelerinde kanat yüzeyinin iki ayrı alana ayrılmadığı zaman yazılımın analize geçmeden hata verdiği gözlemlenmiştir. Fluent yazılımı “*left-handed faces detected on zone*” ifadesi ile hata vermiştir ve bu hata yüzey normalleri ile ilgilidir. Kanat yüzeyi iki ayrı alana bölündüğü takdirde analize geçmeden önce bu hata ile karşılaşılmamaktadır.



Şekil 3.10. Kanat hücum kenarına eklenen çizgi.

Gerçek modelden elde edilen boyutlandırma parametreleri Tablo 3.2’de sunulmaktadır. Yükseklik değeri iniş takımları çıkarılmış ve sadeleştirilmiş geometriye göre belirlenmiştir. Kanat alanı ortalama kord boyu ile kanat açıklığının çarpımı olarak hesaplanmıştır. Belirtilen parametreler göz önünde bulundurularak ve doğrulanan sayısal yöntem kapsamında, $y^+ = 10$ değeri hedeflenmiştir. Bu bağlamda, sınır tabakadaki ilk ağ elemanının yüksekliği ilgili denklemler yardımıyla 0,15 mm olarak hesaplanmıştır.

Tablo 3.2. İHA'nın geometrik parametreleri.

Parametre	Değer
Kanat açıklığı	12 m
Uzunluk	6,5 m
Kord boyu (ortalama)	0,78 m
Yükseklik	1,6 m
Kanat alanı	9,34 m ²

3.2.2. Tek İHA analizlerinde çözücü ayarları

Seyir uçuş parametreleri Tablo 3.3'de sunulmaktadır. İHA modelinin seyir hızı 36,01 m/s (70 *knot*) ve seyir uçuş irtifası 5500 m'dir [84]. Bu irtifa değerine bağlı olarak havanın yoğunluğu ve viskozite değerleri tespit edilmiştir [60]. Tüm parametreler göz önünde bulundurularak hesaplanan Reynolds sayısı 1.215.714'tür.

Tablo 3.3. İHA'nın seyir uçuş parametreleri.

Parametre	Değer
İrtifa	5500 m
Yoğunluk	0,6975 kg/m ³
Viskozite	$1,6115 \times 10^{-5}$ kg/(m•s)
Hız	36,01 m/s
Re	1.215.714,58

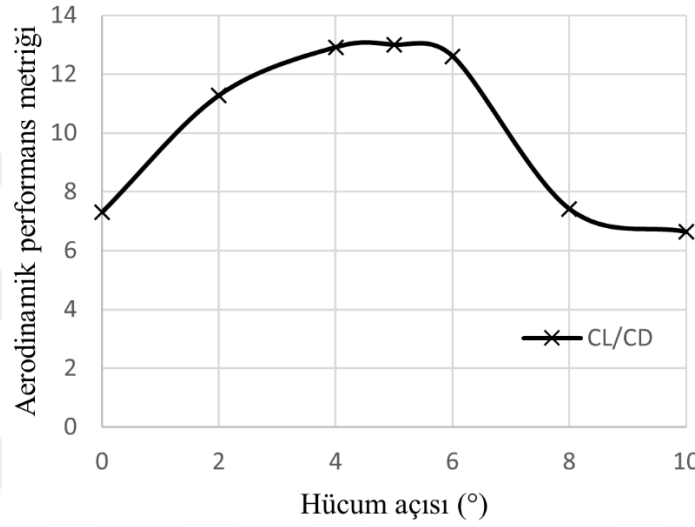
Çözücü modeli olarak, veri doğrulamada olduğu gibi $k-\omega$ SST türbülans modeli kullanılmıştır. Analizler zamandan bağımsız olarak çözülmüştür. Fluent yazılımı için seçilen çözücü yöntemleri Tablo 3.4'te gösterilmiştir. Denklem çözümlerinde 1. derece (*first order*) yerine 2. derece (*second order*) yöntemler seçilmiştir. Birinci derece yöntemler ardışık iki nokta arasında tek bir çizgi çizerek grafik çözüm oluşturur. İkinci derece çözümler ise iki nokta arasına bir nokta daha ekleyerek, çözüm süresini uzatmaktadır ancak daha hassas bir çözüm elde etmektedirler [85].

Tablo 3.4. Çözücü yöntemleri.

Parametre	Yazılımdaki adı	Çözücü yöntemi
Basınç-Hız Bileşimi	<i>Pressure-Velocity Coupling</i>	COUPLED
Gradyan	<i>Gradient</i>	Least Squares Cell Based
Basınç	<i>Pressure</i>	Second Order
Momentum	<i>Momentum</i>	Second Order Upwind
Türbülans Kinetik Enerjisi	<i>Turbulent Kinetic Energy</i>	Second Order Upwind
Özgül Dağılma Oranı	<i>Specific Dissipation Rate</i>	Second Order Upwind

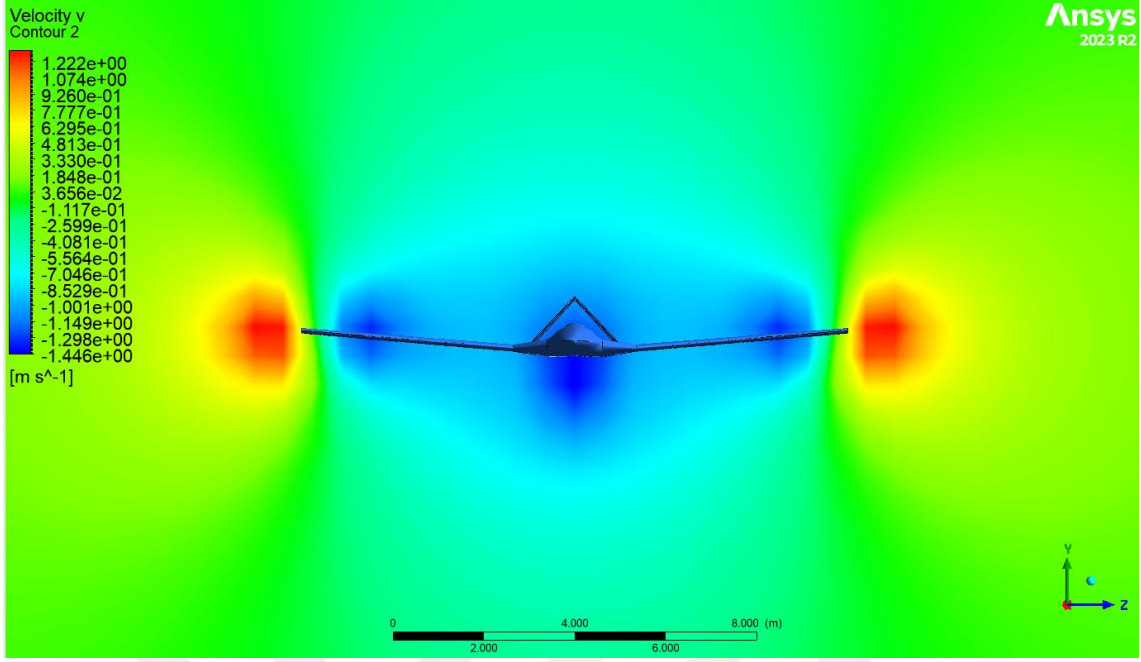
3.2.3. Tek İHA analizleri bulguları

Tek İHA analizinde, NACA 4415 kanat profiline sahip MALE tipi İHA geometrisi kullanılarak, tek bir araç için farklı hücum açılarında analizler gerçekleştirilmiştir. Analiz bulguları, 4° - 6° hücum açısı aralığının aerodinamik performansın önemli bir ölçütü olan yüksek C_L/C_D oranını sağladığını ortaya koymaktadır. Bu aralıktan seçilen bir hücum açısı, yakın uçuş analizine de dahil edilmiştir. İlgili performans eğrisi Şekil 3.9’da sunulmaktadır.



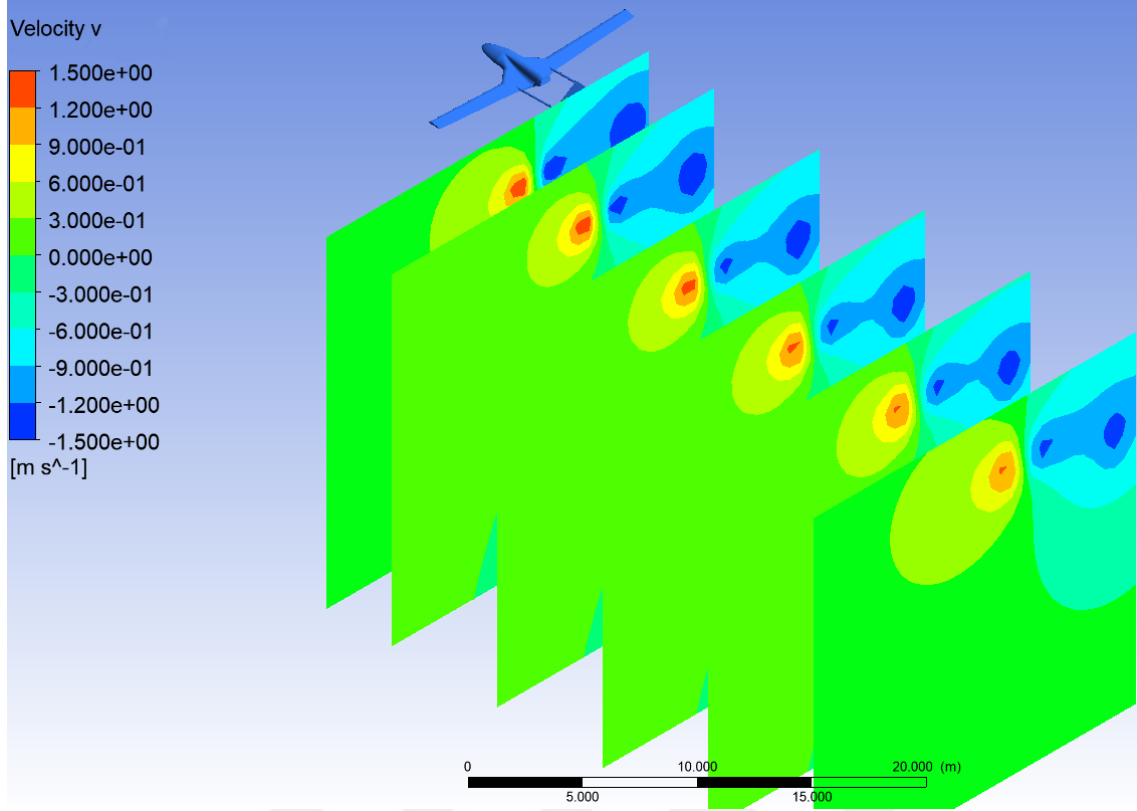
Şekil 3.11. Tek İHA analizinde hücum açısına göre C_L/C_D oranı değişimi.

Tek İHA analizi, aracın çevresiyle nasıl etkileşime girdiğinin incelenmesini sağlamıştır. Bu etkileşim sonucunda, İHA’nın arkasında bir aşağı akış bölgesi oluşurken, kanat hizasında bir yukarı akış alanı gözlemlenmiştir. Bu alanların belirlenmesi, yakın uçuş analizlerinin hangi mesafelerde gerçekleştirilmesi gerektiğinin tespit edilmesine olanak tanımıştır. Aracın arkasında oluşan aşağı ve yukarı akış alanlarının durumu Şekil 3.10’da gösterilmiştir. Bu şematik gösterimin yapıldığı düzlem, lider İHA’nın bir araç boyu gerisinde konumlandırılmıştır. Hızın dikey yönde y-bileşenindeki değişimini görselleştiren bu diyagram, İHA’nın arkasında oluşan yukarı ve aşağı kanat alanlarını net bir şekilde tanımlamaktadır. Yeşil bölgeler, serbest akışa eş değerler olup etkisiz alanları göstermektedir. Mavi alanlar aşağı akış bölgelerini, kırmızı alanlar yukarı akış bölgelerini ve sarı tonları da geçiş bölgelerini temsil etmektedir.



Şekil 3.12. İHA'nın arkasında ve bir İHA mesafedeki düzlem üzerinde, hızın y-bileşeni dağılımı.

Tek İHA için yapılan analiz, farklı boylamsal mesafeler için aerodinamik etkilerde yalnızca küçük değişiklikler olduğunu ortaya koymaktadır. Buna ek olarak, Munk teoremi [86] ve literatürdeki ilgili çalışmalar [36, 37] bu yaklaşımla tutarlılık göstermektedir. Bu nedenle, bu çalışmada yalnızca yanal ve dikey mesafeler üzerinde durularak İHA'lar arasındaki aerodinamik etkiler incelenmiştir. Şekil 3.10'da gösterilen diyagramda olduğu gibi, hızın y-bileşenlerinin dağılımı Şekil 3.11'de İHA'nın arka bölgesindeki farklı mesafelerde yer alan düzlemler üzerinde gösterilmektedir. Bu görselleştirme, aşağı akış ve yukarı akış bölgelerinin ve bu bölgelerdeki değerlerin boylamsal mesafeler boyunca büyük ölçüde sabit kaldığını göstermektedir.



Şekil 3.13. İHA'nın arkasında farklı mesafelerdeki düzlemler üzerinde hızın y-bileşenlerinin dağılımı.

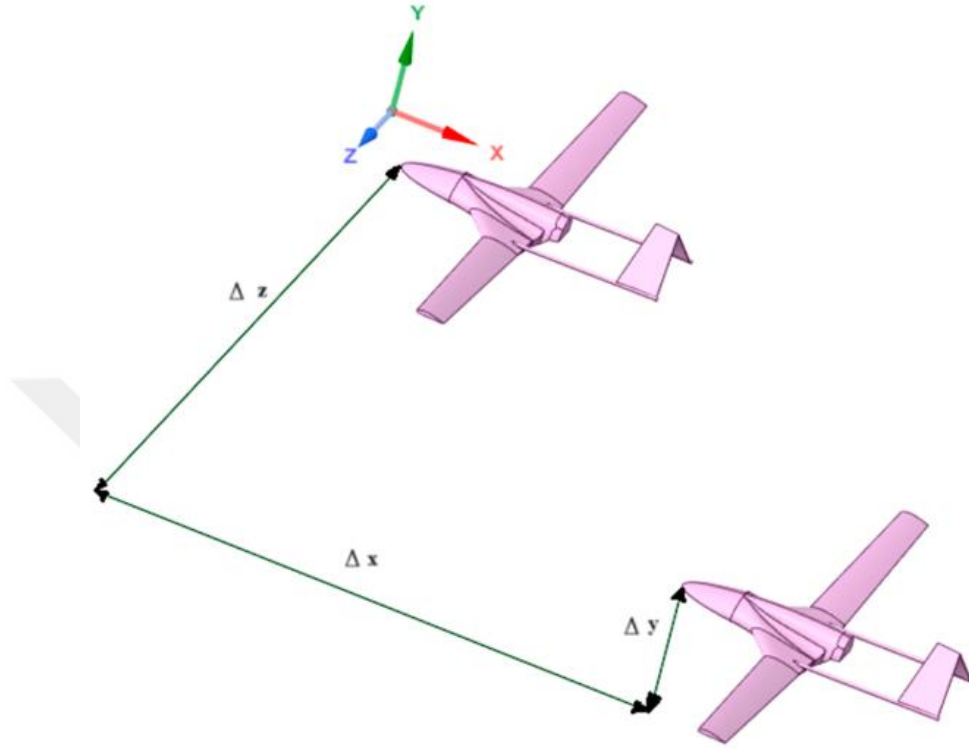
3.3. İki İHA Analizleri

Tek İHA için gerçekleştirilen analizler sonucunda performanslı hücum açıları tespit edilmiştir. İki İHA için yapılan analizlerde de bu aralıktaki (4° - 6°) hücum açıları kullanılmıştır. Ayrıca İHA ardında oluşan aşağı ve yukarı akış alanlarının dağılımı üzerinden analiz pozisyonları, yani formasyon sekansları, belirlenmiştir.

3.3.1. Formasyon sekansları

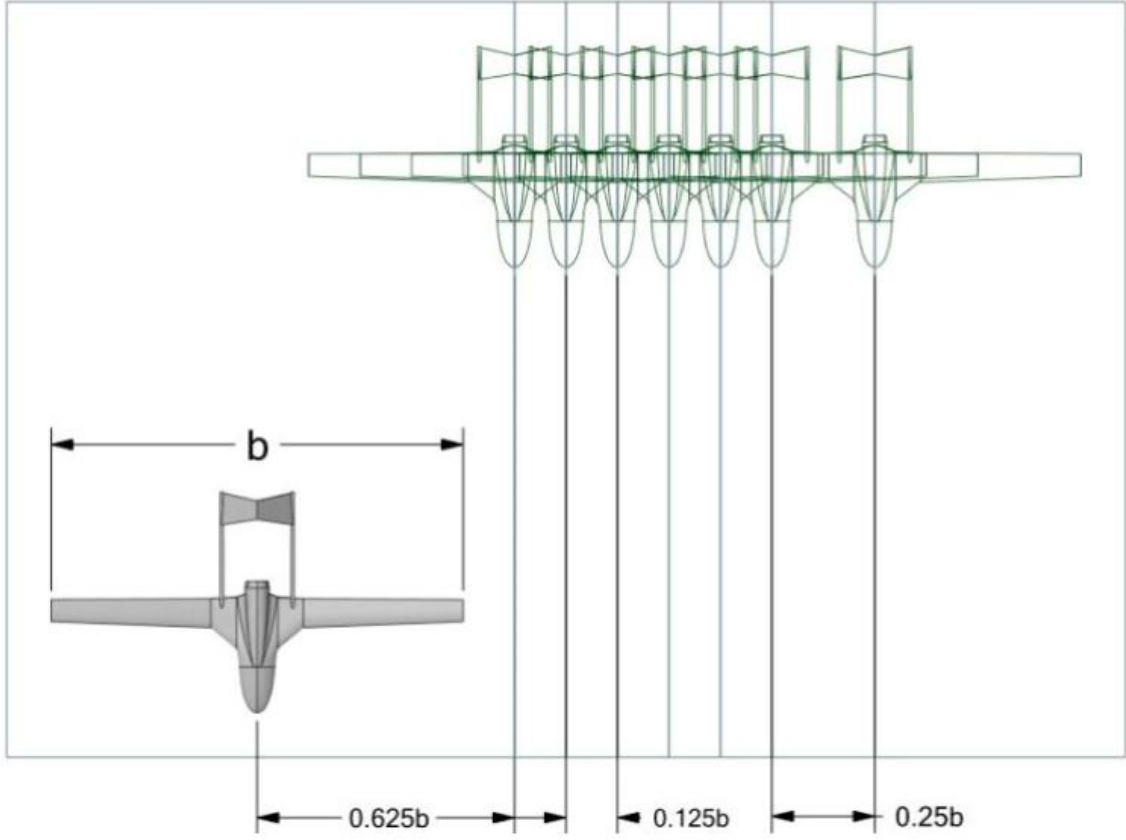
İki İHA'nın yakın formasyon uçuşu modeline ilişkin koordinat düzeni, Şekil 3.12'de sunulmaktadır. HAD analizlerinin gerçekleştirildiği alan kutu şeklinde tasarlanmıştır ve bu alanın boyutları -İHA'nın kanat açıklığı b ile ifade edilmek üzere- şu şekilde belirlenmiştir; yükseklik $3,85 b$ (İHA yüksekliğinin yaklaşık 28 katı), uzunluk $9,5 b$ (İHA uzunluğunun yaklaşık 17,5 katı) ve genişlik $5 b$. Analiz kapsamında, önde konumlanmış bir İHA bulunurken, diğer İHA onun arkasında yer almaktadır. Her iki İHA da aynı kanat konfigürasyonuna sahip olup, 5° 'lik bir hücum açısı ile uçmaktadır. Şekil 3.12'de formasyon yapısı ve koordinat sistemi gösterilmiştir. Bu sistemde; boylam x-ekseni ile,

yanal y-ekseni ile ve dikey z-ekseni ile ifade edilmektedir. Bu doğrultuda, Δx , Δy ve Δz değerleri sırasıyla boylamsal, yanal ve dikey mesafeleri temsil etmektedir. Şekil 3.12, bu mesafelerin tanımlanmasını ve formasyon ilişkisini görsel olarak desteklemektedir.

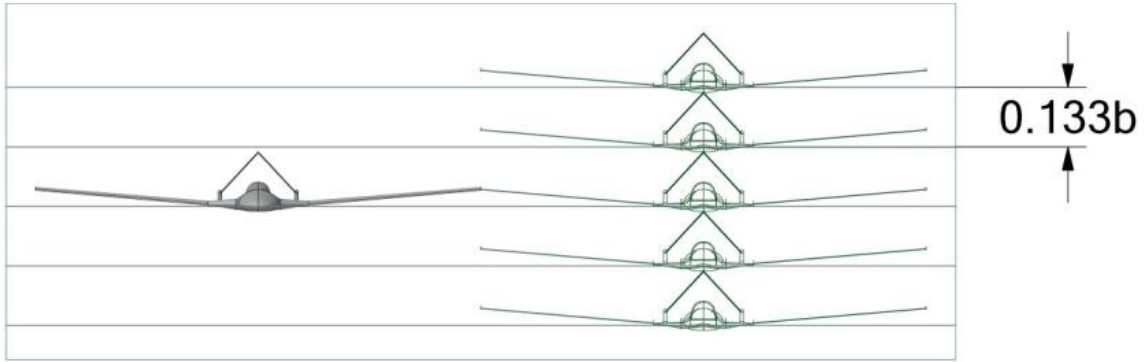


Şekil 3.14. Yakın formasyon uçuşundaki mesafeler ve koordinat sistemi.

Analiz noktalarının düzeni, Şekil 3.13 ve Şekil 3.14'te sunulmaktadır. Bu düzende, takip eden İHA, lider uçağın arkasında boylamsal yönde $1 b$ mesafesinde konumlandırılmıştır. Yanal aralık, $0,625 b$ ile $1,5 b$ arasında sınır olarak belirlenmiş ve bu değerler arasında analiz edilmiştir. Ancak, analizlerin sayısını azaltmak amacıyla bu sınırlar içerisindeki $1,375 b$ yanal mesafesi dikkate alınmamıştır. Dikey aralık ise Şekil 3.14'te gösterildiği üzere, İHA yüksekliğinin kanat açıklığına oranı temel alınarak $0,133 b$ adımlarla $-0,266 b$ ile $0,266 b$ arasında değiştirilmiştir. Bu düzenlemede, tek bir boylamsal konum, beş dikey konum ve yedi yanal konum içeren bir yakın formasyon uçuş dizisi oluşturulmuş ve toplamda otuz beş analiz gerçekleştirilmiştir.



Şekil 3.15. Analizlerin gerçekleştirildiği pozisyonların yanıl mesafeleri.

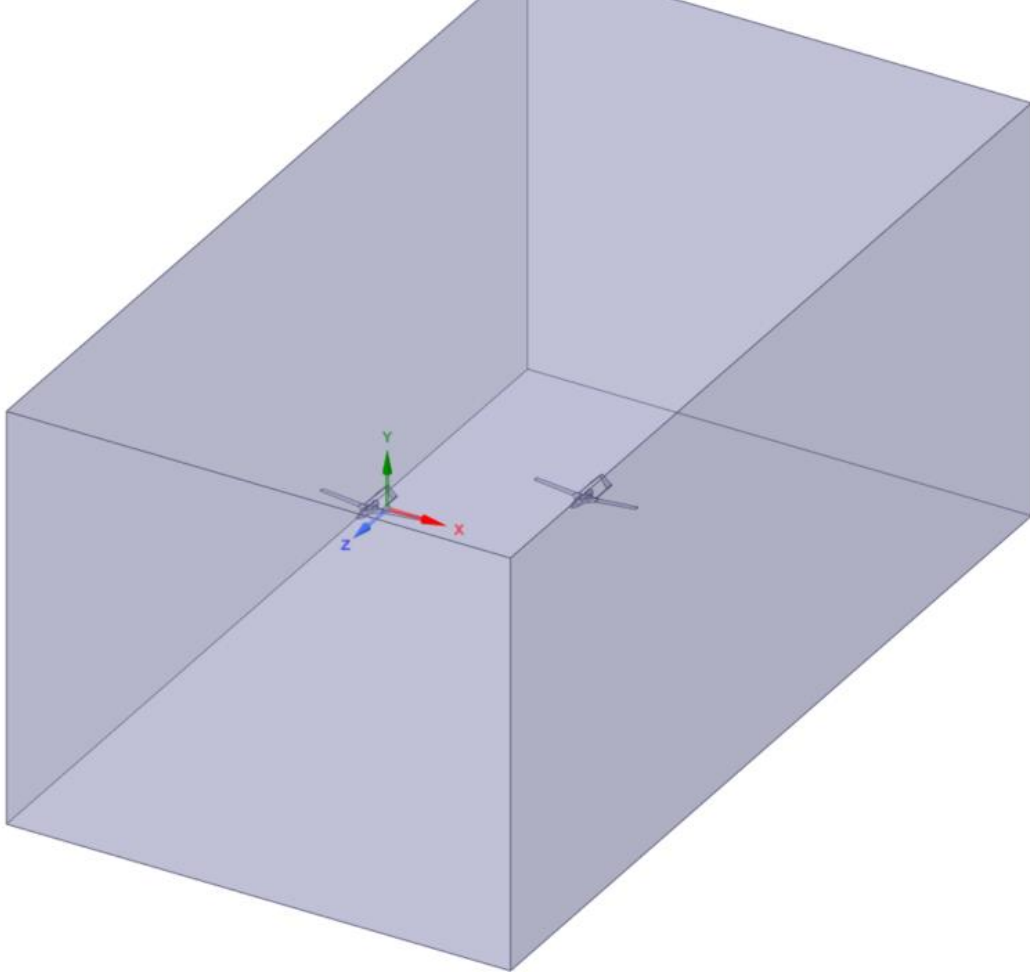


Şekil 3.16. Analizlerin gerçekleştirildiği pozisyonların dikey mesafeleri.

3.3.2. Ağdan bağımsızlık çalışması

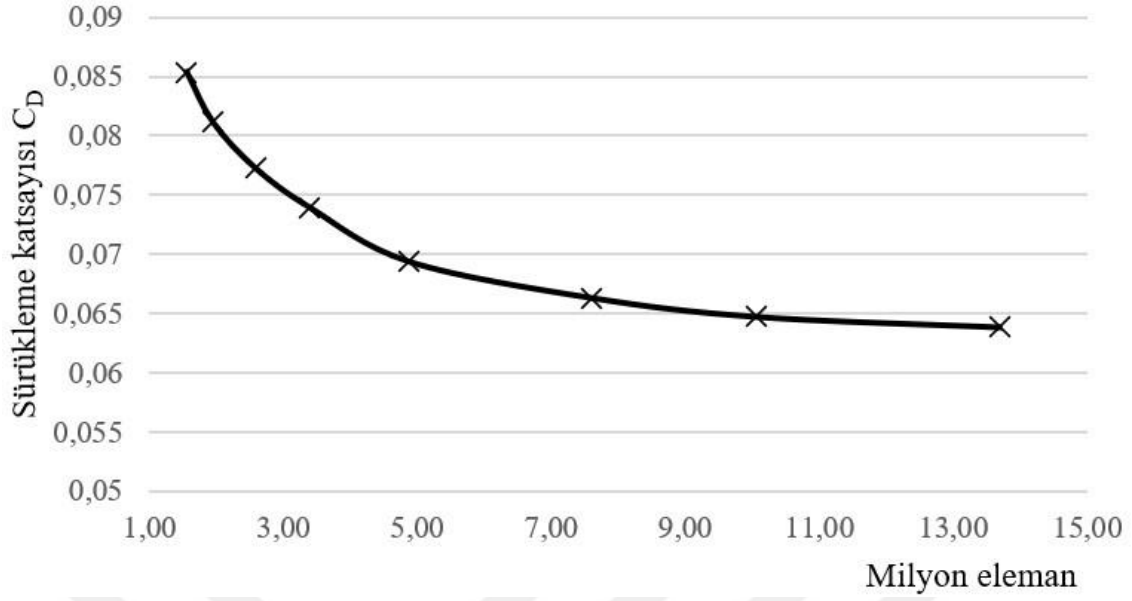
Matematiksel model, daha önce Bölüm 3.1. Veri Doğrulama başlığı altında açıklandığı gibi doğrulanmış olsa da, özellikle uygun eleman boyutunun belirlenmesi açısından, bir ağdan bağımsızlık analizi çalışmayı daha sağlam hale getirilebilir. Bu doğrultuda, iki İHA'lı model üzerinde bir ağdan bağımsızlık çalışması gerçekleştirilmiştir. Analizde, iki İHA'nın akış hacmi içerisindeki mesafeleri $\Delta x = 26$ m, $\Delta y = 6,4$ m ve $\Delta z = 18$ m olarak

belirlenmiştir ve Şekil 3.15'te gösterilmektedir. Ağdan bağımsızlık analizi için oluşturulan akış hacmi iki İHA arasındaki mesafelerin en çok olduğu durum için tasarlanmıştır.



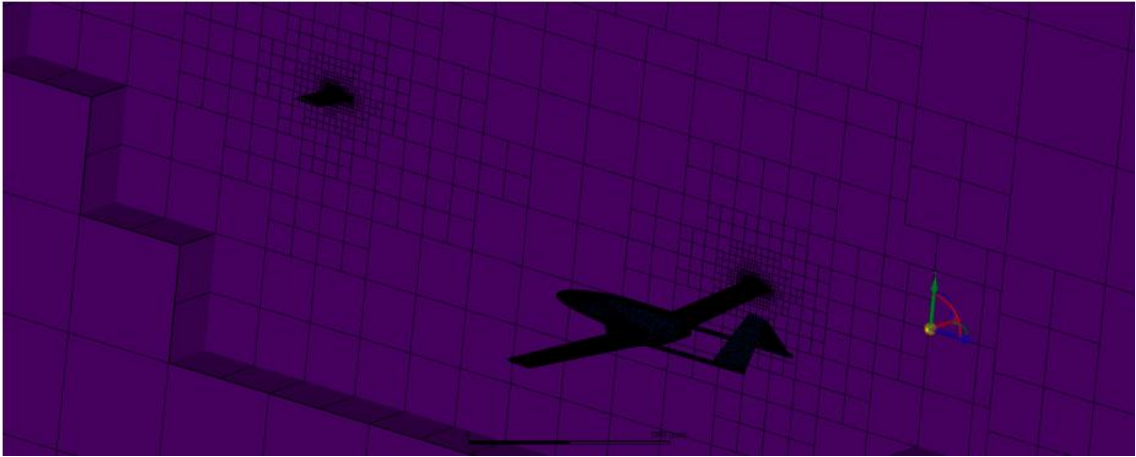
Şekil 3.17. Ağdan bağımsızlık analizi için oluşturulan akış hacmi.

Hücum açısı 6° olarak seçilmiş ve sürüklenme katsayısı (C_D) ağdan bağımsızlık analizinin temel parametresi olarak incelenmiştir. Elde edilen sonuçlar, lider İHA'nın C_D değerinin ağ eleman sayısına bağlı değişimini Şekil 3.16'da göstermektedir. Grafik incelendiğinde, eleman sayısının 7 milyonun üzerine çıktığı durumlarda C_D eğrisinin önemli bir değişiklik göstermediği tespit edilmiştir. Bu doğrultuda, sürü İHA'ların aerodinamik etkileşimlerinin analizinde kullanılan eleman boyutları, ağ eleman sayısını yaklaşık 7 milyon değerinde tutacak değerler olarak belirlenmiştir.



Şekil 3.18. Ağdan bağımsızlık grafiği.

Fluent Meshing yazılımına göre, ortalama çarpıklık 0,03 ve ortalama ortogonal kalite 0,96 olarak hesaplanmıştır ve bu değerlerin kabul edilebilir olduğu değerlendirilmiştir [42]. İki İHA arasındaki mozaik ağ dağılımı Şekil 3.17'de sunulmuştur. Her bir analizde, İHA modelleri etki alanı içerisinde farklı konumlarda yer alacağından, ağ elemanlarının sayısı ve kalite değerleri değişim gösterecektir. Ancak, etki alanı boyutunun ve İHA modeli geometrisinin sabit kalması nedeniyle, bu değişimlerin kabul edilebilir ölçüde küçük olacağı öngörülmüştür.

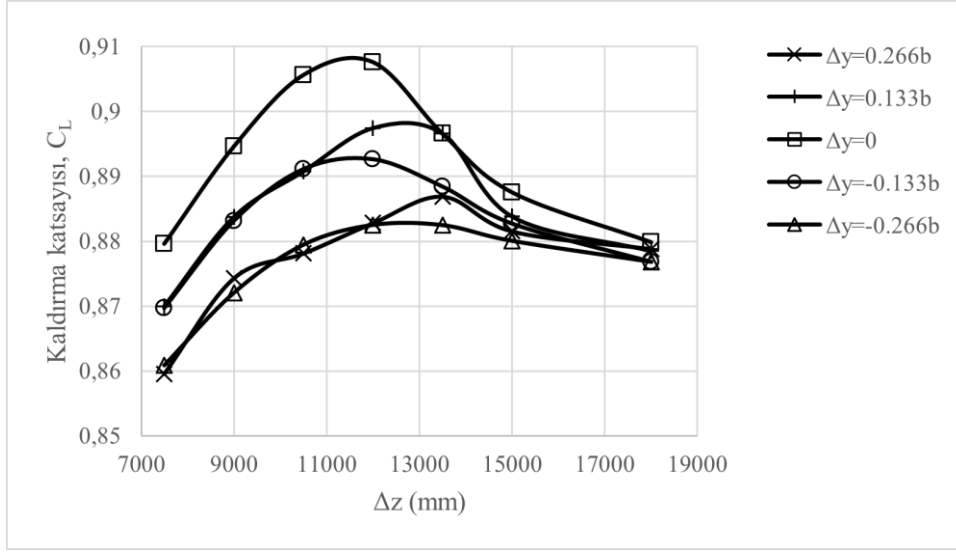


Şekil 3.19. İki İHA arasındaki mozaik ağ dağılımı.

3.3.3. İki İHA analizlerinin bulguları ve tartışma

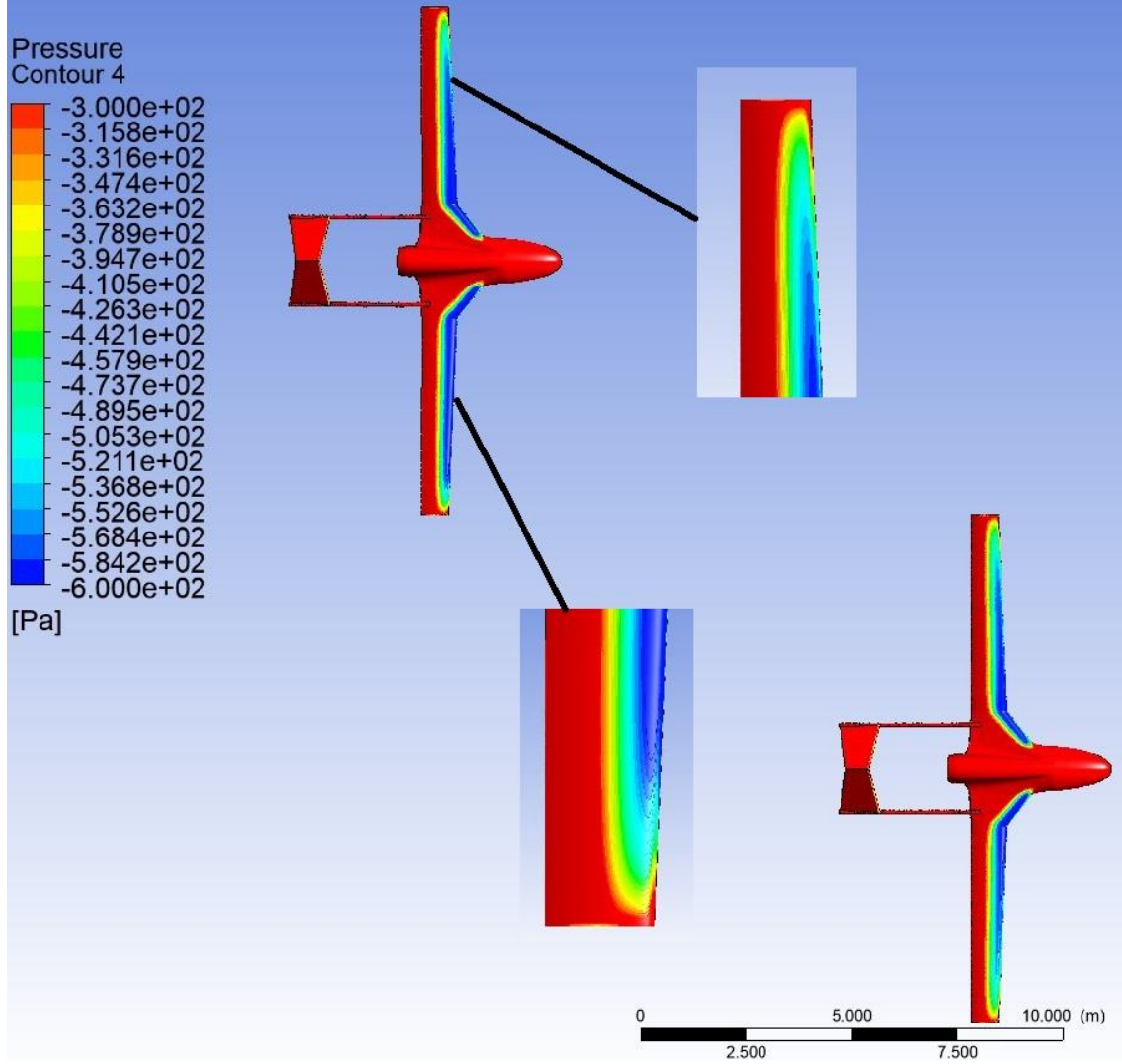
Doğrulaması yapılmış ağ ve çözücü parametreleri kullanılarak tek İHA için gerçekleştirilen analizlerin sonuçlarına göre uygun hücum açısı ve formasyon sekansları belirlenmiştir. Hücum açısı 5° seçilmiştir ve iki İHA analizi için seçilen formasyon sekansları Bölüm 3.3.1’de açıklanmıştır. Veri doğrulamayı güçlendirmesi adına iki İHA analizleri için de ağdan bağımsızlık çalışması yapılmış ve bu sayede uygun eleman büyüklükleri tespit edilmiştir. Bu parametreler göz önünde bulundurularak iki İHA için yakın formasyon uçuşu analizleri gerçekleştirilmiştir. İki İHA arasındaki aerodinamik etkileşimi ölçmek adına C_L ve C_D parametreleri incelenmiştir.

Aerodinamik etkinin bir sonucu olarak, takip eden İHA’nın kaldırma katsayılarının yanal mesafelere göre değişimleri Şekil 3.18’de gösterilmiştir. Grafikte dikey mesafeler farklı eğriler ile temsil edilmiştir. Yanal mesafe konumu ne olursa olsun, $\Delta y = 0$ m konumunun her zaman maksimum C_L değerine sahip olduğu görülmektedir. Başka bir ifadeyle, yanal mesafe ne olursa olsun lider İHA ve takip eden İHA aynı irtifada uçtuklarında, takip eden İHA üzerinde maksimum kaldırma etkisi görülmektedir. $\Delta y = 0,133 b$ ve $\Delta y = -0,133 b$ eğrileri, takip eden İHA’nın öndeki İHA’dan bir araç yüksekliği kadar yukarıda ve aşağıda uçtuğu pozisyonları temsil etmektedir (burada b kanat açıklığıdır ve $0,133 b = 1,6$ m). Bu iki eğri, $\Delta z = 12$ m ve $\Delta z = 13,5$ m noktaları dışında aynı C_L değerlerini göstermektedir. Benzer şekilde, takip eden İHA’nın lider İHA’dan iki araç yüksekliği daha yukarıda veya daha aşağıda uçtuğu pozisyonlardaki $\Delta y = 0,266 b$ ve $\Delta y = -0,266 b$ eğrileri de birbirine oldukça yakın değerler göstermektedir. Ancak bu eğriler, $\Delta y = 0,133 b$ ve $\Delta y = -0,133 b$ eğrilerine göre daha düşük C_L değerlerine sahiptir. Aynı irtifa düzleminde ($\Delta y = 0$ m) maksimum C_L değerine ulaşıldığı, ancak yukarı ve aşağı sapma durumunda C_L değerinin benzer miktarda azaldığı gözlemlenmiştir. Bu nedenle, eşit irtifa düzlemi simetri düzlemi olarak kabul edildiğinde, takip eden İHA’nın C_L değerlerinin simetrik bir değişim gösterdiği tespit edilmiştir. Bu durum, Şekil 3.10’daki şematik diyagram ile uyumlu bir sonucu ifade etmektedir. Ayrıca, iki İHA arasındaki yanal mesafenin kanat açıklığının 1,5 katı olduğu durumda ($\Delta z = 18$ m), C_L değerleri farklı dikey mesafelerde biraz farklılık göstermektedir. Ancak C_L bağlamında bu pozisyonlarda, iki İHA arasındaki aerodinamik etkinin belirgin şekilde azaldığı söylenebilir.



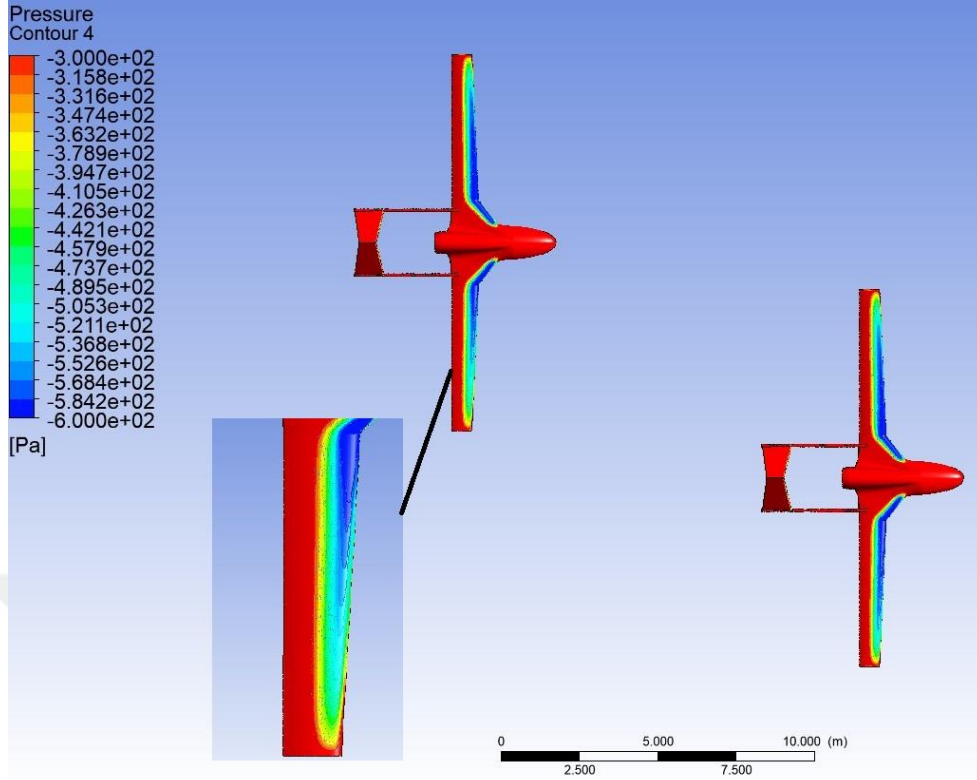
Şekil 3.20. Kaldırma katsayısının yanal mesafeye göre değişimi.

Şekil 3.19’da İHA’ların üst yüzeylerindeki basınç dağılımı gösterilmektedir. Bu yakın formasyon uçuşu sekansı, $\Delta y = 0$ m ve $\Delta z = 1$ b şeklindedir. Uçuş dinamikleri gereği aracın üst yüzeylerinde eksi basınç bölgeleri oluşmuştur ve bu sebeple görseldeki barem eksi basınç skalası şeklinde oluşturulmuştur. Görselde kanat üzerindeki dağılımlar büyütülmüş sunumlar ile desteklenmiştir. Lider İHA’nın önünde serbest akışın olması yani her hangi bir girdap etkisi altında olmaması, basınç dağılımlarının tekil uçuşa benzer oluşmasını sağlar. Takip eden İHA’nın dışta kalan kanadı üzerinde oluşan dağılım incelendiğinde, bu dağılımın lider İHA’nın kanatlarındaki dağılımlara benzediği görülmüştür. Bu durum takip eden İHA’nın dıştaki kanadının, lider İHA’dan kaynaklanan bir girdap etkisinde olmadığını göstermektedir. Takip eden İHA’nın içteki kanadındaki dağılımda ise koyu mavi bölge alanının diğer kanatlara göre daha fazla olduğu görülmüştür. Mavi barem, en düşük basınç değerlerini göstermektedir. Bu bağlamda takip eden İHA’nın içteki kanadının üzerindeki düşük basınç alanı diğer kanatlardakine göre daha büyüktür. Düşük basıncın daha yaygın olması kanat üzerindeki kaldırma etkisini pozitif olarak etkiler.

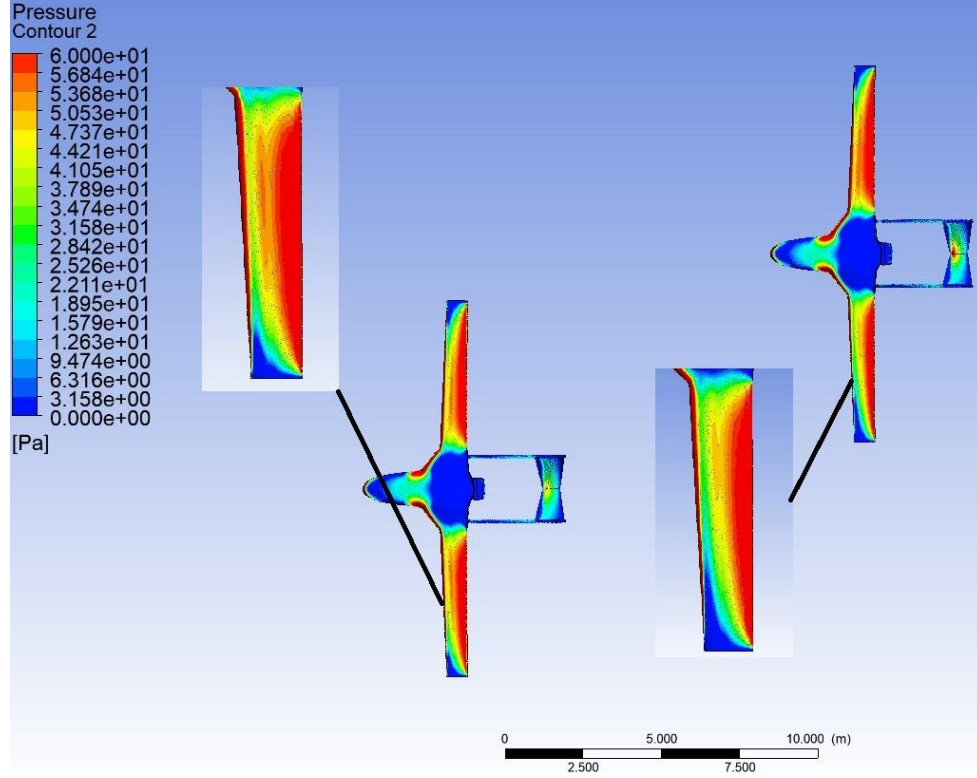


Şekil 3.21. İHA'ların alt yüzeylerindeki basınç dağılımları ($\Delta y=0m$, $\Delta z=1b$).

Şekil 3.20'de, $\Delta y = 0$ m ve $\Delta z = 1$ b pozisyonundaki uçuş analizi sonuçlarına göre İHA'ların alt yüzeylerindeki basınç dağılımları gösterilmektedir. Alt yüzeylerde oluşan basınçlar uçuş dinamikleri gereği pozitif değerlerdir. Kırmızı alanlar oluşan en yüksek basınç değerlerini göstermektedir. Bu bağlamda kaldırma etkisinin kanatlar üzerinde olduğu açıkça görülmektedir. Lider İHA kanatları üzerinde oluşan basınç dağılımı, herhangi bir girdap etkisinde olmaksızın serbest akış sonucu oluşmuştur. Takip eden İHA'nın dış kanadı üzerindeki dağılım da lider İHA'nın kanatlarındaki dağılıma benzemektedir. Diğer kanatlardan farklı olarak takip eden İHA'nın dış kanadı üzerinde oluşan basınç dağılımına göre kırmızı bölge yani yüksek basınç alanı çok yaygındır. Bu sebeple takip eden İHA'nın kaldırma etkisi pozitifdir; yani lider İHA'nın oluşturduğu

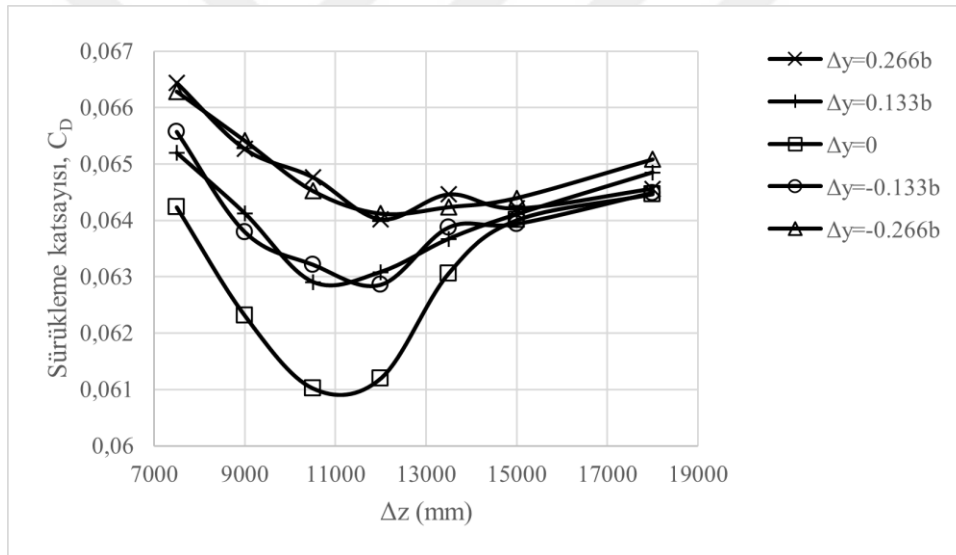


Şekil 3.23. İHA'ların alt yüzeylerindeki basınç dağılımları ($\Delta y=0,266b$, $\Delta z=0,625b$).



Şekil 3.24. İHA'ların üst yüzeylerindeki basınç dağılımları ($\Delta y=0,266b$, $\Delta z=0,625b$).

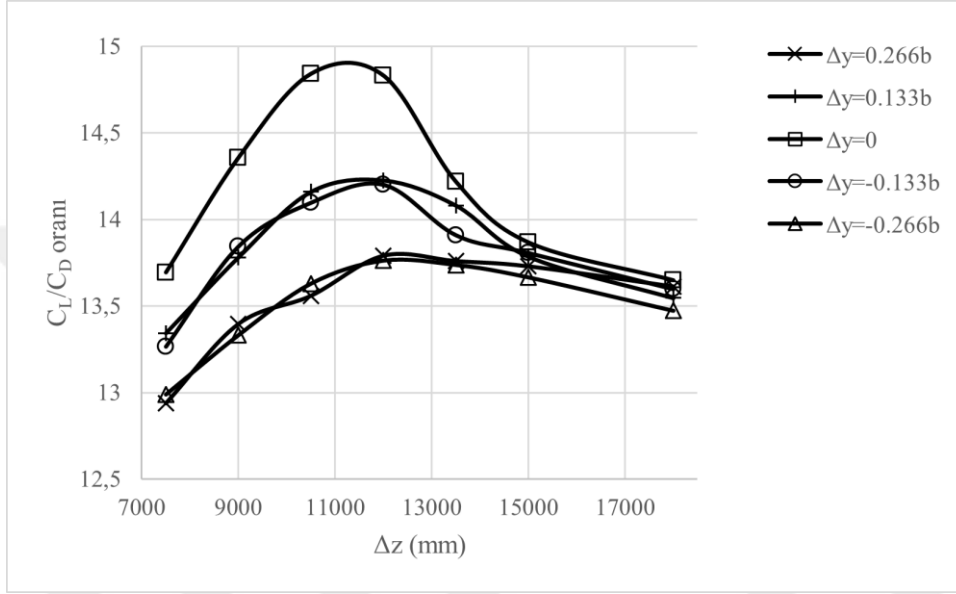
Farklı yanal mesafelere göre takip eden İHA'nın sürüklenme katsayısı C_D değişimleri Şekil 3.23'te sunulmuştur. Bu grafikte dikey mesafeler farklı eğrilerle temsil edilmektedir. $\Delta z = 15$ m ve $\Delta z = 18$ m durumlarında, dikey mesafedeki değişim ihmal edilebilecek düzeydedir, çünkü C_D değerleri yaklaşık olarak aynıdır. Ancak diğer yanal mesafeler için $\Delta y = 0$ m eğrisi en düşük C_D değerlerine sahiptir. Buna karşın, $\Delta z = 0,266 b$ ve $\Delta z = -0,266 b$ eğrileri en yüksek C_D değerlerine sahiptir. Bu ki eğri yaklaşık olarak aynı değerleri içermektedir. Benzer şekilde, $\Delta z = 0,133 b$ ve $\Delta z = -0,133 b$ eğrileri de birbirine çok yakın sonuçlar üretmiştir. Aynı irtifa düzlemi ($\Delta y = 0$ m) etrafında, C_D değerlerinin farklı dikey mesafeler için yukarı ve aşağı yönde simetrik bir dağılım sergilediği gözlemlenmiştir. Bu durum, kaldırma katsayısı (C_L) grafiğinde görülen simetri ile uyumludur. $\Delta y = 0$ m'nin, takip eden İHA için sürüklenme katsayısını minimize eden konum olduğu söylenebilir.



Şekil 3.25. Sürüklenme katsayısının yanal mesafeye göre değişimi.

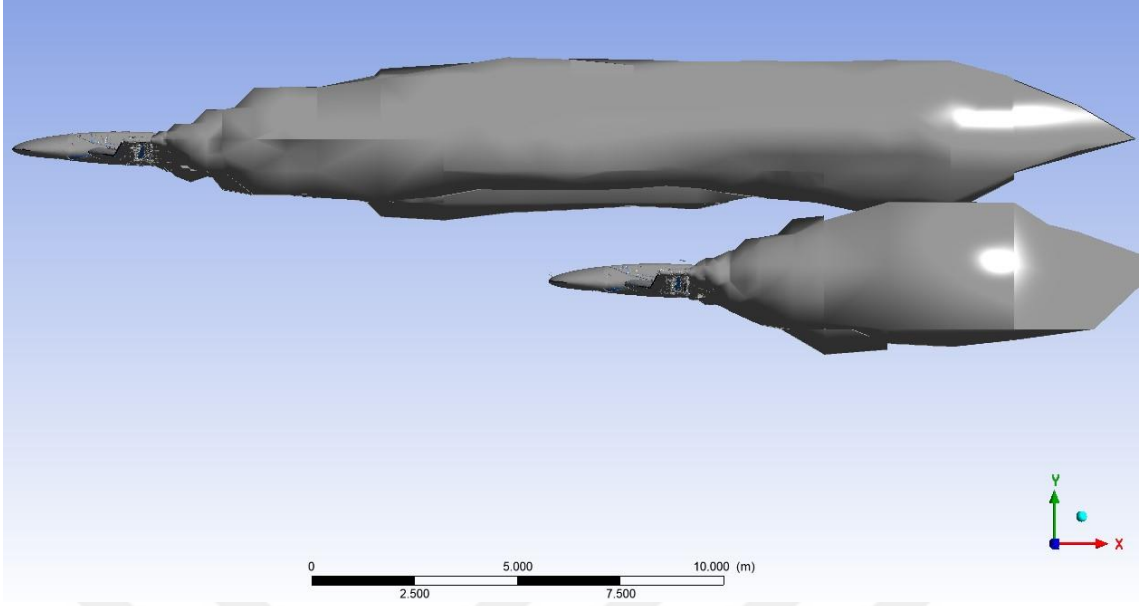
Takip eden İHA'nın en büyük aerodinamik iyileştirmeyi elde ettiği optimum konum, yakın formasyon uçuşu sırasında maksimum kaldırma-sürüklenme oranının gerçekleştiği pozisyon olarak tanımlanmaktadır. Şekil 3.24'te gösterildiği üzere, maksimum aerodinamik performans eğrisi, iki İHA'nın aynı irtifada uçtuğu durumlarda oluşmaktadır. Bu durum, aynı irtifa düzlemindeki eksene göre simetrik bir dağılım sergileyen dikey mesafelerdeki değerlerle desteklenmiştir. Özellikle, $\Delta y = 0,133 b$ ve $\Delta y = -0,133 b$ ile yapılan analizlerin sonuçlarının örtüştüğü görülmüştür. Benzer şekilde, $\Delta y = 0,266 b$ ve $\Delta y = -0,266 b$ ile yapılan analizler de aynı şekilde örtüşmektedir. Bu durum, takip eden

İHA'nın farklı yüksekliklerde simetrik bir aerodinamik performans değişimi gösterdiğini ortaya koymaktadır. Yatay mesafeler dikkate alınarak yapılan analizler, maksimum aerodinamik performansın $\Delta z = 0,875 b$ ve $\Delta z = 1 b$ değerlerinde gerçekleştiğini göstermiştir. Bu sonuçlar, takip eden İHA'nın bu konumlarda en iyi kaldırma-sürüklenme oranını yakaladığını ve dolayısıyla aerodinamik açıdan en avantajlı durumda olduğunu göstermektedir.

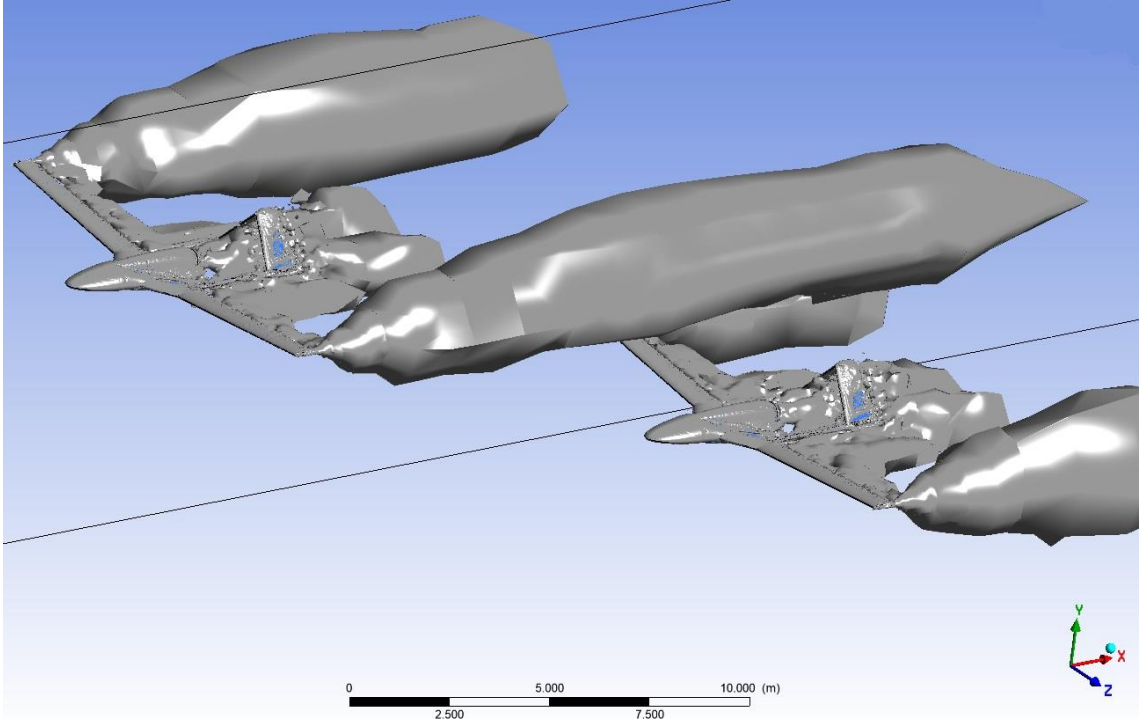


Şekil 3.26. C_L/C_D oranının yanal mesafeye göre değişimi.

Şekil 3.25 ve Şekil 3.26'da yakın formasyon uçuşunda oluşan girdaplar, sırasıyla yan görünüş ve izometrik açılı olarak gösterilmiştir. Bu uçuş sekansında iki İHA arasındaki dikey mesafe 3,2 m'dir yani $\Delta y = 0,266 b$ 'dir. Fluent yazılımının *CFD-Post* modülü ile elde edilen görsel, girdap çekirdeği bölgesi (*vortex core region*) özelliği üzerinden girdap merkezlerini ve oluşumlarını göstermektedir. *Swirling strength* yöntemi kullanılan görselleştirmedeki parametre; *level* = 0,00001 olarak seçilmiştir. Level değerinin düşük tutulması girdapların zayıf girdaplar olduğunu göstermektedir. Bu değere karşılık girdap yoğunluğunu ifade eden *actual value* değeri 0,228967 1/s olarak hesaplanmıştır. Uçuş hızının düşük olmasına bağlı olarak oluşan girdaplar zayıf girdaplardır. Karmaşık İHA geometrisi sebebiyle İHA'nın gövdesinin ardında karmaşık girdap bölgelerinin oluştuğu görülmüştür. Dikey mesafenin bir İHA yüksekliği kadar olduğu bu pozisyonda, lider İHA'nın kanadının sebep olduğu girdap akışının takip eden İHA'yı çok fazla etkilemediği görülmüştür; girdap bölgesi takip eden İHA'yı tam olarak kapsayamamıştır.



Şekil 3.27. Yan görünüş girdap oluşumları.



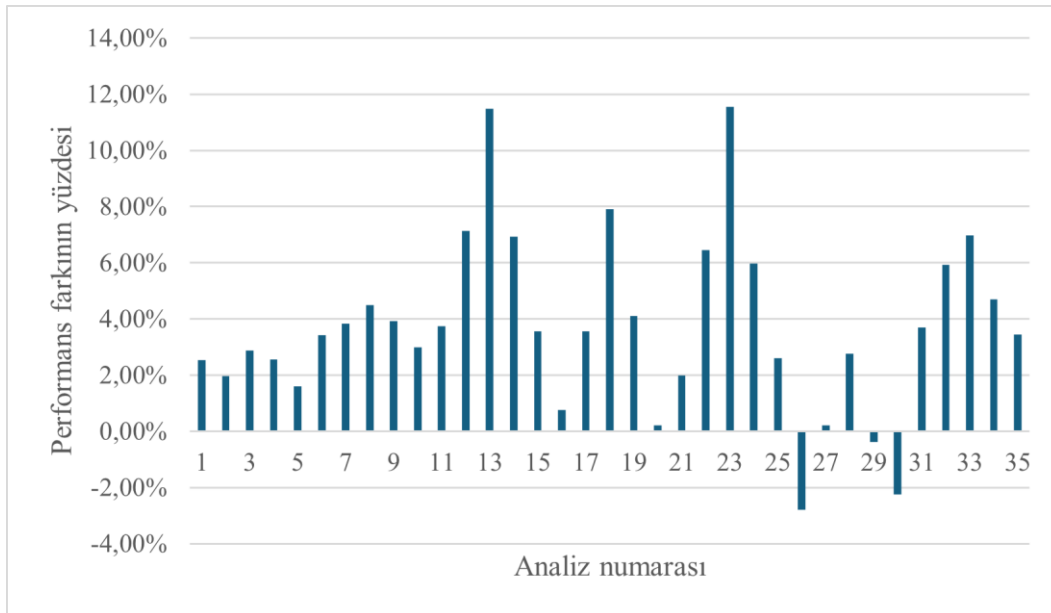
Şekil 3.28. İzometrik açılı görünüşten girdap oluşumları.

Çalışma kapsamında toplamda otuz beş analiz yapılmıştır. Tablo 3.4, gerçekleştirilen bu otuz beş analizde yer alan İHA konumlarını göstermektedir. Daha önce de açıklandığı üzere, analizlerde boylamsal mesafe sabit tutulmuştur; $\Delta x = 13$ m'dir.

Tablo 3.5. Analiz numaraları ve analizlerdeki iki İHA arası mesafeler.

Δz	$\Delta y = 3,2 \text{ m}$	$\Delta y = 1,6 \text{ m}$	$\Delta y = 0 \text{ m}$	$\Delta y = -1,6 \text{ m}$	$\Delta y = -3,2 \text{ m}$
18 m	Analiz 1	Analiz 2	Analiz 3	Analiz 4	Analiz 5
15 m	Analiz 6	Analiz 7	Analiz 8	Analiz 9	Analiz 10
12 m	Analiz 11	Analiz 12	Analiz 13	Analiz 14	Analiz 15
9 m	Analiz 16	Analiz 17	Analiz 18	Analiz 19	Analiz 20
10,5 m	Analiz 21	Analiz 22	Analiz 23	Analiz 24	Analiz 25
7,5 m	Analiz 26	Analiz 27	Analiz 28	Analiz 29	Analiz 30
13,5 m	Analiz 31	Analiz 32	Analiz 33	Analiz 34	Analiz 35

Tablo 3.4'te belirtilen analiz numaralarıyla yapılan 35 analiz için performans iyileştirme histogramı, Şekil 3.27'de gösterilmektedir. Bu histogram, aynı analizde lider İHA'nın aerodinamik performansına kıyasla takip eden İHA'nın aerodinamik performansındaki iyileşmeye dayanarak oluşturulmuştur. En iyi performansa sahip olan $\Delta z = 0,875 b$ ve $\Delta z = 1 b$ konumları, sırasıyla 13. ve 23. analizlerde yer almaktadır. Her iki analizde de $\Delta y = 0 \text{ m}$ ve performans iyileştirmeleri sırasıyla %11,43 ve %11,56 olarak bulunmuştur. Histogram, 26., 29. ve 30. analizlerde olduğu gibi bazı performans düşüşlerini de göstermektedir. Bu analizler, $\Delta z = 0,625 b$ yanal mesafesindeki takip eden İHA'nın analizleridir. Bu mesafede, lider İHA'nın arkasındaki aşağı akış alanı, yukarı akış alanından daha baskın hale gelmiştir.



Şekil 3.29. Analiz numaralarına göre aerodinamik verimin değişim histogramı.



4. SONUÇ VE DEĞERLENDİRMELER

Bu çalışmada, sabit kanatlı MALE sınıfı bir İHA modelinin yakın formasyon uçuşu HAD analizleri yöntemi ile incelenmiştir. İlk olarak matematiksel model, 3-boyutlu bir kanat geometrisi üzerinden literatürden alınan rüzgâr tüneli test sonuçları kullanılarak doğrulanmıştır. Daha sonra tek bir İHA analizi gerçekleştirilmiş ve aerodinamik etki bölgeleri tespit edilmiştir. Çalışmanın ana odağı ise, farklı pozisyonlardaki uçuşlar için iki İHA üzerinden yapılan HAD analizleridir. Bu analizler sonucunda V-formasyonunda sürü halinde seyir durumu için aşağıdaki sonuçlara ulaşılmıştır:

- (1) İHA'nın arkasında aerodinamik etkileşim bölgesindeki özellikler boylamsal mesafeye göre büyük ölçüde değişmez.
- (2) Yakın formasyon uçan iki İHA, olumsuz bir etkileşime neden olabileceğinden, aşağı akış alanına girmekten kaçınmak için kanat çizgisinin içinde uçmaktan kaçınmalıdır.
- (3) Sürü İHA'ların yakın uçuşunda en verimli aerodinamik performans için aynı irtifada, yani aynı dikey hizada uçmaları gerekir.
- (4) b kanat açıklığı için, yakın formasyon uçuşunda aerodinamik olarak en verimli noktalar $0,875 b$ ve $1 b$ yanıl mesafeleridir.
- (5) Aerodinamik performans parametresi olarak C_L/C_D dikkate alındığında, en verimli uçuş pozisyonlarında, takip eden İHA tek bir uçuşa kıyasla yaklaşık %11,5'lik bir verimlilik artışına sahiptir.



5. KAYNAKLAR

- [1] Ateş, H. (2020) İnsansız Hava Araçlarının Temel Esasları. İnsansız Hava Araçları (İHA) Temel Bilgiler ve Kullanım Alanları, Ed.:Ateş H., Düzgün, M., 1. Bs., Nobel, Ankara.
- [2] Dalamagkidis, K., (2015) Definitions and Terminology. Handbook of Unmanned Aerial Vehicles, Ed.: Valavanis, K. P., Vachtsevanos, G. J., Springer, Dordrecht.
- [3] Türk, A. (2020) An Investigation For Maturity Level And Roadmap Of Unmanned Aerial Vehicle Technologies In Turkey. PhD Thesis, Orta Doğu Teknik Üniversitesi Sosyal Bilimler Enstitüsü, Ankara, Türkiye.
- [4] Kaynak, B. (2022) Sabit Kanatlı İnsansız Hava Aracında Kanat Geometri Optimizasyonunun Performansa Etkisi. Yüksek Lisans Tezi, Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul, Türkiye.
- [5] Katrancı, S. (2020) İnsansız Hava Aracı (İHA) Ve Silahlı İnsansız Hava Araçlarının (SİHA), Hibrit Savaşta Kullanımı Ve Türk Silahlı Kuvvetleri'ne Etkisi. Yüksek Lisans Tezi, Gaziantep Üniversitesi Sosyal Bilimler Enstitüsü, Gaziantep, Türkiye.
- [6] Ural, H. (2018) Sürü Haline Görev Yapan İnsansız Hava Araçları ve Teknolojileri. Uzmanlık Tezi, Ulaştırma, Denizcilik ve Haberleşme Bakanlığı, Ankara, Türkiye.
- [7] Pourtakdoust, S. H., Karimi, J. (2017) Constrained Motion Planning and Trajectory Optimization for Unmanned Aerial Vehicles. Advanced UAV Aerodynamics, Flight Stability and Control, Ed.: Marques, P., Ronch, A. D., Wiley.
- [8] Ghauri, S. A., Sarfraz, M., Qamar, R. A., Sohail, M. F., Khan, S. A. (2024) A Review of Multi-UAV Task Allocation Algorithms for a Search and Rescue Scenario. Journal of Sensor and Actuator Networks, 13, 47.
- [9] Wieselsberger, C. (1914) Beitrag zur erklärang des winkelfluges einiger zugvöge. Z. FlugTechnick Mot., 5, 225–229.
- [10] Lissaman, P. B. S., Schollenberger, C. A. (1970) Formation flight of birds. Science, 168, 1003–1005.

- [11] Vachon, M. J., Ray, R. J., Walsh, K. R., Ennix, K. (2003) F/A-18 Performance Benefits Measured During the Autonomous Formation Flight Project. NASA, TM-2003-210734.
- [12] Hansen, J. L., Cobleigh, B. R. (2002) Induced Moment Effects Of Formation Flight Using Two F/A-18 Aircraft. Flight Mechanics Conference and Exhibit, 5-8 August, Monterey, California.
- [13] Pahle, J., Berger, D., Venti, M., Duggan, C., Faber, J., Cardinal, K. (2012) An initial flight investigation of formation flight for drag reduction on the C-17 aircraft. In Proceedings of the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 13–16 August, Minneapolis, MN, USA.
- [14] Flippone, A. (2006) Flight Performance of Fixed and Rotary Wing Aircraft. Elsevier, USA.
- [15] Panagiotou, P., Yakinthos, K. (2020) Aerodynamic efficiency and performance enhancement of fixed-wing UAVs. *Aerospace Science and Technology*, 99, 105575.
- [16] İnsuyu, E. T. (2010) Aero-Structural Design and Analysis of an Unmanned Aerial Vehicle and Its Mission Adaptive Wing. Yüksek Lisans Tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara, Türkiye.
- [17] Yavuz, M. M. (2011) Numerical Analysis of Vortex Breakdown of Unmanned Combat Air Vehicles. Yüksek Lisans Tezi, Çukurova Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Adana, Türkiye.
- [18] Boudaoud, W., Yahiaoui, T., Imine, B., Imine, O. (2012) Effect of an external vortex on the UAV aerodynamic performances. *EPJ Web of Conferences* 25, 01104.
- [19] Mazhar, F., Khan, A. M., Chaudhry, I. A., Ahsan, M. (2013) On using neural networks in UAV structural design for CFD data fitting and classification. *Aerospace Science and Technology*, 30, 210-225.
- [20] Kontogiannis, S. G., Ekaterinaris, J. A. (2013) Design, performance evaluation and optimization of a UAV. *Aerospace Science and Technology*, 29, 339-350.

- [21] Vuruşkan, A. (2014) Turaç İnsansız Hava Aracının Aerodinamik Tasarım, Modelleme ve Analizi. Yüksek Lisans Tezi. İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul, Türkiye.
- [22] Panagiotou, P., Kaparos, P., Yakinthos, K. (2014) Winglet design and optimization for a MALE UAV using CFD. *Aerospace Science and Technology*, 39, 109-205.
- [23] Tunçöz, İ. O. (2015) Design and Analysis of a Hybrid Trailing Edge Control Surface of a Fully Morphing Unmanned Aerial Vehicle Wing. Yüksek Lisans Tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara, Türkiye.
- [24] Sandoval, P., Cornejo, P., Tinapp, F. (2015) Evaluating the longitudinal stability of an UAV using a CFD-6DOF model. *Aerospace Science and Technology*, 43, 463-470.
- [25] Das, S. S., Pascoa, J. C., Trancossi, M., Dumas, A. (2015) Computational Fluid Dynamic Study on a Novel Propulsive System: ACHEON and Its Integration with an Unmanned Aerial Vehicle (UAV). *Journal of Aerospace Engineering*, 29(1), 04015015.
- [26] Çoban, A. B. (2016) İnsansız Hava Araçlarında Kullanılan Kanatçıkların Sayısal İncelenmesi. Yüksek Lisans Tezi, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara, Türkiye.
- [27] Panagiotou, P., Kaparos, P., Salpingidou, C., Yakinthos, K. (2016) Aerodynamic Design of a MALE UAV. *Aerospace Science and Technology*, 50, 127-138.
- [28] Deepa, A., Ganesh, R. V., Condoor, S., Sial, S. (2016) Wing Design for a Low Altitude Unmanned Aerial Vehicle: A Nuanced Study of Aerodynamic Drag. 2016 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, USA, pp. 1-10.
- [29] Shin, H., Antoniadis, A. F., Tsourdos, A. (2017) Parametric Study on Efficient Formation Flying For A Blended-Wing UAV. 2017 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), June 13-16, Miami, FL, USA.
- [30] Valencia, E., Hidalgo, V. (2017) Innovative Propulsion Systems and CFD Simulation for Fixed Wing UAVs. *Aerodynamics, Control and Applications*, 1, 1-12.
- [31] Shah, H., Pampala, R. B., Olivares, G. (2018) CFD Analysis and Experimental Validation of an Unmanned Aerial Vehicle. 2018 Applied Aerodynamics Conference, June 25-29, Atlanta, Georgia, USA.

- [32] Singh, D., Antoniadis, A. F., Tsoutsanis, P., Shin, H., Tsourdos, A., Mathekga, S., Jenkins, K. W. (2018) A Multi-Fidelity Approach for Aerodynamic Performance Computations of Formation Flight. *Aerospace*, 5, 66.
- [33] Uzun, M. (2018) İnsansız Hava Araçlarının Aerodinamik Performansının Geometrik Değişiklikler ile İyileştirilmesi. Doktora Tezi, Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Kayseri, Türkiye.
- [34] Götten, F., Finger, F., Havermann, M., Braun, C. (2018) On The Flight Performance Impact of Landing Gear Drag Reduction Methods For Unmanned Air Vehicles. *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2018*, 480058.
- [35] Götten, F., Havermann, M., Braun, C. Gomez, F., Bil, C. (2018) On the Applicability of Empirical Drag Estimation Methods for Unmanned Air Vehicle Design. *2018 Aviation Technology, Integration and Operations Conference*, June 25-29, Atlanta, Georgia, USA.
- [36] Zhang, D.; Chen, Y.; Dong, X.; Liu, Z.; Zhou, Y. (2018) Numerical Aerodynamic Characteristics Analysis of the Close Formation Flight. *Math. Probl. Eng.*, 2018, 3136519.
- [37] Yang, T., Zhiyong, L., Neng, X., Yan, S., Jun, L. (2018) Optimization of positional parameters of close-formation flight for blended-wing-body configuration. *Heliyon*, 4, e01019.
- [38] Kaya, T. (2019) Aerodynamic Design and Control of Tandem Wing Unmanned Aerial Vehicle. Yüksek Lisans Tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara, Türkiye.
- [39] Baba, R. (2019) Aerodynamic Analysis and Optimization of Airfoil of an Unmanned Aerial Vehicle Using CFD. Yüksek Lisans Tezi, Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara, Türkiye.
- [40] Aşıcı, V. (2019) İnsansız Hava Araçlarının Kontrolüne Yönelik Olarak Sentetik Jet Kullanımının Kanat Üzerindeki Akışa Etkisinin Araştırılması. Yüksek Lisans Tezi, Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara, Türkiye.
- [41] Shin, H., Antoniadis, A. F., Tsourdos, A. (2018) Parametric Study on Formation Flying Effectiveness for a Blended-Wing UAV. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 93, 179-191.

- [42] Arabacı, S. K., Dilbaz, F., (2019) Aerodynamic Analysis of Anka UAV and Heron UAV. 2nd International Conference on Energy Research, April 11-13, Marmaris, Türkiye.
- [43] Siddiqi, Z., Lee, J. W. (2019) A computational fluid dynamics investigation of subsonic wing designs for unmanned aerial vehicle application. *Journal of Aerospace Engineering*, 233(25).
- [44] Götten, F., Havermann, M., Braun, C., Marino, M., Bil, C. (2020) Airfoil Drag at Low-to-Medium Reynolds Numbers: A Novel Estimation Method. *AIAA J Aeronautics Astronautics*, 58(7).
- [45] Götten, F., Havermann, M., Braun, C., Marino, M., Bil, C. (2020) Wind-tunnel and CFD investigations of UAV landing gears and turrets – Improvements in empirical drag estimation. *Aerospace Science and Technology*, 107, 106306.
- [46] Kaynak, B., Arabul, A. Y. (2021) Sizing, Design and Analysis of Fixed Wing Unmanned Aerial Vehicle's Wing. VI. Uluslararası Mardin Artuklu Bilimsel Araştırmalar Kongresi, 25-27 Haziran, Mardin, Türkiye.
- [47] Trumic, E., Swamy, K. S. (2021) Aerodynamic Performance Analysis of a UAV Using CFD and VLM. Master's Thesis, Linköping University Department of Management and Engineering, Linköping, Sweden.
- [48] Götten, F., Finger, D. F., Havermann, M., Braun, C., Marino, M., Bil, C. (2021) Full configuration drag estimation of short-to-medium range fixed-wing UAVs and its impact on initial sizing optimization. *CEAS Aeronautical Journal*, 12, 589-603.
- [49] Kapsalis, S., Panagiotou, P., Yakinthos, K. (2021) CFD-aided optimization of a tactical Blended-Wing-Body UAV platform using the Taguchi method. *Aerospace Science and Technology*, 108, 106395.
- [50] Shunshun, W., Zheng, G. (2022) Design, optimization and application of two-element airfoils for tactical UAV. *Advances in Mechanical Engineering*, 14(11), 1-14.
- [51] Nugroho, G., Zuliardiansyah, G., Rasyiddin, A. A. (2022) Performance Analysis of Empennage Configurations on a Surveillance and Monitoring Mission of a VTOL-Plane UAV Using a Computational Fluid Dynamics Simulation. *Aerospace*, 9, 208.

- [52] Cui, X., Yu, Y., Ma, S., Xiao, Z., Zhang, L., Liu, F. (2022) Numerical investigation of the aerodynamic interference in 2-aircraft formation flight. *Journal of Physics: Conference Series*, 2280, 012017.
- [53] Silva, L. D., Samaraweera, N., Jayaweera, N. (2022) A Computational Study of the Aerodynamics of Plunging and Pitching Motions of Airfoils. 2022 Moratuwa Engineering Research Conference (MERCon), 27-29 July, Moratuwa, Sri Lanka.
- [54] Nugroho, G., Hutagaol, Y. D., Zuliardiansyah, G. (2022) Aerodynamic Performance Analysis of VTOL Arm Configurations of a VTOL Plane UAV Using a Computational Fluid Dynamics Simulation. *Drones*, 6, 392.
- [55] Frant, M., Kachel, S., Maslanka, W. (2023) Gust Modeling with State-of-the-Art Computational Fluid Dynamics (CFD) Software and Its Influence on the Aerodynamic Characteristics of an Unmanned Aerial Vehicle. *Energies*, 16, 6847.
- [56] Qiao, N., Ma, T., Wang, X., Wang, J., Fu, J., Xue, P. (2024) An Approach for Formation Design and Flight Performance Prediction Based on Aerodynamic Formation Unit: Energy-Saving Considerations. *Chinese Journal of Aeronautics*, 37(3), 77-91.
- [57] Kostic, I., Simonovic, A., Kostic, O., Ivkovic, D., Tanovic, D. (2024) Lateral-Directional Aerodynamic Optimization of a Tandem Wing UAV Using CFD Analyses. *Aerospace*, 11(3), 223.
- [58] Marchman, J. F. (2021) *Aerodynamics and Aircraft Performance*. 3rd Ed., Blacksburg: VA: University Libraries at Virginia Tech.
- [59] White, F. M. (2009) *Fluid Mechanics*. 7th Ed., McGraw Hill, NewYork.
- [60] Çengel, Y., Cimbala, J. M. (2014) *Akışkanlar Mekaniği: Temelleri ve Uygulamaları*, (Çev. Ed.: Engin, T.), 3. Bs., Palme Yayıncılık.
- [61] Sadraey, M. H. (2013) *Aircraft Design A System Engineering Approach*. Wiley.
- [62] Pezzella, G., Viviani, A. (2017) Aerodynamic Performance Analysis of Three Different Unmanned Re-entry Vehicles. *Advanced UAV Aerodynamics, Flight Stability and Control*, Ed.: Marques, P., Ronch, A. D. Wiley.

- [63] Aydın, S. M., Yavuz, A. G., Kaya, M. (2022) Aerodynamic Investigation Of Very Closely Flying Fighters To Develop New Formation Types. 33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, 4-9 September, Stockholm, Sweden.
- [64] Putro, S. H. S., Sutardi, S., Widodo, W. A. (2016) Numerical study of aerodynamic analysis on wing airfoil NACA 43018 with the addition of forward and rearward wingtip fence. AIP Conference Proceedings, 1778, 030011.
- [65] Myilsamy, D., Thirumalai, Y., Premkumar, P. S. (2015) Performance Investigation of an Aircraft Wing at Various Cant Angles of Winglets using CFD Simulation. Altair Technology Conference 2015, Bangalore, India.
- [66] Li, J., Shen, C., Gao, H., Chan, P. W., Hon, K. K., Wang, X. (2020) Path integration (PI) method for the parameter-retrieval of aircraft wake vortex by Lidar. Optics Express, 28(3), 4286-4306.
- [67] Inasawa, A., Mori, F., Asai, M. (2012) Detailed Observations of Interactions of Wingtip Vortices in Close-Formation Flight. Journal Of Aircraft, 49(1).
- [68] Cho, H., Han, C. (2015) Effect of sideslip angle on the aerodynamic characteristics of a following aircraft in close formation flight. Journal of Mechanical Science and Technology, 29(9), 3691-3698.
- [69] Forster, K. J., Barber, T. J., Diasinos, S., Doig, G. (2017) Interactions of a counter-rotating vortex pair at multiple offsets. Experimental Thermal and Fluid Science, 86, 63–74.
- [70] Blake, W. B., Gingras, D. R. (2004) Comparison of Predicted and Measured Formation Flight Interference Effects. Journal Of Aircraft, 41(2), 201-207.
- [71] Doğan, A., Venkataramanan, S., Blake, W. (2005) Modeling of Aerodynamic Coupling Between Aircraft in Close Proximity. Journal Of Aircraft, 42(4), 941-955.
- [72] Bangash, Z. A., Sanchez, R. P., Ahmed, A., Khan, M. J. (2005) Aerodynamics of Formation Flight. Journal Of Aircraft, 43(4), 907-912.
- [73] Kawabe, H., (2007) A Study on Optimal Pattern and Leader Shift of Formation Flight. Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci., 50(168), 134-140.

- [74] Gunasekaran, M., Mukherjee, R. (2017) Behaviour of trailing wing(s) in echelon formation due to wing twist and aspect ratio. *Aerospace Science and Technology*, 63, 294-303.
- [75] Zhang, Q., Liu, H. H. T. (2017) Aerodynamics Modeling and Analysis of Close Formation Flight. *JA Aircraft*, 54(6).
- [76] Yuan, G., Xia, J., Duan, H. (2022) A continuous modeling method via improved pigeon-inspired optimization for wake vortices in UAVs close formation flight. *Aerospace Science and Technology*, 120, 107259.
- [77] Zore, K., Sasanapuri, B., Parkhi, G., Varghese, A. (2019) ANSYS mosaic poly-hexcore mesh for high-lift aircraft configuration. In *Proceedings of the 21st Annual CFD Symposium*, Bangalore, India, 8–9 August.
- [78] Steenwijk, B., Druetta, P. (2023) Numerical study of turbulent flows over a NACA 0012 airfoil: Insights into its performance and the addition of a slotted flap. *Appl. Sci.* 2023, 17, 7890.
- [79] Aydın, N., Çalışkan, M.E., Karagöz, I. (2020) Numerical simulation of flow over NACA 0015 airfoil with different turbulence models. *Int. J. Energy Appl. Technol.* 2020, 7(2), 42–49.
- [80] Menter, F.R. (1993) Zonal two equation $k-\omega$ turbulence models for aerodynamic flows. In *Proceedings of the 24th Fluid Dynamics Conference*, 6–9 July, Orlando, FL, USA.
- [81] Jacobs, E.N., Ward, K.E., Pinkerton, R.M. (1935) The Characteristics of 78 Related Airfoil Sections from Tests in the Variable-Density Wind Tunnel; Report No. 460; National Advisory Committee for Aeronautics: Washington, DC, USA, 1935.
- [82] Pastor, L. G. S. (2010) Numerical Design And Optimization Of A Rescue UAV's Wing. Bachelor's Thesis, Aerospace Engineering, Universitat Politècnica de València, Valencia, Spain.
- [83] <https://airfoiltools.com/> (erişim 23 Haziran 2024).
- [84] Baykar. <https://baykartech.com/tr/uav/bayraktar-tb2/> (erişim 13 Mayıs 2024).

[85] Gargı, O. (2023) Hydrodynamic Optimization of the Submarine with a Fully Parametric CAD Model. Yüksek Lisans Tezi, Hacettepe Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara, Türkiye.

[86] Munk, M.M. (1923) The Minimum Induced Drag of Aerofoils; Report No. 121; National Advisory Committee for Aeronautics: Washington, DC, USA.



EKLER

Ek-Tablo 1. Literatür tablosu.

Çalışmanın başlığı	Yıl	İHA bilgisi	Yöntemler	Amacı ve konusu	Sonuçlar
Aero-Structural Design and Analysis of an Unmanned Aerial Vehicle and Its Mission Adaptive Wing [16]	2010	Sabit düz kanatlı, geleneksel kuyruk tipi, kanat genişliği 3 m, kanat profili NACA 4412	ANSYS Fluent, MSC/PATRAN, MSC/NASTRAN	Kambur değişimi ile göreve uyumlu kanada saahip bir İHA'nın kanat yapısının tasarlanması.	Aerodinamik, yapısal statik ve dinamik analizleri gerçekleştirilen tasarım TUSAŞ tarafından üretilmiştir.
Numerical Analysis of Vortex Breakdown of Unmanned Combat Air Vehicles [17]	2011	BKG tipi 3 farklı geometri; delta, elmas ve lambda kanat	Fluent, $k-\varepsilon$ modeli	Girdap oluşumu ve girdap çökmelerinin oluşumunu incelemek.	Girdap oluşumu direkt olarak hücum açısının değişmesinden etkilenmektedir. Üç farklı geometri için de 17° 'den fazla olduğunda girdap oluşumu kritik bir durum almaktadır.
Effect of an External Vortex on the UAV Aerodynamic Performances [18]	2012	Çift bomlu ters V kuyruk	Fluent, Spalart-Allmaras	Bir İHA önünde oluşan girdabın İHA'yı nasıl etkileyeceğini incelemek.	İHA tekil uçuşta 12° 'de perdövites olurken, lider kanat/araç etkisiyle bu değer 24° 'ye çıkmaktadır.
On using neural networks in UAV structural design for CFD data fitting and classification [19]	2013	Sabit kanatlı İHA	Fluent, ANSYS, AKE, neural network-based, hücum açısı -5° ile 20° , hız 0,1 Ma	İHA'nın yapısal tasarımında HAD verilerinin YSA kullanılarak Sonlu Elemanlar analizine entegrasyonu, bir yönlü FSI yöntemi kullanılarak incelenmiştir.	YSA ile basınç fonksiyonlarının oluşturulması, HAD ve Sonlu Elemanlar Analizi yazılımları arasındaki ağ uyumsuzlukları giderilmiştir. Sinir ağları, basınç verilerini yüksek doğrulukla tahmin etmiştir.
Design, performance evaluation and optimization of a UAV [20]	2013	Sabit kanatlı, elektrikli, boş ağırlık 1,9 kg, faydalı yük 6 kg, perdövites hızı < 12 m/s, kanat profili E420, kanatçık var, T kuyruk	Fluent, SU2, SST $k-\omega$, Spalart-Allmaras, X-Foil, Prandtl-Lanchester	Hafif ve elektrikle çalışan sabit kanatlı İHA'nın aerodinamik performansını optimize etmek ve kullanılabilirliğini arttırmak.	İHA'nın aerodinamik verimliliği iyileştirilmiştir. Sonuçlar Prandtl-Lanchester teorisi, deneysel veriler ile uyumlu; kanat uçlarında %14,36'lık kaldırma/sürüklenme oranı artışı sağlanmıştır.

EK-Tablo 1-devam.

TURAÇ İnsansız Hava Aracının Aerodinamik Tasarım, Modelleme ve Analizi [21]	2014	TURAÇ, VTOL,	GKY, NÇM, Fluent, k-ε Realizable Enhanced Wall Treatment,	TURAÇ isimli İHA'nın aerodinamik performansını üç farklı yöntem üzerinden incelemek.	Aerodinamik performans kriteri olarak CL, CD ve CM ele alınmıştır. HAD yöntemi ile yapılan analizlerin GKY ve NÇM yöntemlerine göre gerçeğe daha yakın olduğu tespit edilmiştir.
Winglet Design and Optimization for a MALE UAV using CFD [22]	2014	Sabit Kanatlı MALE kanatçık var, kanat açıklığı 6,3m, maks. hız 190km/h, maks. ağırlık 210kg kanat profili PSU94-097	ANSYS CFX, RANS, Spalart-Allmaras	Kanatçık tasarımını optimize ederek MALE İHA'nın aerodinamik performansını artırmak, seyir ve oyalanma koşulları için L/D oranını iyileştirmek.	Optimize edilen kanatçık tasarımı, İHA'nın aerodinamik performansını %10 arttırmış, indüklenmiş sürüklemeyi azaltmış ve uçuş süresini yaklaşık %10 uzatmıştır.
Design and Analysis of a Hybrid Trailing Edge Control Surface of a Fully Morphing Unmanned Aerial Vehicle Wing [23]	2015	Sabit kanatlı İHA	Pointwise, SU2, ANSYS	Bir İHA için kamburu değişebilen kanat tasarlamak.	Tasarlanan kontrol yüzeyinin uçuş koşullarına uygun aerodinamik yükler altında kanat kamburunu başarıyla değiştirebileceği belirtilmiştir.
Evaluating the longitudinal stability of an UAV using a CFD-6DOF model [24]	2015	Sabit kanatlı Giant III (KADET LT-40), ağırlık 11,5kg, kanat açıklığı 2,2m, pervane APC 16in, motor gücü 1HP, uçuş hızı 21,6m/s	ANSYS Fluent (v.14), RSM, 6DOF, SIMPLE, Dynamic Mesh	İHA'nın boylamsal stabilitesini değerlendirmek ve uzun periyot osilasyonu hareketlerini incelemek için uçuş sırasında elde edilen deneysel veriler ile HAD (6DOF) sonuçlarını karşılaştırmak.	Simülasyon sonuçları ile deneysel veriler arasında güçlü uyum bulunmuştur. Uzun periyot osilasyonu hareketi için frekans, genlik ve sönüm oranları sırasıyla %6,75, %20,31 ve %10,97 hata oranı ile doğrulanmıştır. Ayrıca, sürüklenme kuvveti %6,84 hata oranı ile deneysel verilerle uyumlu bulunmuştur. Boylamsal stabilite başarılı bir şekilde öngörülmüştür.

EK-Tablo 1-devam.

Computational Fluid Dynamic Study on a Novel Propulsive System: ACHEON and Its Integration with an Unmanned Aerial Vehicle (UAV) [25]	2015	Sabit kanatlı kanart yapılandırılmalı Nimbus Prototip İHA	Fluent 6.3, RANS, SST k- ω , pressure based coupled solver (PBCS), FMG, SIMPLE, ağ bağımsızlık testi, Multiblock	ACHEON itki sisteminin Nimbus İHA'ya entegrasyonu, bu sistemin aerodinamik performansı ve itki yönlendirme verimliliğini sayısal olarak incelemek.	Dönme etkisinin, nozulun itki yönlendirme verimliliğini azaltmış, akıştaki düzensizlikler performansı olumsuz etkilemiştir. Nozulun çıkış açısının artması, İHA'nın kaldırma kuvvetini artırmış ancak sürüklenme kuvvetini de yükseltmiştir.
İnsansız Hava Araçlarında Kullanılan Kanatçıkların Sayısal İncelenmesi [26]	2016	Sabit kanatlı İHA, Kanat profili SD7062	ANSYS Fluent, SST k- ω	Bir İHA için 3 farklı kanatçık tipini karşılaştırmak.	Kanatçık kullanımının aerodinamik verimi arttırdığı belirtilmiştir. Kanatçık tipleri arasında verimi en çok arttıran kıvrık tip kanatçık olmuştur.
Aerodynamic design of a MALE UAV [27]	2016	Sabit kanatlı MALE, maks. ağırlık 185kg, kanat açıklığı 4,9m, 5,1m, 6,4m, kanat profilleri SG6042, NLF0215, SA7038, NLF1015	ANSYS CFX 15, RANS, Spalart-Allmaras, SST, Coupled Solver	Yunanistan'daki uygulamalar için MALE sınıfı İHA'nın aerodinamik tasarımı ve optimizasyonu	Aerodinamik optimizasyon sonucunda, İHA'nın uçuş süresi %30 oranında artmıştır. Kanatçık optimizasyonu ile toplam uçuş süresinde %10'luk bir artış sağlanmıştır.
Wing Design for a Low Altitude Unmanned Aerial Vehicle: A Nuanced Study of Aerodynamic Drag [28]	2016	Sabit kanatlı LALE,	Solidworks, ICEM CFD, ANSYS Fluent 15, XFLR5	Bir İHA için havada süzülme süresini arttıracak şekilde kanatçık geometrisi geliştirmek.	ANSYS Fluent'in sonuçlarının doğruluğunun XFLR5'e göre daha yüksek olduğu tespit edilmiştir. Literatürdeki deneysel veriler ile uyumlu olarak C-kanat tipinin daha az sürüklenme sağladığı görülmüştür.
Parametric Study on Efficient Formation Flying For A Blended-Wing UAV [29]	2017	BKG tipi Corax/Raven, kanat açıklığı 10m, transonik hız	2-boyutlu HAD	2-boyutlu HAD analizleri ile farklı dizilimlerdeki sürü uçuşlarını karşılaştırmak.	V formasyonu kademeli formasyon uçuşlarına göre daha verimlidir.

EK-Tablo 1-devam.

Innovative Propulsion Systems and CFD Simulation for Fixed Wings UAVs [30]	2017	BKG Mark 2	OpenFOAM, SST $k-\omega$	Farklı itki sistemlerini karşılaştırmak.	Dağıtılmış itiş gücü konfigürasyonu yapısal, aerodinamik ve performans avantajları sağlamaktadır.
CFD Analysis and Experimental Validation of an Unmanned Aerial Vehicle [31]	2018	VTOL kuyruksuz, geriye dönük kanat, kanat genişliği 11,75 ft	FloEFD, FANS, $k-\varepsilon$ modeli	İHA'nın performansını hem deneysel hem de HAD analizleri ile incelemek.	Yüksek hücum açılarındaki sürüklenme katsayısı değerlerinde ancak %20'den fazla doğrulukta tahmin sağlanabilmiştir. Kaldırma katsayısı değerleri sürüklenme katsayısına göre daha yüksek doğruluktadır.
A Multi-Fidelity Approach for Aerodynamic Performance Computations of Formation Flight [32]	2018	BKG, Profil NACA23012	GKY, HAD	İki İHA'nın yakın formasyon uçuşunu özgün bir matematiksel model ile incelenmek.	Çalışma sonucunda optimum pozisyon için sürüklenme azaltımının %30'a kadar ulaşabileceği öne sürülmüştür.
İnsansız Hava Araçlarının Aerodinamik Performansının Geometrik Değişiklikler ile İyileştirilmesi [33]	2018	ZANKA II; Sabit düz kanatlı, geleneksel kuyruk, Taktik ZANKA III; Sabit düz kanatlı, çift bom monteli	ANSYS Fluent SST	İki farklı tip İHA için farklı burun ve kuyruk konisi yapılarını aerodinamik performans bağlamında HAD analizleri ile araştırmak.	Yeni tasarımlarda aerodinamik performans bağlamında %1,4'ten %9,25'e kadar iyileştirmeler elde edilmiştir.
On the Flight Performance Impact of Landing Gear Drag Reduction Methods for Unmanned Air Vehicles [34]	2018		StarCCM+, $k-\omega$ modeli	bir İHA için üç farklı iniş takımı konfigürasyonu HAD analizleri ile karşılaştırılmıştır.	İyi kaplanmış bir iniş takımı konfigürasyonunun geri çekilmiş iniş takımlarına neredeyse eş değer bir aerodinamik performans gösterebildiği belirtilmiştir. Bir iniş takımı benzer İHA'lar için faydalı olup olamayacağına karar vermek adına bir iş akış çerçevesi sunulmuştur.

EK-Tablo 1-devam.

On the Applicability of Empirical Drag Estimation Methods for Unmanned Air Vehicle Design [35]	2018	Ters V kuyruk, Çift bomlu	StarCCM+	Dört farklı İHA üzerinden İHA bileşenlerinin değerlendirilmesi ile bir sürüklenme katsayısı tahmin yöntemi geliştirmek.	Küçük ve orta ölçekli bu tip İHA'lar için Reynolds sayısına ve şekil faktörüne bağlı başarılı bir yaklaşımı oluşturulmuştur.
Numerical Aerodynamic Characteristics Analysis of the Close Formation Flight [36]	2018	Kuyruksuz delta, kanat açıklığı 10,9 m, uzunluk 10m, yükseklik 1,7m, ortalama veter 4,2 m	CFX-15.0, $k-\epsilon$ modeli	Yakın formasyon uçuşundaki aerodinamik etkileri incelemek.	Optimum pozisyonda takip eden araç ile lider araç dikeyde aynı hizada bulunmalıdır ve yatayda takip eden araç kanat açıklığının %75'i mesafesinde bulunmalıdır.
Optimization of positional parameters of close-formation flight for blended-wing-body configuration [37]	2018	BKG	HAD, ağ dönüştürme, Kriging	Formasyon uçuşu için optimum pozisyonu tespit etmek.	Takip eden aracın kaldırma-sürüklenme oranı en yüksek %24,7'ye ulaşabilmektedir. Bu değer elde edildiği pozisyon, takip eden aracın lider araçtan dikey pozisyonda kanat açıklığının %2,2'si kadar aşağıda olması ve yatay konumda ise kanat açıklığının %14,7'si kadar uzakta olması olarak tanımlanmıştır.
Aerodynamic Design and Control of Tandem Wing Unmanned Aerial Vehicle [38]	2019	Tandem kanatlı	ANSYS Fluent	Tandem kanatlı bir İHA tasarlamak.	Tandem kanat geometrisindeki çift kanat etkisinin, yüksek hücum açıları için kaldırma kuvvetinde %23'e varan iyileşmeler sağlayabileceği belirtilmiştir.
Aerodynamic Analysis And Optimization of Airfoil of an Unmanned Aerial Vehicle Using CFD [39]	2019	Küçük ölçekli İHA	ANSYS Fluent, Xfoil	Farklı kanat konfigürasyonlarını HAD analizleri ile karşılaştırılmak.	MH114 kanadının en iyi performansa sahip olduğu belirtilmiştir.

EK-Tablo 1-devam.

İnsansız Hava Araçlarının Kontrolüne Yönelik Olarak Sentetik Jet Kullanımının Kanat Üzerindeki Akışa Etkisinin Araştırılması [40]	2019	Kanat profili NACA0012	ANSYS Fluent	Bir İHA'ya ait kanat üzerindeki salınımlı sentetik jet uygulamasının aerodinamik performansı incelenmek.	Jet frekansı 2, jet genliği 0,5 ve kanat indirgenmiş salınımı 1 değerleri durumunda en yüksek kaldırma katsayısı değerinin elde edildiği belirtilmiştir.
Parametric Study on Formation Flying Effectiveness for a Blended-Wing UAV [41]	2019	BWB, Corax/Raven modeli, BAE Systems, kanat açıklığı 10m	Cranfield Üniversitesi'ne ait özel geliştirilmiş çözücü, RANS, Spalart-Allmaras, 2D, 3D, inviscid, hız 0,7Ma, Implicit LU-SGS, MUSCL-TVD, Rusanov Riemann	Transonik hızlarda orta büyüklükteki BKG İHA formasyonlarının aerodinamik performansı HAD ile incelemek ve farklı formasyonları değerlendirmek.	Kanat ucu girdapları nedeniyle indüklenmiş sürüklemenin azaltıldığı, en yüksek verimliliği sürüklemeye %65 oranında azalmayla elmas formasyon göstermiş, 3 kanat açıklığı mesafesi lider-takip sırasında kullanılmış, V-tip elmas ve yarı elmas formasyonları, sürüklemeye önemli bir azalma sağlamıştır.
Aerodynamic Analysis of Anka UAV and Heron UAV [42]	2019	Tai-Anka, Heron	Ansys Fluent, SST k- ω ,	MALE sınıfı iki ayrı model İHA için HAD analizleri gerçekleştirilerek bu iki modeli aerodinamik performans bağlamında karşılaştırmak.	Anka'nın Heron'a göre %7,6 daha düşük sürüklenme katsayısına sahip olduğu ve Heron'un da Anka'ya göre %65 daha düşük kaldırma katsayısına sahip olduğu tespit edilmiştir. Anka'nın Heron'a göre daha fazla yakıt tasarrufu sağlayan bir model olduğu belirtilmiştir.
A computational fluid dynamics investigation of subsonic wing designs for unmanned aerial vehicle application [43]	2019	AAI RQ-7 Shadow, kanat açıklığı 4,3 m, uzunluk 3,4m, ağırlık 170kg, seyir hızı 103mph, maks. hız 135mph	ANSYS Fluent, Spalart-Allmaras, k- ϵ , SST k- ω , Green-Gauss cell-based gradient,	İHA'nın kanat tasarımında yapılan değişikliklerin, aerodinamik performans üzerindeki etkilerinin HAD yöntemleriyle incelenmesi.	EPPLER559; düşük hücum açılarında daha iyi performans gösterirken, yüksek hücum açılarında D artmıştır. Kanatçık ile 12°'ye kadar kaldırma kuvvetini artmıştır.

EK-Tablo 1-devam.

Airfoil Drag at Low-to-Medium Reynolds Numbers: A Novel Estimation Method [44]	2020	Sabit kanatlı İHA	StarCCM+	Düşük ve orta değerli Reynolds sayılarındaki akışlar için kanat sürüklemesini tahmin edebilecek özgün bir model geliştirilmek.	Rüzgâr tüneli sonuçlarıyla karşılaştırıldığı zaman yeni yöntemin mükemmel doğrulukta tahmin sağladığı ifade edilmiştir.
Wind-tunnel and CFD investigations of UAV landing gears and turrets - Improvements in empirical drag estimation[45]	2020	Sabit kanatlı İHA, iniş takımları, taret tasarımları	StarCCM+ v15.02, RANS, SIMPLE, unsteady, SST	İHA'larda iniş takımları ve sensör taretlerinin parazitik sürüklenme üzerindeki etkilerini incelemek ve HAD sonuçlarını deneysel veriler ile kıyaslamak.	Akış ayrılmaları sebebiyle taret sürüklemesinin arttığı ve sensör yüzeylerinin büyük orada sürüklenme oluşturduğu belirtilmiştir. HAD ve deneysel sonuçların %10'dan az sapma gösterdiği, %60'a varan sürüklenme kuvvetinin azaltılabileceği tespit edilmiştir. İniş takımları ve taretler incelenmiştir.
Sizing, Design and Analysis of Fixed Wing Unmanned Aerial Vehicle's Wing [46]	2021	Sabit kanatlı İHA, ağırlık 8,5 kg, seyir hızı 15 m/s	XFLR5	Bir İHA'nın kanat boyutlandırması, akış analizi ve tasarımı gerçekleştirilmek.	Beş farklı konfigürasyondan en verimli olanı tespit edilmiştir.
Aerodynamic Performance Analysis of a UAV Using CFD and VLM [47]	2021	Sabit kanatlı İHA	GKY, ANSYS Fluent, Spalart-Allmaras, $k-\omega$ SST	Bir İHA'nın iki farklı kanat konfigürasyonlu tasarımlarının hem GKY hem de HAD yöntemleri ile sayısal simülasyonlarını gerçekleştirilmek.	VLM ve HAD sonuçları kaldırma katsayısında yakın sonuçlar vermektedir. Ancak sürüklenme katsayısı değerlerinde sonuçların ayrıştığı ifade edilmiştir.
Full configuration drag estimation of short-to-medium range fixed-wing UAVs and its impact on initial sizing optimization [48]	2021	Kısa menzilli sabit kanatlı, Orta menzilli sabit kanatlı	StarCCM+	İHA tasarımlarında kullanılmak üzere parazit sürüklemenin tahmini için yeni bir eşdeğer yüzey sürtünme katsayısı türetilmek.	Yeni eşdeğer yüzey sürtünme katsayısının, benzer İHA'lar için ön tasarım aşamasında sürüklenme tahminini önemli ölçüde geliştirebileceği ifade edilmiştir.

EK-Tablo 1-devam.

CFD-aided optimization of a tactical Blended-Wing-Body UAV platform using the Taguchi method [49]	2021	BKG taktik RX-3, kanat açıklığı 7,15 m, maks.hız 190km/h, maks. ağırlık 190kg	ANSYS CFX 18.1, RANS, Spalart-Allmaras, Steady-state, Taguchi	Takstiksel BKG İHA'nın aerodinamik optimizasyonunu gerçekleştirilmek ve performans kriterlerinin iyileştirilmesi için HAD tabanlı bir yöntem geliştirilmek.	Taguchi yöntemi ile deney sayısı %70 azaltılmış. Maksimum hız, kalkış mesafesi ve brüt kalkış ağırlığı optimize edilmiş. Her bir tasarım parametresinin performans üzerindeki katkı oranları belirlenmiştir. Kalkış mesafesi 136m'den, 113m'ye kadar azaltılmıştır.
Design, optimization and application of two-element airfoils for tactical UAV [50]	2022	Düşük hızlı taktik, iki-elemanlı kanat	OpenFOAM, BSGA	Düşük hızlı bir taktik İHA için iki-elemanlı kanat tasarımı gerçekleştirilmek.	$C_L^{1.5}/C_D$ parametresi bağlamında %12,3 performans artışı hesaplanmıştır.
Sabit Kanatlı İnsansız Hava Aracında Kanat Geometri Optimizasyonunun Performansa Etkisi [4]	2022	Pençe-2, ters V kuyruk, kanat açıklığı 1,8 m, kanat açıklığı 2 m	XFLR5	Kanat geometrisinde yapılan değişiklikler ile bir İHA'nın performansı arttırılmak.	Kanat genişliğinin 1,8 m'den 2 m'ye çıkarılması ve kanat ile uçuş eksenindeki açının da 4°'den 7°'ye çıkarılması ile İHA'nın uçuş süresi %56 oranında arttırılmıştır.
Performance Analysis of Empennage Configurations on a Surveillance and Monitoring Mission of a VTOL-Plane UAV Using a Computational Fluid Dynamics Simulation [51]	2022	VTOL-Sabit kanatlı, kanat açıklığı 3m, seyir hızı 23m/s, irtifa 300m, maks. ağırlık 14-15kg, perdövites hızı 14m/s, uçuş süresi 6 saat, uzunluk 1,3 m, kanat NACA4412, kuyruk NACA0006	ANSYS 20.1, SST k- ω , steady-state	Farklı kuyruk yapılandırmalarının VTOL-Plane İHA'larının aerodinamik performansı üzerindeki etkilerini HAD ile analiz edilerek incelemek.	Ters U şekilli bom yapı en yüksek durma açısına sahiptir ve bu değer 18°'dir. Bunun yanında yüksek kaldırma kuvveti ve düşük sürüklenme kuvveti de sağlamaktadır. Ayrıca L/D oranı arttırarak, uçuş verimliliğini ve stabilitesini iyileştirmektedir. Yüksek stabilite ev iyi manevra kabiliyetini sağlamaktadır.
Numerical investigation of the aerodynamic interference in 2-aircraft formation flight [52]	2022	BKG, kanat açıklığı 20 m	PMB3D2.0, SST k- ω	V formasyonunda iki hava aracını HAD analizleri ile incelemek.	Takip eden araçta %25,1'e kadar sürüklenme azaltımı tespit edilmiştir.

EK-Tablo 1-devam.

A Computational Study of the Aerodynamics of Plunging and Pitching Motions of Airfoils [53]	2022	Biyomimetik Mikro İHA, hareketli kanat, veter uzunluğu 0,1 m	ANSYS Fluent, SST	Biyomimetik bir Mikro İHA için kullanılabilecek kanat çırpma hareketi yapabilen bir kanadın HAD analizini gerçekleştirmek.	Dalma ve yunuslama hareketlerinin aerodinamik kuvvet üretimi üzerindeki etkisinin hem Reynolds hem de Strouhal (St) birimsiz sayılarına bağlı olduğu sonucuna varılmıştır. $St=0,4$ durumunda, hareket kombinasyonlarının kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri üzerindeki etkisinin en yüksek seviyede olduğu belirtilmiştir.
Aerodynamic Performance Analysis of VTOL Arm Configurations of a VTOL Plane UAV Using a Computational Fluid Dynamics Simulation [54]	2022	VTOL, kanat açıklığı 2m, seyir hızı 23m/s, irtifa 300m, maks. ağırlık 10kg, perdövites hızı 14m/s, uçuş süresi 6 saat, kanat NACA4412, kuyruk NACA0006	ANSYS, SST k- ω , steady-state,	Farklı VTOL kol konfigürasyonlarının aerodinamik performansını HAD ile karşılaştırmak; kaldırma, sürüklenme, uçuş verimliliği ve stabilite açısından analiz yapmak.	Çift-kuyruk bom konfigürasyonu düşük hız ve düşüş hücum açılarında en iyi performansı sergilemiştir. Tandem kanat, yüksek hücum açılarında daha verimli sonuçlar sağlarken, <i>Quad-plane</i> düşük sürüklenme katsayısına sahip, enerji verimliliği açısından en iyi performansa sahip olmuştur. <i>Transverse arm</i> ise stabilite sağlamasına rağmen aerodinamik verimlilik açısından zayıf kalmıştır.
Gust Modeling with State-of-the-Art Computational Fluid Dynamics (CFD) Software and Its Influence on the Aerodynamic Characteristics of an Unmanned Aerial Vehicle [55]	2023	Sabit kanatlı Rybitwa, kanat açıklığı 0,636 m, uzunluk 0,476 m, yükseklik 0,102 m, T tipi kuyruk	ANSYS Fluent 16.2, FVM, RANS, SIMPLE, Realizable k- ϵ ,	Rüzgar patlamalarının (<i>gust</i>) etkilerini deneysel ve HAD ile incelemek, HAD doğruluğunu değerlendirmek.	Eğik rüzgar altında kayma açılarında eşzamanlı değişim gözlemlenmiştir. HAD sonuçları ve deneysel veriler genel uyum göstermiştir.

EK-Tablo 1-devam.

An approach for formation design and flight performance prediction based on aerodynamic formation unit: Energy-saving considerations [56]	2024	Tandem kanatlı (katlanabilir), seyir hızı 30 m/s, irtifa 300 m, ağırlık 36 kg, kanat açıklığı 2,68 m, kanat alanı 1,2 m ²	GKY, RANS, SST $k-\omega$, MRF, Kutta Joukowski, Biot-Savart, Neumann, space mapping	Sürü formasyon uçuşlarında İHA'ların aerodinamik verimliliği optimize etmek, aerodinamik formasyon birimi kullanımıyla enerji verimliliğini incelemek.	Kanat ucu girdaplarından kaynaklanan yukarı akışlar, İHA'ların L/D oranında %19 ve üzerinde bir iyileşme sağlamıştır, ikili formasyonlarda %22,8, üçlü formasyonlarda %57,5 L/D oranı iyileşmesi sağlanmıştır.
Lateral-Directional Aerodynamic Optimization of a Tandem Wing UAV Using CFD Analyses [57]	2024	Tandem kanatlı İHA, uzunluk 3,8 m, maks. ağırlık 400 kg, seyir hızı 250 km/h, ekonomik 160km/h	ANSYS Fluent, RANS, SST $k-\omega$, Reverse Cuthill McKee	Tandem kanatlı İHA'nın yanal ve yönsel (dönel) aerodinamik performansını ve stabilitesini optimize etmek için farklı konfigürasyonlarla HAD analizleri yapmak.	Dihedral açısı ve kanatçıklar sayesinde yanal ve yönsel stabilitenin iyileştiği, kaldırma/sürüklenme oranının arttığı, genel performansın iyileştiği gösterilmiştir. Kaldırma katsayısında % 7,2 artış ve kaldırma/sürüklenme oranında %5,4 artış tespit edilmiştir.

ÖZGEÇMİŞ

Adı Soyadı: Mustafa CEYLAN

Eğitim Durumu:

Yüksek Lisans: İstanbul Teknik Üniversitesi / Enerji Enstitüsü / Enerji Bilim ve Teknoloji
Yüksek Lisans Programı

Lisans: Yıldız Teknik Üniversitesi / Makine Fakültesi / Makine Mühendisliği Bölümü

İş Deneyimi:

Milli Savunma Üniversitesi / Kara Astsubay MYO / Yapı Tes. Tekn. - Öğretim Görevlisi
(2019-...)

İstanbul Gedik Üniversitesi / Mühendislik Fakültesi / Makine Müh. - Araştırma Görevlisi
(2012-2019)

Projeler:

İTÜ PEDAP / Etkin Konteyner Taşımacılığı için bir sezgisel algoritma ve örnek olay -
Araştırmacı

TÜBİTAK 1512 Projesi / Su altı ve su üstü savunma platformlarında şok ve titreşim

Yükseköğretim Kurumları tarafından destekli BAP / Yüksek Güç Roket Tasarımı -
Yardımcı Personel

Yükseköğretim Kurumları tarafından destekli BAP / Suda ve Havada Görev Yapabilen
Otonom Hibrit Araç - Yardımcı Personel

Yayınlar:

Ceylan, M., Coşkun, F., Yerzhanov, S. M. ve Yerzhanova A. M. (2019). Design and
Simulation of an Off-Grid Photovoltaics System for a Campus Building. 6. Uluslararası
Multidisipliner Çalışmaları Kongresi: Multicongress Gaziantep 2019.

Bu tez çalışmasından üretilen yayın:

İnan, A. T., ve Ceylan, M. (2024). Aerodynamic Analysis of Fixed-Wing Unmanned
Aerial Vehicles Moving in Swarm. *Applied Sciences*, 14(15), 6463.
<https://doi.org/10.3390/app14156463>