

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**TURAÇ İNSANSIZ HAVA ARACININ AERODİNAMİK TASARIM,
MODELLEME VE ANALİZİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Aslıhan VURUŞKAN

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Disiplinlerarası Lisansüstü Programı

HAZİRAN 2014

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**TURAÇ İNSANSIZ HAVA ARACININ AERODİNAMİK TASARIM,
MODELLEME VE ANALİZİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Aslıhan VURUŞKAN
511121156**

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Disiplinlerarası Lisansüstü Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. M. Adil YÜKSELEN

HAZİRAN 2014

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 511121156 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi **Ashhan VURUŞKAN**, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “**TURAÇ İNSANSIZ HAVA ARACININ AERODİNAMİK TASARIM, MODELLEME VE ANALİZİ**” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Prof. Dr. M. Adil YÜKSELEN**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Doç. Dr. Gökhan İNALHAN**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Doç. Dr. Y. Volkan PEHLİVANOĞLU
Hava Harp Okulu

Teslim Tarihi : **05 Mayıs 2014**
Savunma Tarihi : **28 Mayıs 2014**

Aileme,

ÖNSÖZ

Yüksek lisans projemde değerli fikir ve tecrübelerini benimle paylaşan ve beni çalışmalarım süresince devamlı destekleyen danışmanım Prof. Dr. M. Adil Yükselen'e teşekkürü bir borç bilirim. Ayrıca çalışma süresince vaktini ayırıp bana yardımda bulunan, farklı fikirleriyle problemlere değişik bakış açılarından yaklaşmamı sağlayan hocam Doç. Dr. Gökhan İnalhan'a teşekkürü bir borç bilirim.

Çalışma süresince vakit ayırıp çalışmamın tamamlanmasında emeği geçen Araş. Gör. Uğur Özdemir, Yasin Dereli, Aykut Çetin ve Yücel Orkut Aktaş'a teşekkür ederim. 310 numaralı odanın sakinlerinden Araş. Gör. Ayşegül Ceren Moral ve Araş Gör. Nilcan Akataş'a manevi desteklerinden ve yarattıkları uyumlu çalışma ortamından dolayı teşekkür ederim.

Projeye Bilimsel Araştırma Projeleri Birimi aracılığıyla Bilimsel Araştırma Projesi Desteği (BAP) vererek katkı sağlayan İstanbul Teknik Üniversitesi'ne teşekkür ederim.

Yüksek Lisans eğitimim süresince 2210 Yurtiçi Yüksek Lisans Burs Programı vasıtasıyla destekte bulunan Türkiye Bilimsel ve Teknolojik Araştırma Kurumu'na (TÜBİTAK) teşekkür ederim.

Projede üzerinde çalışılan hava aracı, TURAÇ dikey iniş-kalkış yapabilen İnsansız Hava Aracı projesi 1585.STZ.2012-2 numaralı SANTEZ projesi olup TC. Bilim, Sanayi ve Teknoloji Bakanlığı tarafından desteklenmektedir.

Çalışmalarım süresince beni destekleyen, fikir ve görüşlerini benimle paylaşan ve hiçbir zaman yardımını esirgemeyen Melih Cihan YENİGÜN'e yürekten teşekkür ederim.

Hayatım boyunca beni hep destekleyen, yaptığım işlerde beni cesaretlendiren, bugünlere gelmemde büyük emek harcayan ve hayatımda hep çok büyük yeri olan annem Ayşe Gülhan VURUŞKAN, babam Eshat VURUŞKAN ve ablam Neslihan VURUŞKAN'a minnetarım ve herbirisine ayrı ayrı teşekkürü bir borç bilirim.

Mayıs 2014

Aslıhan VURUŞKAN
(Uçak Mühendisi)

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	vii
İÇİNDEKİLER	ix
KISALTMALAR	iii
ÇİZELGE LİSTESİ.....	v
ŞEKİL LİSTESİ.....	vii
ÖZET.....	ix
SUMMARY	xi
1. GİRİŞ	15
1.1 Tezin Amacı	16
1.2 Literatür Araştırması	16
2. TURAÇ TASARIMI	23
2.1 Tasarım.....	23
2.2 Konfigürasyon Seçimi ve Boyutlandırma	24
2.3 Performans	25
2.4 TURAÇ'ın diğer İHA'ları ile karşılaştırılması	27
2.4.1 IAI (Israel Aerospace Industries) Panther Tiltrotor İHA	28
2.4.2 Bell Eagle Eye Tiltrotor İHA	29
3. GİRDAP KAFES YÖNTEMİ İLE AERODİNAMİK ANALİZ	33
3.1 Girdap Kafes Yöntemi (GKY)	33
3.2 Girdap Kafes Yöntemi'nin Bir Taşıyıcı Yüzey Sistemine Uygulanması	36
3.3 $A_{ic,jc,kc,(iv,jv,kv)}$ Katsayılarının Hesabı	38
3.4 Bir Doğrusal Girdap Parçasının İndüklemesi.....	38
3.5 Aerodinamik katsayıların hesabı	40
3.6 Non-lineer Sayısal Taşıyıcı Çizgi Modeli	42
3.7 Geometrinin Oluşturulması	44
3.8 Parametrizasyon	45
3.8.1 Gövde	46
3.8.2 Kanat	47
3.8.3 Winglet 1	47
3.8.4 Winglet 2.....	47
3.8.5 Paneller.....	48
3.8.6 Serbest Akım Parametreleri	48
4. HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ (HAD) YÖNTEMİ	49
4.1 Modelleme.....	49
4.2 Sınır Tabaka Ağı Oluşturulması.....	51
4.3 Hacim Elemanın Oluşturulması	52
4.4 HAD Analizinin Kurulması	52
5. GEÇİŞ REJİMİ DİNAMİK MODELLEMESİ	55
5.1 Genel Hareket Denklemleri.....	55
5.2 Geçiş Rejimi Modellemesi	56
6. UYGULAMA SONUÇLARI.....	61

6.1 TURAÇ Aerodinamik Analiz Sonuçları	61
6.2 GKY ve NLL Yöntemlerini Kullanan Programların Karşılaştırılması	67
6.2.1 Durum 1.....	67
6.2.2 Durum 2.....	68
6.2.3 Durum 3.....	68
6.2.4 Durum 4.....	69
6.2.5 Durum 5.....	70
6.3 TURAÇ Geçiş Rejimi Senaryosu	71
7. SONUÇ VE ÖNERİLER.....	73
KAYNAKLAR.....	75
ÖZGEÇMİŞ.....	79

KISALTMALAR

α	: Hücüm açısı
C_L	: Taşıma katsayısı
C_{Ls}	: Pervane etkisi altında bulunan yüzeyin taşıma katsayısı
C_{Lw}	: Pervane etkisi altında bulunmayan yüzeyin taşıma katsayısı
C_D	: Sürüklenme katsayısı
C_{Di}	: İndüklenmiş sürüklenme katsayısı
C_{Ds}	: Pervane etkisi altında bulunan yüzeyin sürüklenme katsayısı
C_{Dw}	: Pervane etkisi altında bulunmayan yüzeyin sürüklenme katsayısı
C_M	: Moment katsayısı
D	: Sürüklenme kuvveti
GKY	: Girdap Kafes Yöntemi
HAD	: Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
İHA	: İnsansız Hava Aracı
i_T	: Tilt açısı
L	: Taşıma kuvveti
NLL	: Non-lineer Sayısal Taşıyıcı Çizgi Modeli
T	: İtke
T_{coax}	: Ana taşıyıcı fanın ürettiği itki kuvveti
T_{tilt}	: Tilt motorlarının ürettiği itki kuvveti
UAV	: Unmanned Air Vehicle
V	: İleri uçuş hızı
VLM	: Vortex Lattice Method
VTOL	: Vertical Takeoff and Landing
W	: Ağırlık

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 2.1 : TURAÇ teknik özellikleri [5].....	25
Çizelge 2.2 : TURAÇ ana performans parametreleri [5].....	25
Çizelge 2.3 : TURAÇ uçuş süreleri [5].	26
Çizelge 2.4 : İHA Panther teknik özellikleri [33].....	28
Çizelge 2.5 : Bell Eagle Eye Tiltrotor İHA teknik özellikleri [34].	30
Çizelge 2.6 : Türkiye’de yapılmış mini İHA’larının özellikleri [34].	30
Çizelge 4.1 : Farklı bölgelerde y^+ değerleri.	51
Çizelge 6.1 : TURAÇ geçiş rejimi senaryosu [26].....	71

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 2.1 : (a) Dikey kalkış-iniş ve askı durumları. (b) İleri uçuş hali.	24
Şekil 2.2 : α - L/D grafiği.	26
Şekil 2.3 : V - Gerekli itki grafiği.	27
Şekil 2.4 : IAI Panther.	28
Şekil 2.5 : Bell Eagle Eye Tiltrotor İHA.	29
Şekil 2.6 : Efe.	31
Şekil 2.7 : Malazgirt.	31
Şekil 2.8 : Bayraktar.	31
Şekil 3.1 : Kanat boyunca at-nalı girdapların dağılımı [31].	34
Şekil 3.2 : Weissinger modeli kanat ve at-nalı girdap dağılımı [31].	34
Şekil 3.3 : Girdap Kafes Yöntemi kullanılarak kanadın panellere ayrılması.	35
Şekil 3.4 : Panel üzerinde oluşan kuvvet.	36
Şekil 3.5 : Taşıyıcı yüzey sistemi.	37
Şekil 3.6 : Herhangi bir panel üzerindeki at-nalı girdabı.	38
Şekil 3.7 : Kanat üzerinde bir panel ve at-nalı girdapları [31].	39
Şekil 3.8 : Aerodinamik kuvvet ve panel birim vektörleri.	41
Şekil 3.9 : Non-lineer Sayısal Taşıyıcı Çizgi Modeli akış diyagramı.	44
Şekil 3.10 : Geometri boyutlarının programa girildiği arayüz.	45
Şekil 3.11 : Geometrinin oluşturulduğu program arayüzü.	46
Şekil 4.1 : Kontrol hacmi içerisindeki yarım TURAÇ.	50
Şekil 4.2 : Yarım TURAÇ ve kontrol hacmi.	50
Şekil 4.3 : Hacim elemanlı yarım TURAÇ ve kontrol hacmi.	52
Şekil 4.4 : Hacim elemanlı yarım TURAÇ ve kontrol hacmi.	53
Şekil 5.1 : TURAÇ tilt pervanesi üzerindeki hava akımı hızları.	57
Şekil 5.2 : Tilt motorunun farklı dönme hızları için itki-hız grafikleri.	57
Şekil 5.3 : Pervane etkisi altında TURAÇ geometrisi [26, 3].	58
Şekil 6.1 : NACA 34112 profilinin C_L - α grafiği.	62
Şekil 6.2 : NACA 54115 profilinin C_L - α grafiği.	62
Şekil 6.3 : $V=20$ m/s, $\alpha=0^\circ$ 'deki simetri yüzeyi üzerindeki hız dağılımı.	63
Şekil 6.4 : $V=20$ m/s, $\alpha=0^\circ$ 'deki simetri yüzeyi üzerindeki statik basınç dağılımı. ..	63
Şekil 6.5 : $V=20$ m/s, $\alpha=0^\circ$ 'deki uçak üzerindeki statik basınç dağılımı.	63
Şekil 6.6 : $V=20$ m/s, $\alpha=6^\circ$ 'deki simetri yüzeyi üzerindeki hız dağılımı.	64
Şekil 6.7 : $V=20$ m/s, $\alpha=6^\circ$ 'deki simetri yüzeyi üzerindeki statik basınç dağılımı. ..	64
Şekil 6.8 : $V=20$ m/s, $\alpha=6^\circ$ 'deki uçak üzerindeki statik basınç dağılımı.	65
Şekil 6.9 : C_L - α grafiği.	65
Şekil 6.10 : C_D - α grafiği.	66
Şekil 6.11 : C_M - α grafiği.	66
Şekil 6.12 : Durum 1 C_L - α grafiği.	67
Şekil 6.13 : Durum 2 C_L - α grafiği.	68
Şekil 6.14 : Durum 3 C_L - α grafiği.	69
Şekil 6.15 : Durum 4 C_L - α grafiği.	69

Şekil 6.16 : Durum 5 C_L - α grafiği.	70
--	----

TURAÇ İNSANSIZ HAVA ARACININ AERODİNAMİK TASARIM, MODELLEME VE ANALİZİ

ÖZET

İnsansız Hava Araçları'nın (İHA) son 40 yıldır askeri ve sivil amaçlı birçok görevde kullanımı hızlı bir şekilde artmaktadır. Bu hava araçlarının kullanımındaki hızlı artışın başlıca nedenleri arasında düşük işletme maliyetleri, müşteri taleplerine göre aracın modernizasyonunun gerçekleştirilmesi, herhangi bir kaza anında pilot kaybının olmaması gösterilmektedir. İHA'ları tilt rotor, konvansiyonel, helikopter, kuyruksuz vb. birçok konseptte tasarlanmakta ve imal edilmektedir. Çalışmanın konusu olan TURAÇ helikopter gibi dikine iniş-kalkış gerçekleştirebilen ve askıda kalabilen, konvansiyonel uçak gibi ileri uçuş yapabilen bir VTOL (Vertical Takeoff-Landing) İHA'dır. Hava aracının gövde bölümünde birbirine zıt yönde dönen iki pervane (eş-eksenli fan sistemi), ön bölümünde ise tilt eden iki pervane bulunmaktadır. Dikine iniş-kalkış ve askı hareketi boyunca ön bölümdeki tilt pervanelerinin eksenini gövde eksenine dik doğrultuda konumlanmış şekilde çalışmaktadır. Bahsedilen rejimde ana taşıma kuvvetini sağlamak için eş-eksenli fan kapakları açık bir şekilde çalışmaktadır. Hava aracı ileri uçuş rejimine girdiğinde tilt rotorların eksen doğrultusu gövde eksenine ile aynı doğrultuda olup, gövde içerisindeki eş-eksenli fan durup kapakları kapanmaktadır.

Çalışmada TURAÇ İHA'nın tasarımından detaylı olarak bahsedilip, yerli ve yabancı birçok İHA ile karşılaştırılmaktadır. Ayrıca İHA'nın aerodinamik analizi Girdap Kafes Yöntemi-GKY (VLM-Vortex Lattice Method), Non-linear Sayısal Taşıyıcı Çizgi Modeli (NLL-Non-linear Numeric Lifting Line) ve Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği-HAD Yöntemi (CFD-Computational Fluid Dynamics) kullanılarak gerçekleştirilmektedir. GKY ve NLL Yöntemleri ile aerodinamik analiz gerçekleştirilmeden önce hava aracının kanat, gövde, kuyruk gibi taşıyıcı yüzeylerini oluşturan parametreler üzerinde durulmuştur. Parametreler oluşturulurken hem geleneksel hava araçlarında bulunan sıradan parametreler hem de TURAÇ geometrisine uygun sıradışı parametreler tanımlanmıştır. vBasic dili kullanılarak geliştirilen programda, uçağın geometrisi belirlenen parametreler kullanılarak kullanıcı isteği doğrultusunda oluşturulmaktadır. Kullanıcı TURAÇ geometrisine benzer farklı kanat açıklığı ve veter uzunluğuna sahip hava araçlarının aerodinamik analizlerini gerçekleştirebilmektedir.

Çalışmada kullanılan teorik-sayısal yöntemler gereği hava aracı kanat açıklığı ve gövde eksenini doğrultusunda panellere bölünmektedir. Geliştirilen programda panel sayısı kullanıcı isteğine göre belirlenmekte ve panel sayısının sonuçlara etkisi arzu edildiği takdirde gözlemlenebilmektedir. GKY'nde hava aracı açıklık ve veter doğrultusunda birçok panele ayrılabilirken, NLL Modeli'nde veter doğrultusunda tek sıra, açıklık doğrultusunda birçok panele ayrılmaktadır. Ayrıca NLL modelinde kanat ve gövde profillerinin aerodinamik karakteristiklerine gereksinim duyulduğundan TURAÇ'ın kanat ve gövde profilleri XFLR5 programı yardımıyla analiz edilmiştir. Analiz sonucunda kanat ve gövde profillerinin aerodinamik

katsayıları belirlenmiştir. Çalışmada GKY ve NLL modeli gereği her panelin çeyrek veter noktasına atnalı girdapları, üç-çeyrek veter noktasına da kontrol noktaları yerleştirilmektedir. Atnalı girdabı kollarının doğrultusu taşıyıcı eleman boyunca yüzeyi takip ederken firar kenarından sonra serbest akım hızı doğrultusundadır. Söz konusu yöntemleri viskoz etkileri içermediği için gerçek sonuçları yansıtmasa da hava aracının ön tasarım sürecinde oldukça yaygın olarak kullanılmaktadır. Bahsedilen yöntemlerde viskoz etkiler göz ardı edildiği için elde edilen aerodinamik katsayılar ileri uçuş hızından bağımsız sadece hücum açısına bağlıdır. Geliştirilen program sonucunda farklı hücum açılarında her taşıyıcı yüzeyin ve TURAÇ'ın taşıma (C_L), indüklenmiş sürüklenme (C_{Di}) ve yunuslama momenti (C_M) katsayıları elde edilmektedir. Ayrıca GKY ve NLL Yöntemleri'nin kullanıldığı programlar kamburluksuz ve kamburluklu düz bir kanat ve TURAÇ geometrisi için çalıştırılıp taşıma katsayısı sonuçları karşılaştırılmıştır.

Çalışmada viskoz etkilerin göz önünde bulundurulduğu Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği-HAD (CFD-Computational Fluid Dynamics) Yöntemi kullanılarak aerodinamik analiz gerçekleştirilmiştir. Söz konusu yöntemde çözüm süresi ve bilgisayar kapasitesi çok büyük önem arz ettiğinden TURAÇ'ın simetri özelliğinden yararlanılıp yarım TURAÇ'ın analizleri gerçekleştirilmiştir. Gövde eksen simetri eksen olarak kabul edilip yarım TURAÇ modellenmiştir. Modellemede yarım TURAÇ bir kontrol hacmi içerisine hava giriş yüzeyinin 3 uçak boyu arkasında, hava çıkış yüzeyinin 6 uçak boyu önünde konumlandırılmıştır. Bu sayede hava aracı arkasında oluşan girdapların görülmesi amaçlanmıştır. Yarım TURAÇ yüzeyi, kontrol hacmi ve yüzeyleri Gambit programı yardımıyla elemanlara bölünmüştür. Bu bölümde akışın önemli olduğu ve çözümün daha iyi yapılmasının gerektiği bölümlerde eleman boyutları küçülürken daha toleranslı davranılabilen bölgelerde arttırılmıştır. Bir sonraki aşamada hava aracı yüzeyinde sınır tabaka elemanları oluşturulmuştur. Sınır tabaka elemanları oluşturulurken y^+ değerinin 1 olmasına özen gösterilmiştir. Çeşitli denklemler kullanılarak sınır tabaka ilk eleman yüksekliği hesaplanmıştır. Bu aşama çözümün gerçeğe daha yakın elde edilmesine yardımcı olmaktadır. Sınır tabaka elemanları oluşturulduktan sonra kontrol hacmi elemanlara bölünmekte ve aerodinamik analiz için hazır hale getirilmektedir. Kontrol hacmi yüzey tanımlamaları gerçekleştirilmiş, problemin başlangıç ve sınır koşulları tanımlanmıştır. Hazırlanan model k-epsilon Realizable Enhanced Wall Treatment türbülans modeli kullanılarak Fluent programı yardımıyla analiz edilmektedir. Çalışmada yarım TURAÇ'ın 20 m/s ileri uçuş hızında $0^\circ - 15^\circ$ arasındaki her hücum açısında analizi gerçekleştirilmiştir. Program sonucu olarak viskoz etkilerin dahil edildiği taşıma (C_L), sürüklenme (C_D) ve yunuslama momenti (C_M) katsayıları elde edilmiştir.

Çalışmada çeşitli yöntemler kullanılarak elde edilen aerodinamik katsayılar karşılaştırılıp yorumlanmıştır. VLM ve NLL yöntemlerinde viskoz etkiler göz ardı edildiği için HAD yöntemine oranla sonuçlar bir miktar gerçekten sapmaktadır.

TURAÇ'ın geçiş rejimindeki matematiksel modeli oluşturulmuştur. Bu modelde hava aracına askı durumundan ileri uçuş rejimine geçerken etki eden kuvvet ve moment değerleri hesaplanmaktadır. Belirli tilt, hücum ve elevatör açılarında hava aracının denge durumları belirlenip, geçiş rejimi için bir senaryo oluşturulmuştur.

THE AERODYNAMIC DESIGN, MODELLING AND ANALYSIS OF TURAC UNMANNED AIR VEHICLE

SUMMARY

Last 40 years, Unmanned Air Vehicles (UAV) are utilized for many civilian and military missions such as mining researches, monitoring traffic and wildlife. UAVs earn a huge importance all around the world because of low manufacturing and maintenance costs, modifying due to customer desire, no pilot lost at the accident and easy transportation. Different types of UAVs exist such as conventional UAV, tilt-rotor UAV, helicopter, tilt-wing UAV and tailless UAV.

The subject of the study is TURAC which has vertical takeoff-landing, hovering like helicopter and forward flight like an aircraft. TURAC is a VTOL (Vertical Takeoff-Landing) UAV because of the mentioned features. It consists of two rotors in front which are tilted from vertical takeoff-landing position to forward flight regime position and a coaxial main lift fan at back in the fuselage. The UAV has blended wing airframe with electrical propulsion system. The coaxial fan provides a high lift force during hovering and transition flight regime. Two rotors in front and the coaxial fan work during vertical takeoff-landing, hovering and transition flight regime. The coaxial fan door which is designed because of aerodynamic efficiency also opens during these flight regimes. During transition flight, two rotors in front are tilted from hover position to forward flight regime and main lifting fan closes. In hover position, the axis of the tilt-rotor is perpendicular to fuselage axis. In forward flight, the coaxial fan stops and its door is closed. In forward flight regime, the axis of the tilt-rotor is parallel to the fuselage axis. The thrust distribution of the UAV is 15% for each tilt-rotor and 70% for coaxial main lift fan.

UAV does not require a runway because of vertical takeoff-landing ability. Moreover, electrical propulsion system provides silence and efficient flight. To mention the geometry details, rudders are positioned at wingtips to enhance aerodynamic efficiency and structural weight. Main lift fan doors are designed and manufactured to reduce drag force. Tricycle retractable landing gear provides maximum ground control and also reduces drag. Power and control systems are redundant for safety flight. Lithium polymer rechargeable batteries provide long endurance. In VTOL mode, TURAC spends 10 minutes for VTOL, 7.5 minutes for climb, 60 minutes for cruise flight and 7.5 minutes for descent, so totally it spends 85 minutes. On the other hand in CTOL mode, it spends 7.5 minutes for climb, 180 minutes for cruise flight and 7.5 minutes for descent, so totally it is 195 minutes. As it can be seen from flight time, vertical takeoff-landing requires too much power, so it reduces endurance dramatically from 195 minutes (CTOL) to 85 minutes (VTOL). Additionally, the mission profile of TURAC is 1000 m for mission altitude and 4500 m for maximum altitude. Cruise speed is calculated as 25 m/s and endurance speed is 20 m/s. The aerodynamic analysis has been done with respect to endurance speed as 20 m/s. TURAC has 8 kg payload weight for different mission profiles. It also has attachable wings which give a chance to fly with different wing span due to mission

requirements and easy transportation. Elevators are placed at trailing edge of the fuselage, ailerons are positioned at the regular wing position. So TURAC is tailless, however control surfaces of tail is positioned at the fuselage and winglets.

First technical specification that I want to mention is Maximum Take-Off Weight (MTOW) which is 47 kg. Empty weight is calculated as 39 kg. The length of TURAC is 1.8 m and its wing span is 4.2 m. Because of blended wing concept, the fuselage of it is similar with wing. It provides extra lift force during flight, this returns us as a longer flight time and higher payload. The sweep angle of wing is set 20° . The chord length of it is 0.595 m. The airfoil profile is selected as NACA 54115 for fuselage, NACA 34112 for wing and NACA 04012 for winglet.

In this study, the aerodynamic analysis of TURAC in forward flight regime is occurred by using Vortex Lattice Method (VLM), Non-linear Numeric Lifting Line (NLL) and Computational Fluid Dynamics (CFD).

The computer program is developed in vBasic language for the aerodynamic analysis of VLM and NLL methods. Before aerodynamic analysis, the parametrization of TURAC geometry is applied. The parameters of fuselage, wing and winglets are defined to create geometry at the developed computer program. Some parameters are classical aircraft parameters such as chord, span, sweep angle and some of them are created due to TURAC geometry. At the parametrization study, the length of TURAC is divided into three parts which are front, middle and back parts. The length of the fuselage's middle part equals the chord of the wing. The parameters of TURAC's fuselage are span, sweep and dihedral angle and the length of the front, middle and back parts. The span, root and tip chord, sweep and dihedral angles are defined as parameter at the wing. In the study, winglet is divided into two parts which are Winglet 1 and Winglet 2. The parameters of the both parts are the same as the parameters of wing. The airfoil profile of each component can be selected, camber affects the results dramatically. The advantage of developed program is giving a chance of analyzing different dimension of TURAC. So the effects of span, sweep and dihedral angle and airfoil profile on the results can be observed in the short time period.

At the VLM and NLL methods, the analyzed geometry should be divided into panels. In the developed program, the geometry of TURAC is divided into panels in the direction of span and fuselage axis due to user's desire. At the developed program, the number of panel in the direction of fuselage axis is symbolized by NI and the number of panel in span direction is symbolized by NJ. The panel number for each component is inserted separately. The effect of number of panels can also be observed in short time. In these methods steady incompressible potential flow is assumed, so the aerodynamic analysis is independent from flow velocity. The parameter of freestream flow is angle of attack in the analysis. Moreover, another parameter in the developed computer program is NW which is number of lifting surface. In TURAC geometry, the lifting surfaces are fuselage, wing, winglet 1 and winglet 2, so the NW is four and constant. According to VLM and NLL methods, horseshoe vortex is placed quad-chord of each panel, moreover control points are placed three quad-chord of each panel. Horseshoe vortex follows the lifting surface until the trailing edge and then its direction is the same direction of freestream flow. In the method the surface boundary condition is no velocity perpendicular to lifting surface. The horseshoe vortex on any panel produces induced velocity at the control point of any panel. The matrix is created including whole panels' horseshoe vortex

which is also calculated. Moreover, lift (C_L), induced drag (C_{Di}) and pitching moment (C_M) coefficients are calculated for each lifting surface and whole UAV.

In the NLL method, the geometry of TURAC is divided into several panels in span direction and single panel in chord direction. Additionally, the aerodynamic characteristics of airfoil profile is needed to define lift coefficient at the efficient angle of attack. So, the values of horseshoe vortex is calculated iteratively. At the TURAC geometry, fuselage airfoil profile is NACA 54115 and wing airfoil profile is NACA 34112. The two dimensional aerodynamic analysis of the mentioned profiles are applied at XFLR5 commercial computer program. The points data of the airfoils are provided and inserted into the program, then aerodynamic analysis is applied to the airfoil. Lift and drag coefficients (C_L , C_D) of the airfoil profiles due to angle of attack are calculated. According to XFLR5 results, NACA 54115 stalls at 17° angle of attack and NACA 34112 profile stalls at 14° angle of attack. The results are inserted into the NLL analysis to calculate the values of horseshoe vortex. Solving method of NLL is similar with VLM. The advantages of theoretical-numeric methods, NLL and VLM are reaching results in short time, efficient in preliminary design, not needing high technical features computers. The disadvantages of these method is so the results are a little bit different from real results. In the study, the developed programs calculated lift coefficients for flat wing which has TURAC span with cambered and without cambered. The results are close to each other, moreover mostly the results of VLM is higher than NLL method. Additionally, both programs are calculated for TURAC without cambered and the results are very close to each other.

Another applied aerodynamic analysis on TURAC is CFD method. CFD method is utilized in wide range of engineering areas to solve different fluid mechanic problems. The method includes four steps; modelling, meshing, creating boundary layer and analyzing. Modelling of TURAC geometry is the first step of the aerodynamic analysis of CFD method. The UAV geometry is symmetric with respect to fuselage axis. So the half TURAC is used in the analysis to decrease the number of cells and solving time. Moreover, control volume whose dimensions are $9500 \times 18000 \times 5400$ is created. Half TURAC is placed three fuselage length behind from inlet and six fuselage length front from outlet. The reason of being close to inlet is to observe detailly vortex behind and around the UAV. Symmetry surface of half TURAC is leaned on one of the surface of the control volume. After creating control volume and model, cells on UAV surface and control volume are created by using Gambit which is a commercial computer program.

In the analysis, flow around leading and trailing edge of the fuselage and wing, transition area between wing and winglet and winglet tip should be observed detailly. So dimensions of cells at mentioned areas are smaller from other cells on the surface. After creating cells on TURAC's surface, boundary layer cells created with respect to some parameters. First height of boundary layer is vital for CFD analysis. It depends on freestream velocity and the value of y^+ which is an important parameter for the quality of CFD analysis. The value of y^+ changes due to viscous, transition and turbulent region, moreover in this study, the value of y^+ is taken as 1. According to different equations, the first height of boundary layer is calculated as 1.93×10^{-5} with respect to 20 m/s freestream velocity. On the UAV, 15 layers are created by using "Last Ratio" method. After that, cells are created into the control volume where cells are closer to half UAV is smaller. The surface of control volume and half TURAC is defined to before beginning analyze set-up. At the control volume, the inlet is selected as velocity inlet, so the value and the direction of freestream velocity

is inserted. The outlet is defined as pressure outlet. Surface where half TURAC is leaned on is set as symmetry, so the results will be for whole UAV. The rest of control volume surfaces and half TURAC's surface are defined as wall. Initial and boundary conditions are inserted into the model. The freestream velocity is defined 20 m/s which is also cruise velocity of UAV and hydraulic diameter is set 6.886 m, Reynolds number is calculated 1.48×10^6 and the turbulence intensity is %2.709. At the analysis, k-epsilon Realizable Enhanced Wall Treatment turbulence model and Green-Gauss Node Based is selected. The analysis have been done between $0^\circ - 15^\circ$ angle of attack at each angle. At the results, lift (C_L), drag (C_D) and pitching moment (C_M) coefficients are calculated for whole TURAC. The advantage of CFD method is providing results very close to real ones. The disadvantages of it is needing high technical capacity computer and its memory and long solving time. At the study aerodynamic coefficients of UAV due to different methods are compared to each other and commented.

In the study, mathematical modelling of TURAC for transition regime is developed. The mathematical model equations are based on Newton's Second Law. During transtion regime total forces and moments are calculated from hovering to forward flight regime in the equilibrium condition. At defined tilt and elevator angle and angle of attcak, the scenario is developed due to mathematical modelling equations. During scenario force in z direction and pitching moment equal zero and force in x direction is different from zero which accelerates TURAC in forward flight. In the scenario, TURAC in hovering starts to accelerates at 70° tilt angle and -1° angle of attack with 329.6 N until 20 m/s forward flight velocity. At first step, coaxial main lifting fan produces 329.6 N thust and decreases until zero at 20 m/s forward flight velocity. Then tilt angle sets 0° which is forward flight regime position and forward flight velocity is 22 m/s with around 2.5° angle of attack. At the last step of scenario TURAC arrives forward flight rejime concept with 24 m/s forward flight velocity, 2° angle of attack, 0° tilt angle, closed coaxial main lifting fan, 19.6 N thrust force for each tilt engine and zero total forces and moments. Moreoever elevator angle (δ_e) is 10° at 20 m/s, -3° at 22 m/s and -2.28° at 24 m/s. In the scenario, transition have been done step by step with defined parameters due to mathematical model.

1. GİRİŞ

İnsansız Hava Araçları (İHA) son yıllarda tasarım ve imalinde artış görülen önemli bir hava aracı grubudur. Askeri ve sivil alanlarda kullanılan bu hava araçları askeri amaçlı olarak veri toplama, gözetleme, takip ve görevlerinde, sivil amaçlı olarak da trafik izleme, tapu ve kadastro amaçlı haritalama, yerbilim ve maden çalışmaları, yaban hayatı ve ekolojik izleme, tarım, orman, deniz kirliliği, acil durum ve afet durumlarında takip ve gözetleme gibi birçok görevde kullanılmaktadır. İHA'ların bu görevler için diğer araçlara kıyasla tercih edilmesinin en önemli nedenleri arasında hava aracının müşteri talepleri doğrultusunda düzenlenebilmesi, düşük işletme ve üretim maliyetleri ve bir kaza anında pilot kaybının söz konusu olmaması sayılmaktadır [22]. Belirtilen avantajlardan dolayı bu tür hava araçlarının sivil alandaki kullanımları gün geçtikçe artmaktadır. İHA'larının dezavantajları olarak uçağın hava sahasına entegrasyonu ve uçuş güvenliği hava sahası güvenilirliği gösterilmektedir. Bahsedilen avantaj ve dezavantajlar doğrultusunda İHA'larından beklenen özellikler arasında kısa mesafeden iniş-kalkış gerçekleştirebilmek, gerektiğinde kısa süreli de olsa askıda kalabilmek ve operasyon bölgesinde hızlı hareket edebilmek sayılmaktadır. Bu özellikleri bünyesinde barındıran hava aracı bir VTOL (Vertical Takeoff-Landing) İHA'dır. Bu tür hava araçlarının sivil uygulamalarda kullanılması ve sistem üzerindeki faydalı yüklerin (kamera, hiperspektral görüntüleyici, hava ölçüm sensörleri) takılıp çıkarılabilmesi açısından uygulamaya özel bir araç olduğunu göstermektedir.

Çalışmada helikopter dikine iniş-kalkış gerçekleştiren ve askıda kalabilen, konvansiyonel uçak gibi ileri uçuş gerçekleştirebilen sabit kanatlı, tilt rotor ve sivil kullanım için amaçlanmış bir VTOL İHA'nın aerodinamik modellemesi ve analizi gerçekleştirilmektedir. Hava aracının aerodinamik analizinde viskoz olmayan yöntem olarak Girdap Kafes Yöntemi-GKY (VLM-Vortex Lattice Method), viskoz yöntem olarak da Non-lineer Sayısal Taşıyıcı Çizgi Modeli (NLL-Non-linear Numeric Lifting Line) ve Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği-HAD (CFD-Computational Fluid Dynamics) kullanılmıştır. Farklı hücum açılarında analizler

tekrarlanıp her durum için TURAÇ'ın taşıma (C_L), sürüklenme (C_D) ve yunuslama (C_M) katsayıları hesaplanmaktadır.

1.1 Tezin Amacı

Projede çok amaçlı sivil kullanım için tasarlanmış, sabit kanatlı tilt rotor bir VTOL İHA'nın aerodinamik analizi gerçekleştirilmektedir. Çalışmada hava aracının tasarım parametreleri belirlenip, parametrisasyon işlemi uygulanarak geleneksel ve TURAÇ geometrisine özgün parametreler belirlenmektedir. TURAÇ'ın havada kalma süresi, maksimum kalkış ağırlığı, ileri uçuş hızı gibi tasarım kriterleri kullanılarak düz uçuş, askı ve geçiş durumları için aerodinamiksel karakteristikleri belirlenmektedir. Belirlemeler doğrultusunda ve parametrisasyon işlemi kullanılarak uçağın aerodinamik analizi GKY ve NLL yöntemleri kullanılarak gerçekleştirilmektedir. Söz konusu analizleri gerçekleştirmek üzere vBasic dilinde program geliştirilmektedir. Geliştirilen bilgisayar programında kanat açıklığı, veter ve kanat profili değişimi gibi geometrideki farklılıklar karışında hava aracının performansındaki değişim gözlemlenmektedir. Ayrıca HAD yöntemi kullanılarak da viskoz etkiler göz önünde bulundurularak aerodinamik analiz gerçekleştirilmektedir.

1.2 Literatür Araştırması

Son 40 yıldır İHA'ları hem sivil hem de askeri görevleri içeren birçok alanda kullanılmaktadır. Günümüzde hava aracı pazarının %3'lük bölümünü İHA'ları oluştursa da avantajları göz önünde bulundurulduğunda bu oranın önümüzdeki 5 yılda %10 seviyelerine çıkması öngörülmektedir. Bu avantajlar arasında müşteri taleplerine göre hava aracının düzenlenmesi, kaza anında pilot kaybının olmaması ve düşük üretim ve işletme maliyetlerinin olması gösterilmektedir [27]. İHA'larının sivil uygulamalarda kullanıldığı görevler arasında, trafik izleme [20], tapu ve kadastro amaçlı haritalama [32], yerbilim ve maden çalışmaları [20], tarım/orman/deniz kirliliği/atık/acil durumlarda/afet durumlarında takip ve izleme [27], ekolojik ve yaban hayatı izleme [27] sayılmaktadır. İnsanlı hava araçlarının kullanılmasının riskli ve maliyetli olduğu zamanlarda İHA'larının kullanılması daha avantajlı olmaktadır. İHA'larının sabit kanatlı İHA [8], havadan hafif İHA [8], Tilt-rotor/Tilt-wing İHA [10], döner kanat İHA [8, 10], Thrust-reversing İHA [10], Tail-

sitter İHA [10], dikine iniş-kalkış yapabilen İHA [8, 10] gibi kullanıldığı göreve göre birçok çeşidi bulunmaktadır.

Askeri görevlerde kullanılan İHA'larının imal ve işletme maliyetleri sivil görevlerde kullanılmak üzere tasarlanan İHA'larına göre çok daha maliyetli olduğu saptanmaktadır. Yukarıda belirtilen farklı türlerdeki hava araçlarında aranan yaygın özellikler havada kalış süresinin uzun olması, kısıtlı uzunluktaki pistten iniş-kalkışın gerçekleştirilmesi, gerekli anlarda kısa süreli de olsa askı hareketinin gerçekleştirilmesi, gerekli ölçüm ve görüntülerin alınabilmesi, operasyon süresince hızlı hareket edilebilmesidir. Bu belirtilen özelliklere en uygun olan hava aracı VTOL İHA'dır. Bu tür bir hava aracının farklı görevlerde uygulanması ve modernizasyonun gerçekleştirilmesi kullanıcıya maliyet açısından önemli bir avantaj sağlamaktadır.

VTOL İHA'larının en büyük özellikleri helikopter gibi dikine iniş-kalkış gerçekleştirmesi ve havada asılı kalabilmesi ayrıca uçak gibi ileri uçuş gerçekleştirebilmesidir. Bu hava araçları piste ihtiyaç duymadan herhangi bir araziden iniş-kalkışlarını gerçekleştirip, kısa sürede görev yerine ulaşabilmektedirler. Bu özelliklerine ek olarak VTOL hava araçları ileri uçuş modundan askı moduna kısa sürede geçebilmektedir. Bahsedilen özellikler sayesinde bu tür hava araçları hem konvansiyonel hava araçlarına hem de helikopterlere göre görevlerini daha başarılı bir şekilde gerçekleştirmektedirler [22, 4].

Helikopterler askı modundan ileri uçuş moduna geçme gibi farklı uçuş modlarındaki geçişlerde oldukça avantajlıdır. Hatta dikine iniş-kalkış sırasında helikopterler VTOL İHA ve konvansiyonel uçaklara göre daha avantajlı iken ileri uçuş modunda performans sıkıntıları yaşamaktadırlar. Helikopterlerde ileri uçuş modunda öndeki palin oluşturduğu hava akımından arkadaki pal etkilenmekte ve aracın performansında düşüş gözlemlenmektedir. Ayrıca helikopterler kompleks rotor sistemleri içerdiği için maliyetleri yüksektir. Fakat VTOL İHA'larda hem kompleks rotor sistemine ihtiyaç duyulmazken hem de ileri uçuş modunda taşıma kuvveti hava aracının kanatlarından sağlandığı için araçta performans düşüşlerine rastlanmamaktadır [22, 4].

İHA'larının askı hareketi ve dikine iniş-kalkış yapabilmeleri helikopterlerle en büyük benzerlikleridir. Ancak efektif rotor alanının helikopterlere göre VTOL İHA'larında

daha düşük olması verimin İHA'larında daha düşük olduğu anlamına gelmektedir [22, 4].

Konvansiyonel İHA'ları helikopterler gibi her araziye iniş ve araziden kalkış gerçekleştirememektedirler. Ancak konvansiyonel hava araçlarının ileri uçuş performansları helikopterlere göre daha iyidir. VTOL İHA'ları bu özellikleri bünyesinde barındırırken dikine iniş-kalkışı gerçekleştirmek için uçağa ekstradan sistem eklenmektedir. Bu sistem hava aracına ağırlık olarak yansırken faydalı yük miktarında da azalmaya neden olmaktadır. VTOL İHA'larında itki/ağırlık oranı (T/W) konvansiyonel hava araçlarına göre daha yüksek olmaktadır. Bu özellik VTOL İHA'larına daha fazla manevra kabiliyeti sağlarken hava aracının kontrolünde zorluklara yol açmaktadır. Günümüz teknolojisinde kontrol zorluklarının üzerinden otopilot sistemler gelmektedir [21, 22].

Literatürde mevcut VTOL İHA teknolojileri ile helikopter ve konvansiyonel hava aracı tasarım teknolojileri karşılaştırılmaktadır [22]. Ayrıca çalışmalarda VTOL sistemlerinin gelişiminin tarihçesi ve mevcut kıstaslardan da bahsedilmektedir [4].

Bir hava aracının tamamının veya kanat, kuyruk, gövde, winglet gibi parçalarının aerodinamik analizi gerçekleştirilirken Girdap Kafes Yöntemi-GKY (VLM-Vortex Lattice Method) kullanılmaktadır. GKY ile herhangi bir hava aracının kanat gibi taşıma yüzeyleri üzerinde oluşan taşıma kuvveti yüzey boyunca hesaplanabilmektedir. Bu yöntemde problem 3 boyutlu olarak ele alınıp yüzey boyunca taşıma kuvveti değişimi hesap edilebilmektedir. Ayrıca GKY hariç başka yöntemler de aerodinamik analiz için kullanılmaktadır. Mariens (2012) yaptığı yüksek lisans tezinde farklı aerodinamik analiz yöntemlerini karşılaştırmış ve en hızlı çözümü GKY'nın verdiğini belirtmiştir. Çalışmasında kanat açıklığı boyunca taşıma kuvveti dağılımını, kanatta oluşan indüklenmiş sürüklenme ve kanadın taşıma katsayısının GKY ile hesabının yapılabildiğinden bahsedilmektedir. Ayrıca taşıyıcı yüzeydeki panel yoğunluğunun etkilerinden de bahsedilmektedir [15]. GKY kullanılarak yapılan başka bir çalışmada ön tasarımı gerçekleştirilen bir İHA'nın statik stabilite analizi açık kodlu bir program yardımıyla gerçekleştirilmiştir. Deneyin gerçekleştirildiği çalışmada taşımaya göre moment ve kuvvet değerleri elde edilmiştir. Hem GKY sonuçlarının hem deney verilerinin birbirine yakın olduğundan bahsedilmektedir. Ayrıca GKY ile elde edilen sonuçların ön tasarım için yeterli olduğundan bahsedilmektedir [7].

GKY viskoz etkilerin göz ardı edildiği bir aerodinamik analiz olmasına rağmen hava aracının ön tasarım sürecinde kullanılan etkili bir yöntemdir. Bu metod düşük açıklık oranına sahip hava araçlarında ve yüksek hücum açılarının olduğu durumlarda yeterli olmamaktadır. Bu nedenle 1970'li yıllarda nonlinear GKY (NLVLM) GKY'nin yetersiz olduğu durumlarda kullanılmaya başlanmıştır [14]. Parametrizasyon çalışması GKY'inde önemli bir yere sahip olup hava aracını oluşturan parametrelerin uçağın performansı üzerindeki etkilerinin incelendiği bir alandır. Parametrizasyon işleminde hava aracının geometrisini ve taşıyıcı yüzeylerini oluşturan parametreler belirlenmektedir. Bu parametreler üzerinde değişiklik gerçekleştirilip hava aracının performansı incelenmektedir. Ağır tilt rotor türü uçakta parametrizasyon işlemi gerçekleştirilmiş ve uçağın geometrisi parametrelerle ilişkilendirilmiştir. Çalışmada yazar tarafından belirlenen tasarım parametrelerinin hava aracının performansı üzerindeki etkileri incelenmiştir. Bütün tasarım parametreleri arasında rotor uç hızının taşıma/sürüklenme (L/D) oranını en çok etkileyen parameter olduğu belirlenmiştir [29]. Başka bir çalışmada aerodinamik optimizasyon bir tilt rotor mekanizmasına uygulanmıştır. Burulma açısı ve sivrilik parametrelerinin optimum performans değerleri olarak belirlenmiş ve kanat kalınlığının sürüklemeye olan etkisi üzerinde durulmuştur [2].

GKY'nin özel bir hali olan Non-linear Sayısal Taşıyıcı Çizgi Modeli (NLL-Non-linear Numeric Lifting Line) modeli Prandtl Taşıyıcı Çizgi modelinin ayrı bir uygulamasıdır. Bu yöntem GKY'nin aksine kesit profillerinin aerodinamik karakteristiklerini iteratif biçimde kullanarak viskoz etkileri hesaplamalara dahil etmektedir. Yöntem, açıklık oranın yüksek olduğu kanatlar için tutunma kaybının başlangıcı dahil yüksek hücum açılarında iyi sonuçlar verebilmektedir [19, 24].

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği-HAD (CFD-Computational Fluid Dynamics) birçok alandaki akışkanlar mekaniği problemlerini gerçeğe yakın bir model ile çözüp sonuçlar vermektedir. HAD Yöntemi hava araçlarının aerodinamik katsayılarını belirlemek için birçok çalışmada kullanılmaktadır. V-22 Osprey tilt rotor hava aracının ileri uçuş modundaki aerodinamik katsayıları HAD Yöntemi kullanılarak hesaplanmıştır. Ayrıca çalışmada rüzgar tüneli testleri gerçekleştirilmiş olup her iki yöntemden elde edilen sonuçların yakınlığından bahsedilmektedir [1].

HAD Yöntemi kullanılarak yapılan bir çalışmada farklı hücum açıları için Blended Wing Body konseptindeki hava aracının aerodinamik katsayıları hesaplanmaktadır.

Farklı hücum açılarındaki hava aracının 0.1 ve 0.3 Mach hızındaki durumları analiz edilip taşıma (C_L), sürüklenme (C_D) ve moment (C_M) katsayıları hesaplanmaktadır. Bu çalışmalara ek olarak 1/6 ölçekli hava aracının 0.1 Mach hızında rüzgar tüneli testi gerçekleştirilmektedir. Deney sonuçları ile nümerik hesaplamalardan elde edilen sonuçlar karşılaştırılıp deneydeki Reynolds sayılarının düşük olmasından dolayı deney sonuçlarının değerlerinin nümerik sonuçlarından bir miktar düşük çıktığı belirtilmektedir [28]. Başka bir çalışmada HAD Yöntemi kullanılarak tiltrotor İHA'nın aerodinamik karakteristikleri incelenmektedir. Elevatör, rudder ve kanadın uçağa yerleştirilme açılarına göre farklı durumlardaki analizler gerçekleştirilip, farklı yunuslama ve sapma momentleri incelenmektedir [13]. Ek olarak bir çalışmada da Yak-54 hava aracının aerodinamik analizleri Vorstab, AAA (Aircraft Advanced Analysis) ve Fluent parogramları kullanılarak gerçekleştirilmektedir [23].

VTOL İHA'nın avantajları ve dezavantajları ile ilgili yapılan literatür araştırması sonucu bilgi edinilmektedir. Tezde parametrizasyon işlemi gerçekleştirilmiş olup, geometriyi oluşturan parametreler belirlenmektedir. Bu belirlenen parametreler geliştirilen programda kullanılarak TURAÇ geometrisi oluşturulmaktadır. Hava aracındaki taşıyıcı yüzeylere veya hava aracının geometrisi üzerinde analiz gerçekleştirilirken bu parametreler dikkate alınmaktadır. Hava aracının kanat açıklığı boyunca taşıma ve indüklenmiş sürüklenme katsayıları GKY yardımıyla hesaplanmaktadır. GKY, 3 boyutlu analizlerde kullanılmakta olup 2 boyutlu analizlere göre daha gerçekçi sonuçlar vermektedir. GKY'de lineer potansiyel akış denklemi kullanılmaktadır. NLL Yöntemi'nde GKY'e benzer olarak hava aracının çok sayıda panele ayrılmasıyla aerodinamik analiz gerçekleştirilmektedir. GKY'inden farklı olarak kanat profilinin aerodinamik karakteristiklerini kullanarak viskoz etkiler göz önünde bulundurulmaktadır. HAD Yöntemi'nde ise viskoz etkiler çözüme dahil edilip hava aracının gerçek ortamdaki simülasyonu üzerinde çalışılmaktadır.

Literatürde tilt-rotor hava araçlarının deneysel, nümerik ve analitik yöntemlerle matematiksel modellerini oluşturan birçok çalışmaya rastlanmaktadır. Çalışmada TURAÇ'ın askı durumu ve ileri uçuş rejiminin kombinasyonu olan geçiş rejimi matematik modeli üzerinde durulmuştur. Geçiş rejimi matematik modellemesi karmaşık bir yapıya sahip olduğu için literatürde bu rejimin matematik modellemesini detaylı olarak anlatan çok fazla çalışmaya rastlanılmamaktadır.

Yapılan bir çalışmada tilt-rotor İHA'nın askı durumu, geçiş rejimi ve ileri uçuş rejiminin hareket denklemleri çıkartılmıştır. Hava aracının hareket denklemleri lineerleştirilip stabilite analizlerinde kullanılmıştır [16]. Başka bir çalışmada quad-tilt rotor bir hava aracına etkiyen kuvvet ve momentler şematik olarak gösterilmiştir. Bu aracın uzunlamasına (longitudinal) dinamik modellemesi kinematik dönüşüm kullanılarak tanımlanmıştır. Çalışmanın sonunda 3 rejimde de izlenecek olan kontrol algoritma stratejisi anlatılmıştır [9]. Literatür araştırması sonucu elde edilen başka bir çalışmada V/STOL hava araçlarının temel aerodinamiği ve modellenmesi ile ilgili birçok yaklaşım bulunmaktadır. Yapılan yaklaşımlar detaylı olarak anlatılıp, gerçek problemlere uygulanmıştır [3]. Geçiş rejimi senaryosu oluşturulurken farklı bir bakış açısı geliştirilip sonuç elde edilmiştir.

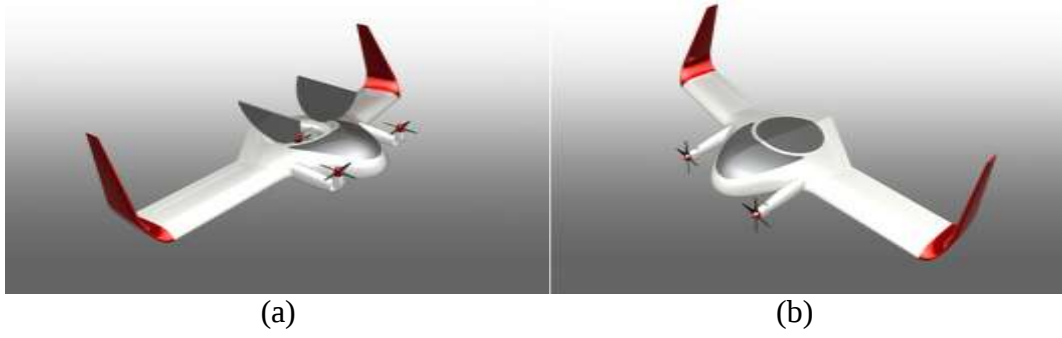
2. TURAÇ TASARIMI

TURAÇ VTOL İHA'nın tasarımını belirleyen temel kriter hareket kabiliyetidir. Hava aracının dikey iniş-kalkış yapabilmesi ve askıda kalabilmesi, kısa sürede görev yerine ulaşabilmesi yani yüksek ileri uçuş hızına sahip olması, faydalı yük taşıyabilmesi hava aracının geometrisini belirleyen en önemli özelliklerdir. Bu özelliklere ek olarak uçağın havada kalış süresi, taşıyacağı yük miktarı tasarımı belirleyen diğer parametrelerdendir. Faydalı yük adı altında emisyon ölçüm cihazları, termal kamera, potansiyel olarak RGB kamera ve hiperspektral görüntüleyici sayılmaktadır. Ayrıca tasarımı belirleyen diğer parametreler arasında, uçağın kolayca paketlenebilmesi ve taşınabilmesi, tüm arazi koşullarında dikey iniş-kalkış kabiliyeti, farklı faydalı yüklerle çalışabilmesi, düşük imalat ve işletme maliyetine sahip olması sayılmaktadır. Ayrıca hava aracının kontrolü için bir yer istasyonuna ihtiyaç duyulmaktadır.

2.1 Tasarım

Tasarım süreci tasarım kriterleri, konfigürasyon seçimi, ön tasarım ve detay tasarım olmak üzere dört ana bölümden oluşmaktadır. Tasarım kriterleri bölümünde müşteri talepleri ve pazar ihtiyaçları araştırması gerçekleştirilmektedir. Ön tasarım sürecinde aerodinamik ve yapısal analizler ve rüzgar tüneli testleri gerçekleştirilmektedir. Son adım olan detay tasarımda ise hava aracının uçuş ve yer testleri gerçekleştirilmektedir.

Tasarımda “Blended wing” seçilmesi hava aracının aerodinamik performansını üst seviyeye çıkarmaktadır. Bu sayede hava aracında kullanılabilen iç hacim konvansiyonel uçaklara göre artmaktadır. Ayrıca gövdenin kanat profiline benzeyen yapısı hava aracına ekstra bir taşıma kuvveti sağlamaktadır [18].



Şekil 2.1 : (a) Dikey kalkış-iniş ve askı durumları. (b) İleri uçuş hali.

Şekil 1.1 (a)'da görüldüğü üzere dikine iniş-kalkış ve askı duruşu hareketlerindeki gövde içerisindeki eş-eksenli fan ve ön bölümde bulunan tilt rotor sistemlerinin eksen doğrultusu gövde eksenine dik konumda çalışmaktadır. Ayrıca gövdede bulunan ana taşıyıcı fan kapakları açık durumdadır. Şekil 1.1 (b)'de görüldüğü üzere ileri uçuş durumunda ise eş-eksenli fan durdurulup kapakları kapatılmaktadır. Ayrıca tilt pervaneleri 90° hareket ederek pervane eksenleri gövde simetri eksenine paralel olmaktadır.

Tasarımda pratiklik ön planda tutulduğu için katlanabilir kanatlar, farklı açıklıktaki kanatların geometriye kolayca entegre edilebilmesi ve değiştirilebilir gövde hava aracının en önemli özellikleri arasındadır. TURAÇ ana gövde ve kanatlar olmak üzere toplamda üç ana parçadan oluşmaktadır ve oldukça küçük bir hacme sığmaktadır. Bu özellik hava aracına lojistikte büyük avantajlar sağlamaktadır. Diğer yandan kanat ve gövdenin birleştirilmesi sisteme daha fazla rijitlik katıp, TURAÇ'ın ani manevralara daha iyi cevap vermesini sağlamaktadır.

Bahsedilen özellikler doğrultusunda sistem farklı görev profillerine uyum sağlayabilmektedir. Zorlu arazilerden kalkış ve bu tür arazilere iniş gerçekleştirebilmektedir. Hava aracı iniş ve kalkış anlarında piste ihtiyaç duymadığı için uçak gemilerinden kalkışı ve bu gemilere inişi söz konusudur.

2.2 Konfigürasyon Seçimi ve Boyutlandırma

TURAÇ helikopterin askı durumu özelliklerini ve konvansiyonel uçakların verimini içeren bir yapıdır. Tasarımda “Blended wing” yapısında bir ana taşıyıcı fan ve ön bölümde tilt eden iki adet elektrikli motor bulunmaktadır. İtici sisteminin elektrikli olması hava aracına sessiz ve daha verimli uçuş sağlamaktadır. Sistemde dikey stabilizörler winglet bölümünde bulunmakta ve yüksek kapasiteli şarj edilebilen

Lityum Polimer (LiPo) pil sistemi kullanılmaktadır. Çıkarılıp takılabilen kanatlar sistemin kolay taşınmasını ve farklı görevlerde farklı açıklığa sahip kanatlarla TURAÇ'ın görevini tamamlamasını sağlamaktadır. Bu bilgiler doğrultusunda Çizelge 2.1'de TURAÇ'ın teknik özelliklerinden bahsedilmektedir.

Çizelge 2.1 : TURAÇ teknik özellikleri [5].

Teknik Özellikler	
Tür (Kavramsal) Tür	Uçan Kanat VTOL İHA Elektrikli Sistem
Maksimum Kalkış Ağırlığı	47 kg
Faydalı Yük	8 kg
Boş Ağırlık	39 kg
Kanat Açıklığı	4.2 m
Kanat Alanı	3.36 m ²
Açıklık Oranı	5.25
Gövde Uzunluğu	1.8 m
Seyir Hızı	20 m/s
İniş, kalkış, ileri uçuş türü	Otomatik
Gövde Profili	NACA 54115
Kanat Profili	NACA 34112
Winglet Profili	NACA 04012

2.3 Performans

Teknik özellikleri verilen TURAÇ'ın performans hesaplamaları gerçekleştirilmiş ve bu bölümde hesaplama sonuçlarından bahsedilmektedir. LiPo pilin kullanıldığı sistemde %60'tan fazla verimlilik elde edilmektedir. Sistemdeki itki dağılımında ana taşıyıcı fan toplam itkinin %70'ini, tilt eden motorların her biri de %15'ini üretmektedir.

Çizelge 2.2 : TURAÇ ana performans parametreleri [5].

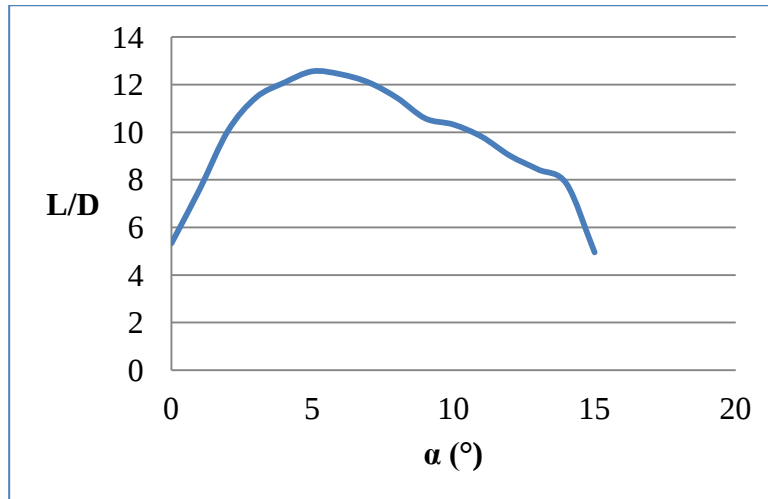
Performans Parametreleri	
Başlangıç İrtifası	Deniz Seviyesi
Görev İrtifası	1000m
Maks. İrtifa	4500 m
Maks L/D	12.47
Maks. Tırmanma Açısı	18.3°
Seyir Hızı	20 m/s
Maks. Hız	43 m/s
Stall Hızı	17 m/s

TURAÇ'ın havada kalış süresi görev profillerine göre çok büyük farklılıklar göstermektedir. Dikine iniş-kalkış ve askı hareketi gerçekleştirildiğinde havada kalış süresi pist kullanarak kalkmasına oranla çok büyük miktarda azalmaktadır. Karşılaştırma yapıldığında dikine iniş kalkışta harcanan enerji miktarı ileri uçuş süresini çok fazla kısaltmaktadır. Çizelge 2.3'de TURAÇ'ın VTOL ve CTOL uçuşlarında havada kalış süreleri görülmektedir. Çizelgeden de anlaşılacağı üzere dikine iniş-kalkış özelliği düz uçuş ve toplam uçuş süresini çok büyük miktarda azaltmaktadır.

Çizelge 2.3 : TURAÇ uçuş süreleri [5].

	VTOL	CTOL
VTOL	10 dk	-
Tırmanma	7.5 dk	7.5 dk
Düz uçuş	60 dk	180 dk
Alçalma	7.5 dk	7.5 dk
Toplam	85 dk	195 dk

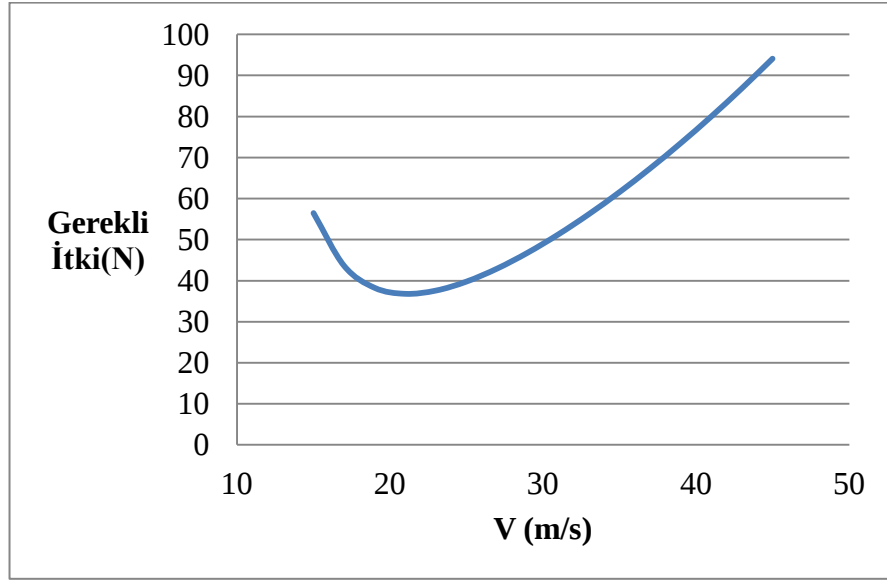
TURAÇ sivil amaçlı kullanım olarak haritalama görevinde kullanılmak üzere tasarlanmıştır. Bu görevi sağlayacak olan hava aracının en büyük özelliğinin havada kalış süresinin uzun olmasıdır. Bu nedenle minimum itki ve güç tüketimi sağlanacak şekilde hesaplamalar gerçekleştirilmiştir. Ayrıca güç yöntemi, görev planlaması ve acil durumlarda güvenli iniş için maksimum tırmanma oranı ve süzülme oranı ön planda tutulmuştur. Şekil 2.2'de hücum açısına göre L/D değişimi gösterilmektedir.



Şekil 2.2 : α - L/D grafiği.

Ön tasarım sürecinde performans hesapları Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yöntemi sonuçlarına göre gerçekleştirilmektedir. Maksimum L/D değerinde itki

ihtiyacı minimumdur ve menzil maksimumdur. Şekil 2.3’de görüldüğü üzere maksimum L/D değeri 5° hücum açısındadır.



Şekil 2.3 : V - Gerekli itki grafiği.

Şekil 2.3’de ileri uçuş hızıyla değişen gerekli itki kuvveti gösterilmektedir. TURAÇ’ın ileri uçuş hızı 20 m/s olup, bu hızda ihtiyaç duyulan itki kuvveti de minimumdur. Bu durumda 20 m/s ileri uçuş hızında menzil maksimum değerine ulaşmaktadır. Sahip olunan maksimum itki kuvveti, TURAÇ’ın maksimum ileri uçuş hızını belirlemekte olup 43 m/s olarak hesaplanmıştır.

2.4 TURAÇ’ın diğer İHA’ları ile karşılaştırılması

Avrupa İnsansız Hava Araçları Birliği İHA’larını 5 farklı kategoride sınıflandırmaktadır.

- Yakın menzil (25 km’den az mesafede operasyon yapan)
- Kısa menzil (25-100 km arasında operasyon yapan)
- Orta menzil (100-200 km arasında operasyon yapan)
- Uzun menzil (100-500 km arasında operasyon yapan)
- Endurance (500 km’den fazla mesafede operasyon yapan veya havada 20 saatten fazla kalan)

Dikine iniş-kalkış yapabilen İHA’larına örnek olarak dünyadan bazı örnekler aşağıda sunulmuştur.

2.4.1 IAI (Isreal Aerospace Industries) Panther Tiltrotor İHA

İsrail tarafından geliştirilen Panther dikine iniş-kalkış yapabilen bir İHA'dır. Panther buz, çimenlik veya çöl gibi ortamlara gövde üzerine düşmeden veya paraşüt kullanmadan inebilmektedir.



Şekil 2.4 : IAI Panther.

Şu an hala İsrail Hava Kuvvetleri tarafından kullanılmakta olan en büyük ve en uzun menzilli İHA Heron TP ve en küçük İHA olan Sivrisinek arasındaki boşluğu doldurmak amacıyla tasarlanmıştır. 2012 yılında İHA görücüye çıkmıştır.

Sistem 3 adet elektrik motoru ile çalışmaktadır. Motorların ikisi uçağın ön bölümünde bulunup tilt etmektedir. Bir motor ise dikine iniş-kalkış ve askı durumunda hava aracına ekstra taşıma kuvveti sağlamak amacıyla kullanılmaktadır. İHA Panther'in teknik özellikleri Çizelge 2.4'de belirtilmektedir.

Çizelge 2.4 : İHA Panther teknik özellikleri [33].

İHA Panther Özellikleri	
Ağırlık	65 kg
Nominal Faydalı Yük	8 kg
Kanat Açıklığı	2-8 m
Operasyon Çapı	60 m
Uçuş Saati	6 saat (3000 m'de)
Seyir Hızı	36 m/s

Uçağın kanat açıklığı havada kalacağı süreye göre değişmektedir. Mevcut tasarımda kanat açıklığı 6 m'dir. Faydalı yük tanımı içerisinde lazer uzaklık ölçer, Mini POP elektro optikal/infrared ölçer, designatör bulunduran stabilize kamera ve lazer noktalayıcı bulunmaktadır.

Hava aracı 2 kişilik bir kontrol istasyonundan yönetilmektedir. Kişilerden birisi hava aracını kontrol edip taktik görevleriyle ilgilenirken diğer kişi kontrol istasyonunu yönetmektedir. İniş kalkış hareketleri otomatik olarak yapılmakta ve her iki kişi de görevleri süresince benzer konsolları kullanmaktadır. Kontrol istasyonunda yedek parçalar, yerden veri bağlantısı, 3 uçak ve destekleyici ekipmanlar bulunmaktadır. İstasyon orta büyüklükteki bir araçla taşınabilmekte ve uçak operasyon alanında askeri birlikler tarafından taktik amaçlı kullanılabilir.

Hava aracı dikey iniş-kalkış yapabildiği için gemilerde kullanılabilir. Bulunduğu bölgeye sessiz bir şekilde iniş yapıp, bölgeyi yer algılayıcısı gibi tarayıp kalkış yapabilmektedir. Gece-gündüz kameralarına ve otomatik olarak yönelmeyi sağlayan navigasyona sahiptir.

Panther'in küçük versiyonu mini-Panther 12 kg ağırlığında üretilmiştir. Uçağın komuta kontrol merkezi sırt çantasında taşınacak büyüklüktedir. 2 saat havada kalabilen uçağın sistemi toplam 2 uçak ve 1 komuta kontrol sistemi ile iki sırt çantasında taşınabilmektedir.

2.4.2 Bell Eagle Eye Tiltrotor İHA

Bell Helicopter Textron Incorporation (BHTI) tarafında üretiliş olup V22 tiltrotor hava aracının rüzgar tüneli modelidir. Dikine iniş-kalkış yapabildiği için deniz platformlarına inebilmesi ile dikkat çekmiştir.



Şekil 2.5 : Bell Eagle Eye Tiltrotor İHA.

Amerika Birleşik Devletleri deniz kuvvetleri için geliştirilmiştir. Uçak faydalı yük taşımakta olup, bu yük tanımı içerisinde radar, yüksek çözünürlüklü hedef tespit, işaretleme ve mesafe ölçüm kabiliyeti olan (ElektroOptik, IR-Infrared) elektronik

sistemler bulunmaktadır. Çizelge 2.5’de hava aracının teknik özelliklerinden detaylı olarak bahsedilmektedir.

Çizelge 2.5 : Bell Eagle Eye Tiltrotor İHA teknik özellikleri [34].

Bell Eagle Eye Tiltrotor Özellikleri	
Uzunluk	5.46 m
Yükseklik	1.73 m
Kanat Açıklığı	4.63 m
Ana Rotor Çapı	2x2.90 m
Kalkış Ağırlığı	1020 kg
Boş Ağırlık	590 kg
Yakıt Ağırlığı	340 kg
Nominal Faydalı Yük	90 kg
Maks. Uçuş Hızı	360 km/h
Uçuş Süresi	8 saat
Uçuş Yüksekliği	6100 m
Operasyon Çapı	200 km
Motor	Allison 250-C20 GT 420 shp
Yakıt	Heavy JP
İniş Takımları	Tekerlekli/Geri Çekilebilir
Uçuş Kontrol	Çift Yedekli ve Otomatik

Bahsedilen özellikler doğrultusunda TURAÇ faydalı yük kapasitesi, taşınabilirliği ve hızı ile İHA sistem platformudur. Pil kapasitesi arttırıldığında daha uzun süre havada kalabilecek bir uçaktır.

Dünyada geliştirilen İHA’ları bir kenara bıraktığımızda Türkiye’de tasarlanana İHA’larına örnek olarak Anka, Çaldıran, Karayel ve henüz portotip aşamasında olan Sivrisinek verilmektedir. Bahsedilen uçaklardan Anka 1600 kg, Karayel 500 kg, Sivrisinek 300 kg ve Çaldıran 450 kg kalkış ağırlığına sahiptir. Mini İHA’ları olarak Efe, Bayraktar ve Malazgirt sayılabilmektedir. Mini İHA’ların özellikleri Çizelge 2.6’da karşılaştırılmaktadır.

Çizelge 2.6 : Türkiye’de yapılmış mini İHA’larının özellikleri [34].

Özellikler	Bayraktar	Malazgirt	Efe
Kalkış Ağırlığı	-	12 kg	4.10 kg
Faydalı Yük	1.5 kg	1 kg	0.75 kg
Menzil	55 km	20 km	-
Tavan İrtifası	4000 m	3600 m	4500 m
Uçuş Süresi	1.25 saat	1.5 saat	1.5 saat
Ort. Hız	60 km/h	-	80 km/h
Kanat Açıklığı	2 m	-	2.6 m



Şekil 2.6 : Efe.

Piste ihtiyaç duymadan kalkış yapabilmekte, elden atılarak kalkmaktadır. Gövde üzerine veya paraşüt ile inmekte, ayrıca hareketli bir kameraya sahiptir. Kolayca kurulup sökülebilmekte ve 90 dakika boyunca keşif yapabilmektedir [35].



Şekil 2.7 : Malazgirt.

Diğer bir mini İHA olan Malazgirt otopilot kullanılarak askıda kalmakta ve iniş gerçekleştirmektedir. Ayrıca otomatik olarak hedef noktası tatbiki gerçekleştirebilmektedir.



Şekil 2.8 : Bayraktar.

Bayraktar, haberleşme kaybı durumunda otomatik olarak dönüş gerçekleştirmekte ve otomatik hedef noktası takibi içermektedir. Elle atılarak kalkış yapılmakta ve gövde üzerine veya paraşütle iniş gerçekleştirmektedir.

3. GİRDAP KAFES YÖNTEMİ İLE AERODİNAMİK ANALİZ

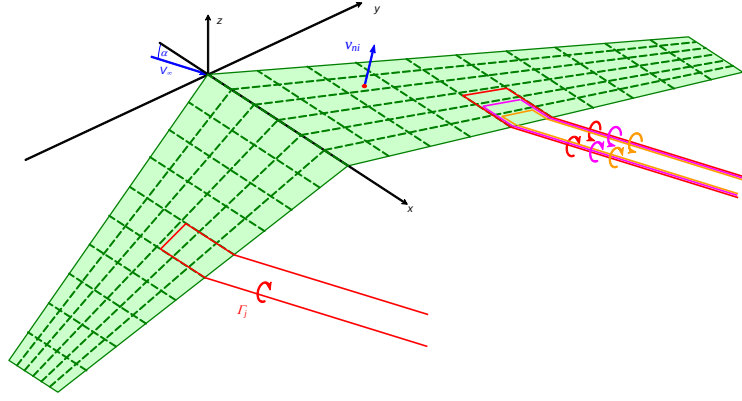
Tasarım sürecinde bir hava aracının aerodinamik kuvvetlerinin bilinmesi gerekmektedir. Aerodinamik yükler genel olarak deneysel yolla elde edilebilir veya çeşitli teorik-sayısal yöntemlerle hesaplanabilir. Bu yöntemlerin bazı avantaj ve dezavantajları bulunmaktadır. Deneysel yöntemler her ne kadar gerçek olayı benzeştirmekte ise de zaman alıcı ve pahalı olduğu gibi, tasarımı netleşmemiş bir aracın aerodinamik yüklerini bulmak için pek uygun bir yöntem değildir. Bu nedenle ön tasarım sürecinde aerodinamik yüklerin hesabı için teorik-sayısal yöntemler tercih edilmektedir.

Bu tez çalışması kapsamında, TURAÇ insansız hava aracının ön tasarım sürecindeki aerodinamik yüklerin hesabı için Girdap Kafes Yöntemi-GKY (Vortex Lattice Method-VLM) kullanılmıştır. Yöntemin uygulamaları için vBasic dilinde bir program geliştirilmiş olup programın arayüzü vasıtasıyla uçak geometrisini oluşturan parametrelerin değerlerinde ve serbest akım koşullarında hızlı biçimde değişiklik yapılabilmekte ve analiz kolaylıkla tekrarlanabilmektedir. Hazırlanan program esas itibariyle herhangi bir taşıyıcı yüzey sistemi üzerinde oluşan aerodinamik kuvvetleri hesaplayabilmekle birlikte programın geometri modülü özel olarak TURAÇ geometrisini tanımlayacak biçimde yazılmıştır. Bu bakımdan, başka bir taşıyıcı platform çalışma yapılacaksa arayüzde ve geometri modulünde düzenlemeler yapılması gerekecektir.

Bu bölümde önce GKY ana hatlarıyla anlatılmış, daha sonra TURAÇ için yapılan parametrisasyon çalışmasına ve programın genel yapısına yer verilmiştir. Tez çalışması dahilinde vBasic dilinde oluşturulan program yardımıyla TURAÇ için yapılan analiz sonuçları sunulmuştur.

3.1 Girdap Kafes Yöntemi (GKY)

Girdap Kafes Yöntemi esas itibariyle Prandtl atnalı-girdap modelinin veter boyunca dağılımını da dikkate alan ayrık bir uygulamasıdır. Prandtl modelinde kanat bir çizgisel girdaptan ibaret olarak alınırken bu girdabın açıklık boyunca sürekli



Şekil 3.3 : Girdap Kafes Yöntemi kullanılarak kanadın panellere ayrılması.

Sonuç olarak GKY’de kanat Şekil 3.3’de gösterildiği gibi, açıklık ve veter doğrultularında panel adı verilen yüzey elemanlarına bölünür. Tüm panellerin yan kenarları kanat kök kesitine paraleldir. Her bir panel üzerine birer atnalı girdapı yerleştirilir. Atnalı girdaplarının taşıyıcı olarak kabul edilen ve bağlı girdap adı verilen ön kısımları (bound vortex) panellerin çeyrek veter çizgileri üzerinde yer almaktadır. Bağlı girdap uçlarından çıkan ikişer kaçma girdabı ise firar kenarına kadar yüzeyi izler daha sonra serbest akım doğrultusuna dönerek kanat gerisinde sonsuza uzanır.

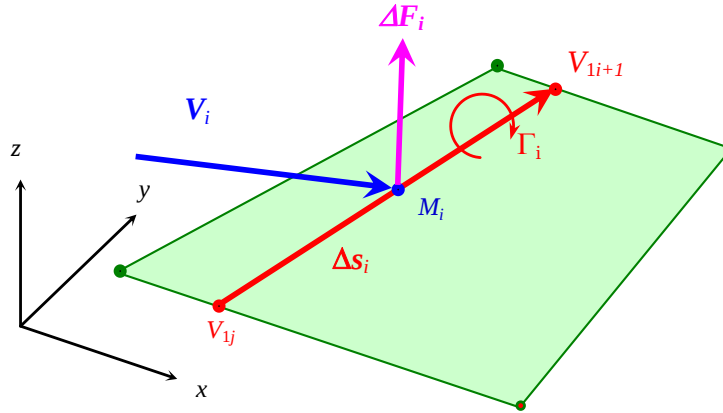
Gerçekteki akım alanını serbest akımla birlikte modelleyen bu atnalı girdaplarının şiddetleri problemin bilinmeyenleri olup girdap şiddetlerini elde etmek için yüzey sınır koşulundan yararlanılır. Akım yüzeye teğet olup yüzeye dik hız bileşeni sıfır olmalıdır.

Her bir panel üzerinde seçilen bir kontrol noktasında yüzey sınır koşulu uygulanarak,

$$\sum_{j=1}^N A_{ij} \Gamma_j = -\vec{V}_{\infty} \cdot \vec{n}_i \quad (i = 1, 2, \dots, N) \quad (3.1)$$

şeklinde bir lineer denklem takımı elde edilir. Burada j indisi herhangi bir panele bağlı atnalı girdabını, i indisi ise herhangi bir kontrol noktasını temsil etmekte olup, Γ_j atnalı girdabının şiddetini belirtmektedir. A_{ij} ise atnalı girdabının, birim-girdap-şiddeti başına, i kontrol noktasında indüklediği yüzeye dik hız bileşenini göstermektedir. Ayrıca $\vec{V}_{\infty}$ serbest akım hız vektörü, $\vec{n}_i$ ’de kontrol noktasında yüzeyin normal doğrultusundaki birim vektördür. Bu denklem takımı çözülerek girdap şiddetleri elde edilir.

Kanada etkiyen aerodinamik kuvvet her bir panel üzerindeki bağılı girdaba Joukowsky taşıma kanunu uygulanarak (Şekil 3.4),



Şekil 3.4 : Panel üzerinde oluşan kuvvet.

$$\vec{F}_i = \sum_{i=1}^N \Delta \vec{F}_i = \sum_{i=1}^N \rho \vec{V}_i \times \Gamma_i \Delta \vec{s}_i \quad (3.2)$$

şeklinde elde edilir. Burada ρ serbest akımdaki havanın yoğunluğu olup, $\Delta \vec{s}_i$ Şekil 3.4’de gösterildiği gibi panelin çeyrek veter çizgisi üzerindeki bir vektör, $\vec{V}_i$ ’de bağılı girdap orta noktasındaki bileşke akım hızıdır.

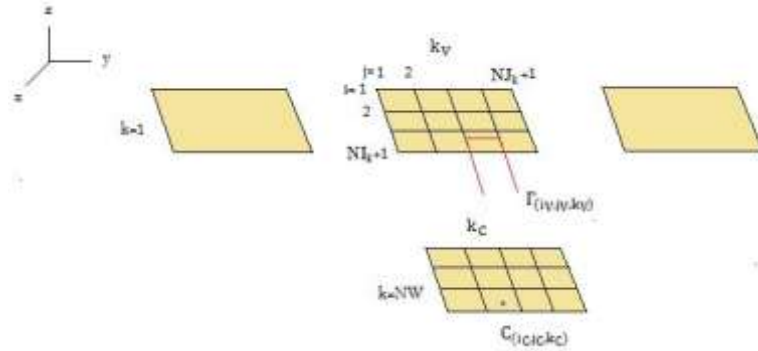
Aerodinamik moment yukarıda elde edilen, her bir panel üzerindeki kuvvetlerin momentleri alınarak elde edilir.

3.2 Girdap Kafes Yöntemi’nin Bir Taşıyıcı Yüzey Sistemine Uygulanması

Önceki kısımda ana hatlarıyla anlatılan Girdap Kafes Yöntemi’nin komple bir uçakta olduğu gibi bir taşıyıcı yüzey sistemine uygulanması sırasında formülasyon bilgisayar uygulaması açısından biraz daha karmaşık hale gelmektedir. Şöyle ki, ana hatlarıyla anlatılan yöntemde atnalı girdaplarından ve yüzey sınır koşulunun uygulandığı noktalardan bahsedilirken bunlar sadece birer indis ile işaretlenmiştir. Oysa kanat açıklığı doğrultusunda ve veter doğrultusundaki panellerin farklı indislerle işaretlenmesi bilgisayar için programlamayı kolaylaştıracaktır. Ayrıca birden fazla taşıyıcı yüzey olması halinde de bu yüzeylerin birbirinden ilave bir indisle ayrt edilmesi uygun olacaktır.

Bu gibi hususları açıklayabilmek için Şekil 3.5’de gösterildiği gibi NW adet taşıyıcı yüzeyin yer aldığı bir taşıyıcı yüzey sistemini göz önüne alalım. Bu sistemde

herhangi bir k taşıyıcı yüzeyi üzerinde açıklık doğrultusundaki panel sayısı NJ_k ve veter doğrultusundaki panel sayısı da NI_k olsun.



Şekil 3.5 : Taşıyıcı yüzey sistemi.

Şimdi bu sistemde herhangi bir k_V taşıyıcı yüzeyi üzerinde açıklık doğrultusunda j_V indisli ve veter doğrultusunda i_V indisli bir panel üzerindeki atnalı girdabını ve bir başka k_C taşıyıcı yüzeyin açıklık doğrultusunda j_C indisli ve veter doğrultusunda i_C indisli bir paneli üzerindeki kontrol noktasını ele alalım. Bu girdabın söz konusu kontrol noktasında, birim girdap şiddeti başına indüklediği dikey hız bileşenini $A_{(i_C, j_C, k_C), (i_V, j_V, k_V)}$ ile gösterelim. Ayrıca kontrol noktasında yüzeyin birim normal vektörü de $\vec{n}_{(i_C, j_C, k_C)}$ olsun. Bu indisleme sisteminde C alt indisinin kontrol noktasını, V altindisinin ise atnalı girdabını işaret ettiği not edilmelidir. Bu durumda (3.1) denklem sistemi;

$$\sum_{k_C=1}^{NW} \sum_{i_C=1}^{NI_k} \sum_{j_C=1}^{NJ_k} A_{(i_C, j_C, k_C), (i_V, j_V, k_V)} \Gamma_{(i_V, j_V, k_V)} = -\vec{V}_\infty \cdot \vec{n}_{(i_C, j_C, k_C)} \quad (3.3)$$

$$\begin{pmatrix} i_C = 1, 2, \dots, NI_k \\ j_C = 1, 2, \dots, NJ_k \\ k_C = 1, 2, \dots, NW \end{pmatrix}$$

şeklinde yazılabilir.

(3.3) denklem sisteminin oluşturulabilmesi için öncelikle panel kontrol noktalarının koordinatlarının ve bu noktalarda birim normal vektörlerin, atnalı girdaplarının uç nokta koordinatlarının ve serbest akım koşullarının bilinmesi gerekmektedir. Ayrıca $A_{(i_C, j_C, k_C), (i_V, j_V, k_V)}$ katsayılarının hesaplanmasına ihtiyaç vardır. Koordinat ve birim vektörleriyle ilgili hususlara aşağıda geometriyle ilgili kısımda yer verilecektir.

3.3 $A_{(i_C, j_C, k_C), (i_V, j_V, k_V)}$ Katsayılarının Hesabı

Yukarıda da belirtildiği gibi $A_{(i_C, j_C, k_C), (i_V, j_V, k_V)}$ katsayısı herhangi bir taşıyıcı yüzey üzerindeki bir panele bağlı atnalı girdabının herhangi bir taşıyıcı yüzey üzerinde yer alan bir panelin kontrol noktasında birim girdap şiddeti başına indüklediği dikey hız bileşeni (Şekil 2.5) olup bu katsayı için,

$$A_{(i_C, j_C, k_C), (i_V, j_V, k_V)} = \vec{v}_{(i_C, j_C, k_C), (i_V, j_V, k_V)} \cdot \vec{n}_{(i_C, j_C, k_C)} \quad (3.4)$$

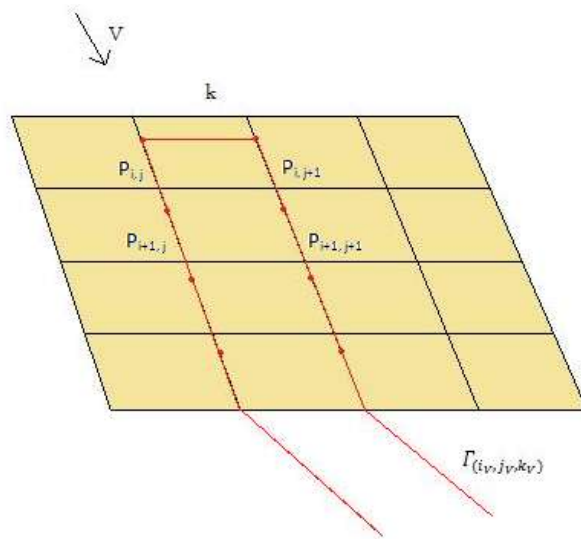
yazılabilir. Burada büyüklüğü $\vec{v}_{(i_C, j_C, k_C), (i_V, j_V, k_V)}$ indisli atnalı girdabının (i_C, j_C, k_C) indisli kontrol noktasında indüklediği hız vektörünü, $\vec{n}$ büyüklüğü de (i_C, j_C, k_C) indisli kontrol noktasındaki birim normal vektörü belirtmektedir.

Atnalı girdabı aslında birçok doğrusal girdap parçasının birleşiminden oluşmaktadır (Şekil 2.6). Dolayısıyla $\vec{v}_{(i_C, j_C, k_C), (i_V, j_V, k_V)}$ büyüklüğü hesaplanırken her bir girdap parçasının indüklemeleri ayrı ayrı hesaplanıp sonuçlar toplanacaktır.

Her bir girdap parçasının indüklemesi Biot-Savart kanunu yardımıyla hesaplanır.

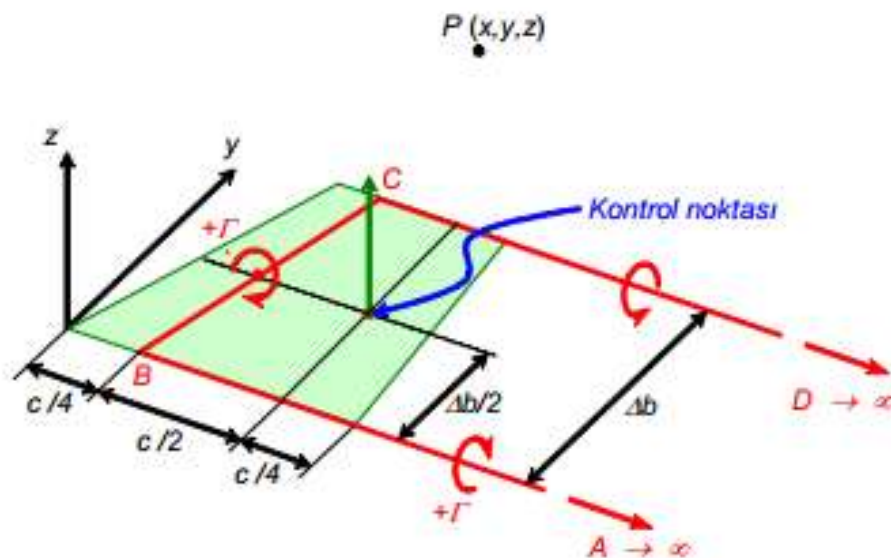
3.4 Bir Doğrusal Girdap Parçasının İndüklemesi

Girdap Kafes Yöntemi'nde her bir panelin çeyrek veterine atnalı girabı yerleştirilmektedir. Bu girdaplar taşıyıcı yüzeyi firar kenarına kadar takip edip, taşıyıcı yüzeyden ayrıldıktan sonra serbest akım doğrultusunda uzanmaktadırlar (Şekil 3.6).



Şekil 3.6 : Herhangi bir panel üzerindeki at-nalı girdabı.

Yapılan hesabın daha detaylı anlatılabilmesi için bir panel üzerindeki atnalı girdabı daha detaylı olarak incelenmektedir. Şekil 2.7'ye göre BC girdabı taşımayı temsil etmektedir. Bu panelin kanat üzerinde olduğu kabul edildiğinde BC girdabının kanadın hücum kenarına paralel olması gerekmemektedir. BA ve CD yarı-sonsuz girdaplar iz bölgesi akımını sembolize etmekte ve serbest akıma paralel olmaktadır. Eğer BA ve CD girdapları serbest akım hızına paralel olmazsa taşıyıcı yüzeyin bu bölgelerine ekstra aerodinamik kuvvet etki eder. AD girdabı ise taşıyıcı yüzeyden çok uzakta konumlandırıldığı için etkisi ihmal edilmektedir. Bu açıklamalar doğrultusunda taşıyıcı yüzeye BA, BC ve CD girdapları eklenmektedir. AD girdabının kanat üzerinde bir etkisi olmadığı için ihmal edilmektedir.



Geometriyi oluşturan taşıyıcı yüzey kanat açıklığı ve gövde eksenini doğrultusunda panellere ayrılıp, her panele atnalı girdapları ve kontrol noktası yerleştirilmektedir. Atnalı girdaplarının bu kontrol noktalarında indüklediği hızlarla aerodinamik analiz yapılmaktadır. Şekilde görüldüğü üzere panel yerine taşıyıcı yüzey olan kanat alındığında BC girdabı hücum kenarının çeyrek veter kadar gerisine

yerleştirilmektedir. BA ve CD girdapları ise firar kenarına kadar kanadın yüzeyini takip etmekte, firar kenarından sonra da serbest akım doğrultusunda uzanmaktadır. Kontrol noktası firar kenarının çeyrek veter kadar önüne kanat kökünden ise yarım açıklık kadar ileriye yerleştirilmektedir. Atnalı girdapları ve kontrol noktası geometri üzerindeki her panele yerleştirilmektedir. Şekil 3.7’de görülen B noktası (x_1, y_1, z_1) , C noktası (x_2, y_2, z_2) ve P noktası (x, y, z) koordinatlarında oluşturulmaktadır. B-C noktaları arasındaki mesafe r_0 , B-P noktaları arasındaki mesafe r_1 ve C-P noktaları arasındaki mesafe de r_2 olarak tanımlanmaktadır.

P noktasında BC girdabının indüklediği hız;

$$v = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{\vec{r}_1 \times \vec{r}_2}{|\vec{r}_1 \times \vec{r}_2|^2} \left(\frac{\vec{r}_0 \times \vec{r}_1}{r_1} - \frac{\vec{r}_0 \times \vec{r}_2}{r_2} \right) \quad (3.5)$$

formülüyle hesaplanmaktadır.

Bu denklem Bio-Savart Kanunu’ndan faydalanılarak atnalı girdabının her parçası için hesaplanır ve burada;

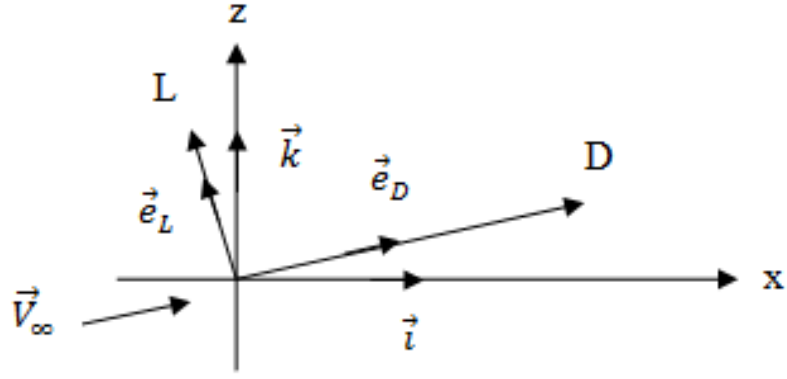
$$y_A = y_B, \quad y_C = y_D, \quad x_A = x_D \rightarrow \infty \quad (3.6)$$

$x \rightarrow \infty$ ’dan dolayı $z_D = x_D \sin \alpha$ ve $z_A = x_A \sin \alpha$ olup serbest akım doğrultusundadır. Kaçma girdapları olan BA ve CD girdapları ayrı ayrı hesaplanıp, yapılan hesaplara eklenmektedir. P kontrol noktasında her girdabın oluşturduğu indüklenmiş hız bulunduktan sonra toplanmaktadır.

$$\vec{v} = \vec{v}_1 + \vec{v}_2 + \vec{v}_3 \quad (3.7)$$

3.5 Aerodinamik katsayıların hesabı

Aerodinamik katsayıların hesabında (3.2) yardımıyla hesaplanan her panel üzerine etkiyen kuvvetin bileşkeleri kullanılır. Her panel üzerine etkiyen hava akımına dik doğrultuda taşıma, hava akımı doğrultusunda da indüklenmiş sürüklenme kuvvetleri hesaplanır. Şekil 3.8’de herhangi bir panel üzerine etkiyen taşıma ve indüklenmiş sürüklenme kuvveti birim vektörü ile, panel üzerine etkiyen kuvvet bileşenlerinin birim vektörleri gösterilmektedir.



Şekil 3.8 : Aerodinamik kuvvet ve panel birim vektörleri.

$\vec{l}$ ve $\vec{k}$ doğrultusundaki taşıma ($\vec{e}_L$) ve indüklenmiş sürüklenme ($\vec{e}_{D_i}$) kuvveti birim vektörleri;

$$\vec{e}_L = e_{L_{ix}}\vec{l} + e_{L_{iz}}\vec{k} \quad (3.8)$$

$$\vec{e}_{D_i} = e_{D_{ix}}\vec{l} + e_{D_{iz}}\vec{k} \quad (3.9)$$

şeklindedir. (3.2) yardımıyla hesaplanan kuvvet bileşkelerine şu şekilde ayrılabilir.

$$\vec{F} = F_x\vec{l} + F_z\vec{k} \quad (3.10)$$

(3.10)'da simetrik uçuş halinden dolayı yanlamasına kuvvet göz ardı edilmiştir. $\vec{F}$ kuvveti taşıma ve indüklenmiş sürüklenme birim vektörleri ile çarpıldığında aerodinamik kuvvetler (3.11) ve (3.12)'de olduğu gibi oluşur.

$$L = \vec{F}\vec{e}_L = F_x e_{L_x} + F_z e_{L_z} \quad (3.11)$$

$$D_i = \vec{F}\vec{e}_D = F_x e_{D_{ix}} + F_z e_{D_{iz}} \quad (3.12)$$

Bu denklemlerden yola çıkarak her taşıyıcı yüzey üzerinde oluşan taşıma ve indüklenmiş sürüklenme kuvvetleri hesaplanır.

$$L = \sum_{k=1}^{NW} \sum_{i=1}^{NI_k} \sum_{j=1}^{NJ_k} L_{(i,j,k)} \quad (3.13)$$

$$D_i = \sum_{k=1}^{NW} \sum_{i=1}^{NI_k} \sum_{j=1}^{NJ_k} D_{i(i,j,k)} \quad (3.14)$$

Elde edilen aerodinamik kuvvetlerin yardımıyla taşıma ve indüklenmiş sürüklenme katsayıları (3.15) ve (3.16)'daki gibi hesap edilir.

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 S_{ref}} \quad (3.15)$$

$$C_{Di} = \frac{D_i}{\frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 S_{ref}} \quad (3.16)$$

3.6 Non-linear Sayısal Taşıyıcı Çizgi Modeli

Bölümün başlangıç kısmında da izah edildiği gibi Prandtl taşıyıcı çizgi modelinin ayırık sayısal bir uygulamasını sonsuz sayıda iç-içe atnalı girdapları yerine sonlu sayıda ve yanyana atnalı girdapları alarak gerçekleştirmek mümkündür. Bu modelin Prandtl modeline göre avantajı ok açılı ve dihedral açılı kanatlara ve birden fazla kanat içeren sistemlere uygulanabilmesidir. Ancak Prandtl modelinde kanat kesit profilinin deneysel taşıma eğrisi eğimi kullanıldığı için viskozite etkileri dolaylı da olsa bir miktar (taşımanın lineer olduğu hücum açılarında) hesaplara katılabilmekte iken Weissinger'in sayısal taşıyıcı çizgi modelinde kanat düz levha şeklinde kabul edilmekte olup kamburluk etkileri ve viskozite etkileri hesaplara katılmamaktadır. Daha önce de belirtildiği gibi sayısal taşıyıcı çizgi modelinde kanat açıklığı boyunca bir sıra atnalı girdabı kullanılırken Girdap Kafes Yöntemi'nde veter boyunca birden fazla sıra boyunca atnalı girdapları kullanılarak kamburluk etkisi dikkate alınabilmektedir. Ancak Girdap Kafes Yöntemi'nde de viskozite etkileri hiç dikkate alınmamakta olup bu da Prandtl modeline kıyasla bir dezavantaj yaratmaktadır.

Hem Weissinger yöntemindeki gibi okaçılı ve dihedral açılı kanat ve kanat sistemleri için uygulanabilen ve hem de vizkosite etkilerini kesit profilinin deneysel karakteristikleri yardımıyla dikkate alabilen bir model literatürde Non-lineer Sayısal Taşıyıcı Çizgi Modeli (Non-Lineer Numerical Lifting line Model) olarak yer almaktadır [30]. Bu kısımda bu yöntem izah edilerek TURAÇ için uygulamalarına yer verilecektir.

Yöntemin ilk aşaması Sayısal Taşıyıcı Çizgi Modeli ile aynı olup Girdap Kafes Yöntemi'nden tek farkı kanat üzerinde veter boyunca birden fazla sıra yerine kanat açıklığı boyunca tek sıra halinde atnalı girdapları kullanılmasıdır. Buna göre atnalı girdaplarının şiddetlerini verecek olan ve yüzey sınır koşulundan elde edilen denklem sistemi Girdap Kafes Yöntemi için verilen denklem sistemi ile aynı olup sadece bütün kanatlar için $NI_k=1$ alınacaktır. Yöntemin bundan sonraki aşamaları aşağıdaki gibi özetlenebilir:

- 1- Denklem takımının çözümü ile atnalı girdaplarının Γ_{old} şiddetleri hesap edildikten sonra ayrıca kanat açıklığı boyunca herbir kesit (bağlı girdap orta noktasında) için α_e etkin hücum açıları hesaplanır.
- 2- Bu hücum açıları için kanat profilinin karakteristik eğrilerinden $C_{l,exp}$ taşıma katsayıları ve bunlara dayanarak da yeni sirkülasyon değerleri (bağlı girdap şiddeti), Γ_{exp} , hesaplanır. Kanat profilinin karakteristikleri deneylerle elde edilebileceği gibi bir sayısal yöntemle de hesaplanabilir. Burada hesaplamalar için XFOIL programının arayüz giydirilmiş bir uygulaması olan XFLR5 programı kullanılmıştır.
- 3- Denklem takımından elde edilen önceki Γ_{old} girdap şiddetleri ve etkin hücum açısıyla profil karakteristikleri kullanılarak bulunan Γ_{exp} girdap şiddetleri kullanılarak,

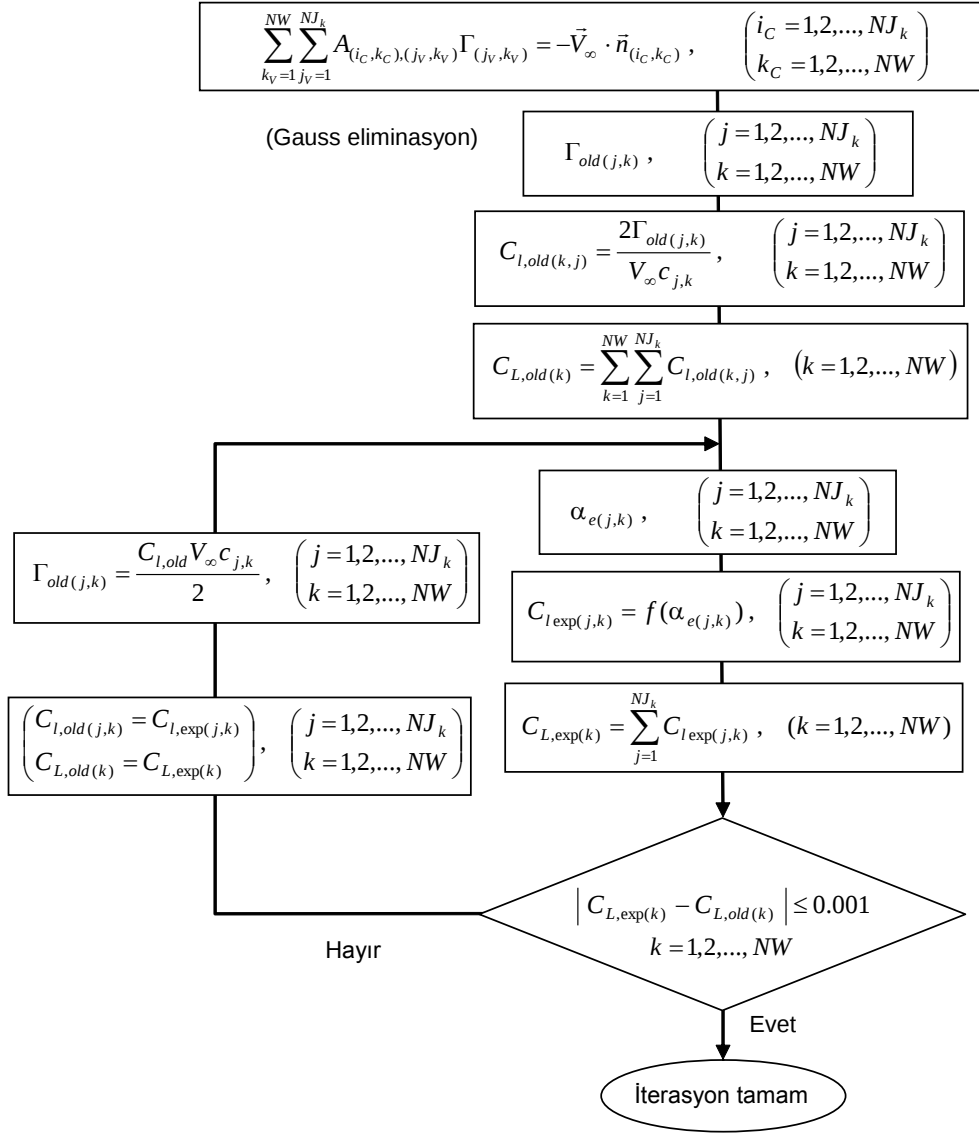
$$\Gamma_{new,i} = \Gamma_{old,i} + \omega(\Gamma_{old,i} - \Gamma_{exp,i}) \quad (3.17)$$

şeklinde yeni girdap şiddetleri elde edilir. Burada ω gevşetme faktörüdür.

- 4- Yeni girdap şiddetleri kullanılarak etkin hücum açıları tekrar hesaplanır ve yukarıdaki işlemler belli bir yakınsaklık elde edilinceye kadar tekrarlanır.
- 5- Yakınsama için bu çalışmada doğrudan taşıyıcı yüzeylerinin her birinin taşıma katsayıları dikkate alınarak her iterasyon adımında önceki taşıma katsayısı ile o iterasyon adımında elde edilen taşıma katsayısı arasındaki farkın belli bir değerin altına inmesine bakılmıştır:

$$|C_{i,old} - C_{i,new}| \leq 0.001 \quad (3.18)$$

Yöntemin bir akış diyagramı Şekil 3.9'da yer almaktadır.



Şekil 3.9 : Non-lineer Sayısal Taşıyıcı Çizgi Modeli akış diyagramı.

Non-lineer Sayısal Taşıyıcı Çizgi Modeli kullanılarak hava aracının aerodinamik analizleri gövde, kanat, winglet 1 ve winglet 2 olmak üzere 4 parçaya ayrılmış olan uçağın her parçası için gerçekleştirilmiştir. Hesaplamalar hava aracının farklı boyutları için kısa sürede tekrarlanıp taşıma (C_L) ve indüklenmiş sürüklenme (C_{Di}) katsayıları hem her parça için hem de bütün uçak için hesaplanmaktadır.

3.7 Geometrinin Oluşturulması

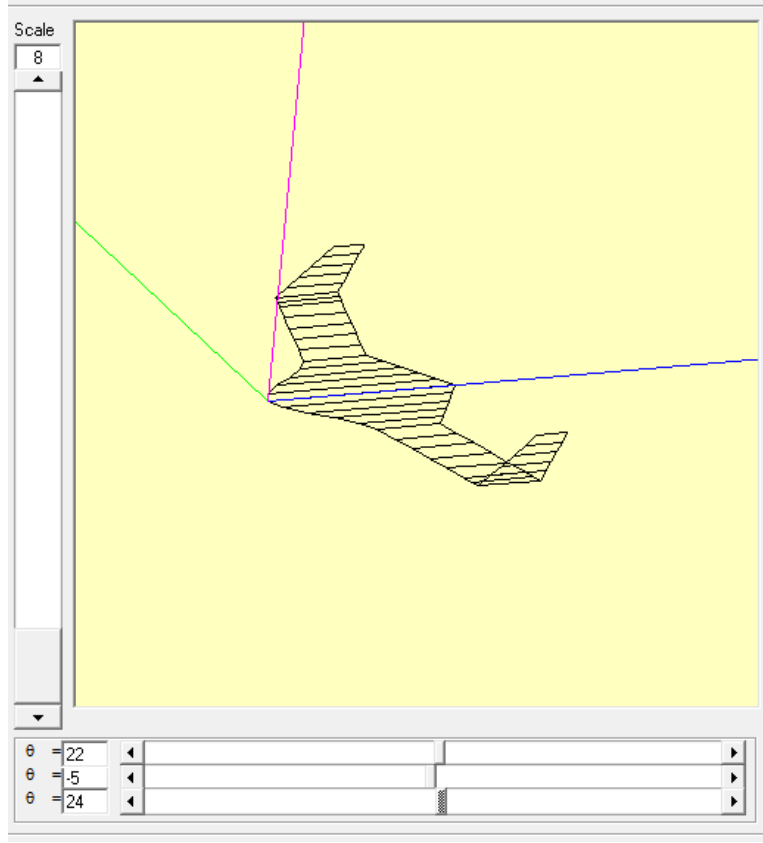
Uçağın görev isterleri açısından en uygun geometriye sahip olması tasarım sürecinde üzerinde çalışılan bir konudur. Eniyileme süreci boyunca tasarımın iteratif olarak değiştirilmesiyle en yüksek performanslı hava aracına sahip olunması

amaçlanmaktadır. Bir hava aracının geometrisinin üzerindeki binlerce nokta ile tanımlanması mümkün olmakla birlikte pek tercih edilen bir yöntem değildir. Bu bakış açısı yerine geometriyi oluşturan bazı parametreler tanımlanıp, geometri üzerindeki değişiklikler bu parametrelerin değiştirilmesiyle yapılmaktadır. Bu işlem parametrizasyon işlemi olarak aşağıdaki bölümde açıklanmaktadır.

3.8 Parametrizasyon

Çalışmada TURAÇ geometrisi tipik parametreler yardımıyla tanımlanmaya çalışılmıştır. Geometri bir gövde, bir kanat ve iki parçadan oluşan bir winglet oluşumu olarak tanımlanmış, her parça için parametreler tanımlanarak geometri oluşturulmuştur [25]. Hava aracının gövdesinin, kanadın ve wingletin profil etkileri göz önünde bulundurulmaktadır. Hava aracının sağ yarısı belirlendikten sonra simetri özelliğinden faydalanılıp sol yarısı oluşturulmaktadır. Hava aracı geometrisi gövde eksenine bağlı bir koordinat takımında tanımlanmıştır. Geometride x eksenini gövde simetri düzlemi içinde geriye doğru, y eksenini sağ kanat yönünde açıklık doğrultusunda ve z eksenini de uçağın sırtı yönündedir. Program parametrelerinin değerlerinin girildiği ve oluşturulan geometrinin kullanıcı tarafından görüntülediği iki arayüz olarak tasarlanmıştır. Şekil 3.10 ve 3.11’de her iki program arayüzü gösterilmektedir.

Şekil 3.10 : Geometri boyutlarının programa girildiği arayüz.



Şekil 3.11 : Geometrinin oluşturulduğu program arayüzü.

3.8.1 Gövde

TURAÇ tasarımı konvansiyonel uçak tasarımdan farklı olduğundan gövde üzerindeki parametrisasyon çalışması da farklı olmaktadır. Oluşturulan gövde geometrisinde burun kısmı kübik bir eğri yardımıyla, arka kısım ise açılı olarak tanımlanmıştır. Burun ve arka kısım arasında bir dikdörtgensel bölge kalmakta ve bu dikdörtgenin genişliği kanat kök veterine eşit olmaktadır. Gövde aşağıdaki parametrelere ayrılıp programda bu parametreler üzerinde değişiklik yapılmasıyla gövde geometrisinde de değişiklik yapılması sağlanmaktadır. Gövde parametreleri program arayüzünde fuselage başlığının altındadır.

- **Ok açısı:** Uçağın burun kısmında y eksenine göre gövde hücum kenarı teğetinin yaptığı açıdır ve Swp kısaltması ile temsil edilmektedir.
- **Açıklık:** Gövde genişliği bir parametre olarak tanımlanmış olup, s ile sembolize edilmiştir. Bu sembol gövde yarı genişliğini temsil etmektedir.
- **Dihedral açısı:** Dhd ile temsil edilen parametre gövde düzleminin xy düzlemiyle yaptığı açıdır.

- **Gövde ön kısım uzunluğu:** Tasarlanan gövde sıradışı bir geometriye sahip olduğu için parametreler yardımıyla oluşturulması için gövde uzunluğu üç bölüme ayrılmıştır. cLE ile temsil edilen parametre bir kenarı kübik eğri olan dikdörtgensel şeklin uzunluğudur.
- **Gövde orta kısım uzunluğu:** cT ile temsil edilen parametre gövde ön ve arka kısmı arasında kalan dikdörtgensel bölgenin x doğrultusundaki uzunluğudur.
- **Gövde arka kısım uzunluğu:** cTE ile temsil edilen parametre gövde arka kısmının x doğrultusundaki uzunluğunu temsil etmektedir.

3.8.2 Kanat

Kanat parametrizasyonu geleneksel kanat geometrisini oluşturan parametreler yardımıyla gerçekleştirilmektedir. Kanada ait parametreler program arayüzünde wing başlığı altında oluşturulmaktadır.

- **Açıklık:** Wing bölümünün altında s ile gösterilen parametre kanadın y eksenini (açıklık) doğrultusundaki uzunluğunu temsil etmektedir.
- **Uç veter uzunluğu:** cT ile gösterilmekte ve kanat uç veter uzunluğunu temsil etmektedir.
- **Ok açısı:** Kanat ok açısı olup, Swp ile gösterilmektedir.
- **Dihedral açısı:** Dhd ile gösterilip kanadın xy düzlemi ile yaptığı açıdır.

3.8.3 Winglet 1

Winglet yapıları kanat uç girdabını azaltmak için kanat ucunda kullanılan bir yapıdır. TURAÇ geometrisinde winglet yapısı winglet 1 ve winglet 2 olmak üzere iki yapıya ayrılmıştır. Winglet 1 yapısı kanat parametrelerinin aynısı ile tanımlanmış olup üst görünümü trapezi andıran bir kanat olarak tanımlanmıştır. Bu yapının parametrizasyonu ileriki dönemlerde ihtiyaçlara göre yeniden yapılandırılacaktır.

3.8.4 Winglet 2

Winglet yapısının diğer parçası olan winglet 2, winglet 1 parçasına açılı olarak konumlandırılmıştır. Parametreleri winglet 1 ve kanat parametrelerinin aynısıdır.

3.8.5 Paneller

Girdap Kafes Yöntemi'nde geometriyi oluşturan yapılar hem gövde eksenini hem de kanat açıklığı doğrultusunda “panel” adı verilen yüzey elemanlarına ayrılmaktadır. Aerodinamik analizi ise oluşturulan her panele atnalı girdapları eklenerek gerçekleştirilmektedir. Her eleman kanat açıklığı doğrultusunda NJ, gövde eksenini doğrultusunda da NI adet panele bölünmektedir. Gövde eksenini doğrultusundaki NI adet panel sayısının her eleman için aynı alınması uygun görülmüş, bu nedenle gövdeye ait çerçevede belirtilmiş ayrıca kanat ve winglet bölümlerinde NI sayısından bahsedilmemiştir.

3.8.6 Serbest Akım Parametreleri

Girdap Kafes Yöntemi'nde daimi sıkıştırılmaz potansiyel akış kullanıldığından gerçekleştirilen aerodinamik analiz serbest akım hızından bağımsızdır. Serbest akım koşulları akım doğrultusu ile tanımlanmakta olup, geliştirilen programda sadece simetrik uçuş halleri göz önünde bulundurulmaktadır. Program arayüzünde serbest akım koşulu ile ilgili belirtilen tek parametre hücum açısı (α)'dır.

Program arayüzünde görülmekte olan NW sembolü uçağın eleman sayısını belirtmektedir. Söz konusu geometri gövde, kanat, winglet 1 ve winglet 2 olmak üzere toplam 4 elemandan oluşmakta bu nedenle programda NW değeri 4 olarak gösterilmektedir. Geometride eleman sayısı sabit olduğundan bu değer de sabittir, ancak bazı doğrulama çalışmalarında NW değerini değiştirmek ihtiyacı duyulabileceğinden parametre program arayüzüne eklenmiştir. Şekil 3.10 ve 3.11'de hem parametrelerin bulunduğu hem de geometrinin görselleştirildiği program arayüzü görülmektedir. Programda TURAÇ'ın 3 boyutlu görüntüsü kullanıcıya sunulmaktadır.

4. HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ (HAD) YÖNTEMİ

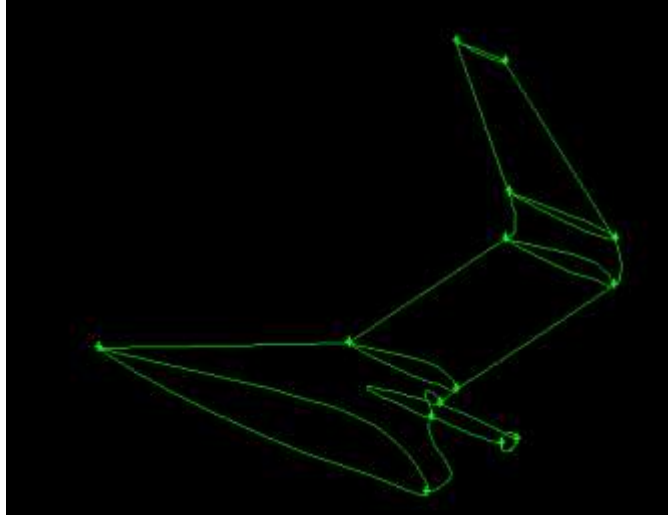
Günümüzde birçok akışkanlar mekaniği probleminin çözümünde Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) Yöntemi kullanılmaktadır. Yöntem, gemi pervanesi analizinden kara ve hava araçlarının aerodinamik performansının belirlenmesi açısından birçok mühendislik alanında kullanılmaktadır. Mühendislik problemlerinin çözümünde HAD Yöntemi haricinde kısa sürede sonuç veren yöntemler mevcut olmasına rağmen HAD Yöntemi gerçeğe yakın sonuçlar vermektedir. Ancak sözkonusu yöntem zaman ve maliyet açısından teorik-sayısal yöntemlere kıyasla dezavantajlıdır. Çözümü gerçekleştirilecek olan problemin bilgisayar ortamında modellenmesi ve çözümü ileri teknolojiye sahip bilgisayarlarla mümkündür.

Çalışmada ön tasarımı tamamlanmış TURAÇ'ın aerodinamik analizleri GKY ve NLL yöntemleri dışında HAD Yöntemi ile de gerçekleştirilmiştir. Hava aracının uçuş rejimlerine göre konfigürasyonunda farklılıklar oluşmaktadır. TURAÇ'ın dikey iniş-kalkış ve geçiş hareketlerinde arka bölümünde bulunan koaksiyel fanın kapakları açık olup hareket süresince fan çalışmaktadır. İleri uçuş rejiminde koaksiyel fan durdurulup aerodinamik performanstan dolayı kapaklar kapatılmaktadır. Bitirme çalışmasında ileri uçuş rejimindeki TURAÇ'ın fan kapakları kapalı halinin aerodinamik analizleri gerçekleştirilmiştir. Çalışmada hava aracının aerodinamik analizi gerçekleştirilmeden önce modellenmesi üzerinde çalışılmış ve hava aracının üzerine sınır tabaka oluşturulmuştur. Modelleme ve sınır tabaka oluşturulması işlemi tamamlandıktan sonra aerodinamik analizler gerçekleştirilmiştir. Bu bölümde HAD Yöntemi kullanılarak gerçekleştirilen analizden detaylı bir şekilde bahsedilmektedir.

4.1 Modelleme

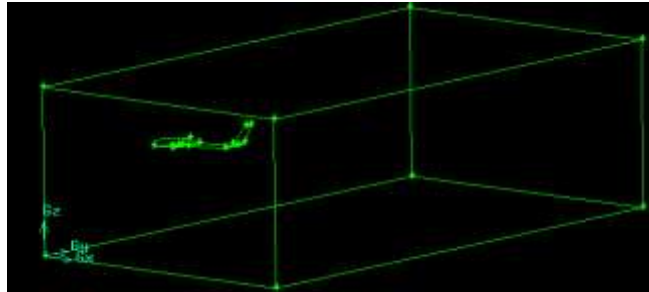
HAD Yöntemi'nde amaç, problemi gerçeğe en yakın şekilde simüle edip çözmektir. Bu yöntemle gerçekleştirilen hesaplamalarda öncelikle üzerinde çalışılan model HAD çalışması için uygun hale getirilmektedir. Sözkonusu çalışmada hava aracının simetri özelliğinden yararlanılıp analiz için hava aracının gövde eksen simetri eksen olarak düşünülüp yarısı kullanılmaktadır. Yarım TURAÇ'ın içerisine yerleştirildiği

kontrol hacminin boyutları kullanılan bilgisayarın boyutları göz önüne alınarak 9500x18000x5400 olarak belirlenmiştir. Şekil 4.1’de kontrol hacmi içerisindeki yarım TURAÇ gösterilmektedir.



Şekil 4.1 : Kontrol hacmi içerisindeki yarım TURAÇ.

Çalışmada yarım TURAÇ kullanılarak hem eleman sayısından hem de çözüm süresinden neredeyse yarı yarıya tasarruf edilmiştir. Simetri özelliği bulunan sistemlerde sistemin sadece bir yarısının modellenmesi günümüzde yaygın olarak kullanılan bir yöntemdir. Çalışmada TURAÇ simetri yüzeyinin yaslandığı kontrol hacmi yüzeyi simetri olarak tanımlanmıştır. Şekil 4.4’de hava giriş ve çıkış yüzeyleri gösterilmektedir. Yarım TURAÇ arkasında oluşan iz bölgesindeki vortekslerin gözlemlenebilmesi için hava aracı kontrol hacmine ortalanmamış hava giriş yüzeyine daha yakın konumlandırılmıştır. Model kontrol hacmi içerisinde 3 uçak boyu hava girişi yüzeyinden 6 uçak boyu da hava çıkış yüzeyinden uzakta sabitlenmiştir.



Şekil 4.2 : Yarım TURAÇ ve kontrol hacmi.

HAD Yöntemi’nde modelin elemanlara bölünmesi işlemi ticari bir yazılımla gerçekleştirilmekte ve analiz sonuçlarını büyük ölçüde etkilemektedir. Kontrol hacmi oluşturulmasından sonra çalışmada, modeli hazırlanmış yarım TURAÇ’ın yüzeyine

ağ örme işlemi uygulanmıştır. Bu işlemde akışın daha iyi incelenmesinin gerektiği kanat ve gövdenin hücum ve firar kenarları, kanat-winglet geçişleri ve winglet uçları daha küçük boyutlara sahip elemanlara bölünmüştür. Gövde ve kanat yüzeylerinin orta bölümlerindeki eleman boyutları diğer bölgelere oranla daha büyüktür. Yüzeyler üzerindeki ağ örme işlemi bittikten sonra kontrol hacminin elemanlara bölünmesi işlemi uygulanmıştır. Hava aracı yüzeylerinde yapıldığı gibi kontrol hacmi içerisinde de hava aracına yakın bölgelerde eleman boyutları küçükken hava aracından uzaklaştıkça boyutlar artmaktadır. Çalışmada elemanlara bölünmüş model sınır tabaka oluşturulması için hazır hale getirilmiştir.

4.2 Sınır Tabaka Ağı Oluşturulması

Akışkanlar mekaniği problemleri incelendiğinde akış içerisinde bulunan tüm cisimlerin yüzeyine çok yakın bölgelerinde bir akış tabakası oluşmaktadır. Bu yöntemde problem gerçeğe en yakın biçimde modellendiği için yüzeye yakın bölgelerde ticari bir yazılımla sınır tabaka elemanları oluşturulmaktadır. Sınır tabaka elemanlarının ilk yüksekliği Reynolds sayısına ve y^+ değerine bağlı olarak değişmektedir. y^+ parametresi akışın türbülanslı olup olmamasına göre değişiklik göstermektedir. Ayrıca bu parametre akışın kalitesi hakkında belirleyici rol oynamaktadır. Akış bölgesine göre değişiklik gösteren y^+ değerleri aşağıdaki Çizelge 4.1’de sunulmuştur.

Çizelge 4.1 : Farklı bölgelerde y^+ değerleri.

Bölge	y^+
Viskoz Alt Bölge	$y^+ < 1-5$
Geçiş Bölgesi	$y^+ < 5-50$
Türbülanslı Bölge	$y^+ > 50$

Sınır tabaka ilk elemanın yüksekliğini hesaplamak için aşağıdaki formül kullanılmaktadır.

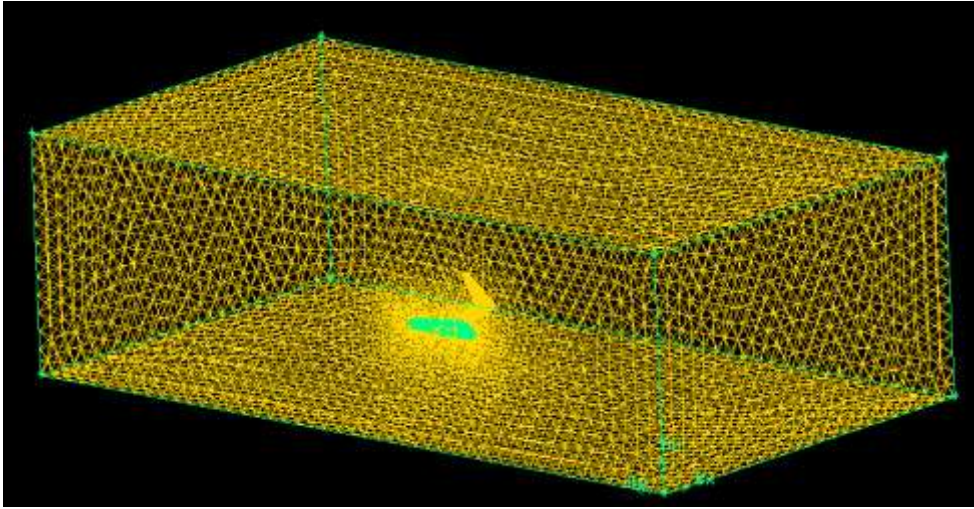
$$y_{ilk} = \frac{y^+ v [2.5 \ln y^+ + 5.5]}{U} \quad (4.1)$$

20 m/s ileri uçuş hızına sahip ve y^+ değeri 1 olan çalışmada sınır tabaka elemanlarının ilk yüksekliği (y_{ilk}) 1.93×10^{-5} olarak belirlenmiştir. Ticari bir program

yardımla sınır tabaka oluşturulması işlemi tamamlanmıştır. Yukarıda bahsedilen denklemlerle hesaplanan ilk eleman yükseklik değerine sahip sınır tabaka “Last Ratio” özelliği kullanılarak 15 katmandan oluşmuştur. Son katman oranı %40 olarak belirlenip, bu özellik yüzey elemanının kenar uzunluğunun son katmanın yüksekliğine oranıdır. Sınır tabaka oluşturulması işlemi tamamlandıktan sonra hacim elemanı oluşturulması işlemi gerçekleştirilmektedir.

4.3 Hacim Elemanın Oluşturulması

Hacim elemanı oluşturulması modelleme işlemine benzer bir şekilde gerçekleştirilmektedir. Sınır tabaka elemanları oluşturulan yarım TURAC’ın yüzeyinden uzaklaştıkça oluşturulan hacim elemanlarının boyutu büyümektedir. Şekil 4.3’te sınır tabaka ve hacim elemanları oluşturulmuş HAD analizinde hazır yarım TURAC görülmektedir.



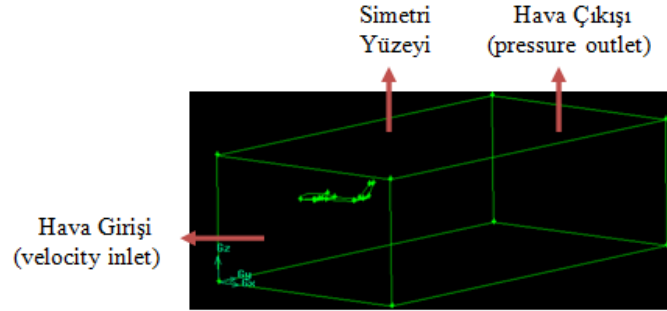
Şekil 4.3 : Hacim elemanlı yarım TURAC ve kontrol hacmi.

4.4 HAD Analizinin Kurulması

Çözüm ağı hazırlanan modelin Fluent yardımıyla HAD analizleri gerçekleştirilmektedir. Bu analizlere başlanmadan evvel modelde bulunan yüzeyler, problemin sınır ve başlangıç koşulları tanımlanır.

Modelde uçak yüzeyi ve kontrol hacmi yüzeyleri öncelikle tanımlanmaktadır. Modelde uçak yüzeyi wall (duvar) olarak tanımlanmıştır. Hava aracının simetri özelliğinden yararlanıldığı için uçağın dayandırıldığı yüzey simetri olarak belirlenmiştir. Kontrol hacmine hava girişinin olduğu yüzey velocity inlet, hava

çıkışının olduğu yüzey ise pressure outlet olarak tanımlanmıştır. Şekil 4.4’de hava giriş ve çıkış yüzeyleri detaylı olarak gösterilmektedir. Velocity inlet tanımlamasında kontrol hacmine giren havanın hızı ve doğrultusu tanımlanmaktadır. Ayrıca kontrol hacminin diğer yüzeyleri duvar olarak tanımlanmıştır.



Şekil 4.4 : Hacim elemanlı yarım TURAÇ ve kontrol hacmi.

Başlangıç ve sınır koşulları problemin çözümüne başlanması için ihtiyaç duyulan bilgileri içermektedir. Problemden başlangıç koşulları olarak serbest akım hızının y doğrultusunda 20 m/s olduğu belirtilmiştir. Hidrolik çap ve turbulent intensity değerleri (4.2) ve (4.3) yardımıyla hesaplanmaktadır. Hidrolik çap hesabı;

$$D_H = \frac{2ab}{(a + b)} = \frac{2 * 5.4 * 9.5}{(5.4 + 9.5)} = 6.886 \text{ m} \quad (4.2)$$

şeklindedir. Turbulent intensity aşağıdaki formülle hesaplanmaktadır.

$$I = \frac{0.16}{\sqrt[8]{Re}} \quad (4.3)$$

Reynolds hesabı ise;

$$Re = \frac{\rho VL}{\mu} = \frac{1.225 * 20 * 1.08}{1.789 * 10^{-5}} = 1.48 * 10^6 \quad (4.4)$$

şeklindedir. Hesaplanan Reynolds değeri kullanılarak turbulent intensity hesabı tamamlanmaktadır.

$$I = \frac{0.16}{\sqrt[8]{Re}} = \frac{0.16}{\sqrt[8]{1.48 * 10^6}} = 0.02709 = \%2.709 \quad (4.5)$$

Yukarıdaki denklemler kullanılarak Reynolds sayısı 1.48×10^6 , hidrolik çap 6.886 m ve turbulent intensity %2.709 olarak hesaplanmıştır.

Analizde k-epsilon Realizable Enhanced Wall Treatment türbülans modeli kullanılmaktadır. Çözümde Green-Gauss Node Based çözüm yöntemi tercih edilmiştir.

HAD analizleri arasındaki her hücum açısında 20 m/s ileri uçuş hızında gerçekleştirilmiştir. Yapılan analizler sonucunda hava aracının taşıma (C_L), sürüklenme (C_D) ve yunuslama momenti (C_M) katsayıları elde edilmiş ve sonuç bölümünde sunulmuştur.

5. GEÇİŞ REJİMİ DİNAMİK MODELLEMESİ

TURAÇ helikopter gibi dikine iniş-kalkış yapan ve askıda durabilen, konvansiyonel uçak gibi ileri uçuş gerçekleştirebilen bir hava aracıdır. Hava aracının dikine iniş-kalkış ve askı duruşundaki rejimine askı durumu, askı durumundan ileri uçuş durumuna geçişine geçiş rejimi ve konvansiyonel uçak gibi uçuş rejimine de ileri uçuş rejimi denilmektedir. Farklı uçuş rejimlerinde hava aracı üzerinde farklı miktarlarda yükler oluşmaktadır. Bu yüklerin hesap edilmesi hem hava aracının performansı hem de yapısal dayanıklılığı açısından büyük önem arz etmektedir. Bahsedilen uçuş rejimlerinden askı durumu helikopterlerin, ileri uçuş rejimi ise uçakların modellenmesinden bilinmektedir. Ancak geçiş rejimi, günümüz literatüründe de çok fazla bilinen bir rejim olmamakla birlikte karmaşıktır.

Askı durumundan ileri uçuş durumuna geçilirken TURAÇ'ın ön bölümünde bulunan tilt eden pervaneler 90° dönerek gövde eksenine dik doğrultudan paralel doğrultuya geçmektedir. Ayrıca TURAÇ'ın gövde bölümünde bulunan ana taşıyıcı fan yavaşça durduktan sonra fan kapakları kapanmaktadır. Geçiş rejimi sırasında tilt eden pervaneler ve ana taşıyıcı fanın kapanmasıyla karmaşık bir hava akımı oluşmaktadır ve bu sırada hava aracına etkiyen yüklerin tahmininde zorlanılmaktadır. Tezin "Dinamik Modelleme" bölümüne kadar gerçekleştirilen çalışmalarda TURAÇ'ın ileri uçuş rejiminde farklı hücum açılarındaki taşıma, sürüklenme ve yunuslama momenti katsayıları bilinen aerodinamik analiz yöntemleri ile hesaplanmıştır. Geçiş rejimi özel bir durum olduğu için bu bölümde hava aracına etkiyen kuvvetler bilindik aerodinamik yöntemlerden ziyade matematiksel model oluşturularak hesaplanmıştır.

5.1 Genel Hareket Denklemleri

Hava araçlarının genel hareket denklemleri Newton'un 2. Yasası'ndan faydalanılarak türetilmiştir. Hareket denkleminde göre hava aracına etkiyen kuvvetlerin toplamı momentumun zamana göre türevine eşittir.

$$\sum \vec{F} = \frac{d}{dt}(m\vec{V}) \quad (5.1)$$

(5.1)'de gösterilen $\vec{F}$ hava aracına etkiyen kuvveti, m kütleyi ve $\vec{V}$ bileşke hızı temsil etmektedir. Ayrıca hava aracına etkiyen toplam moment, açısal momentumun zamana göre türevine eşittir.

$$\sum \vec{M} = \frac{d\vec{H}}{dt} \quad (5.2)$$

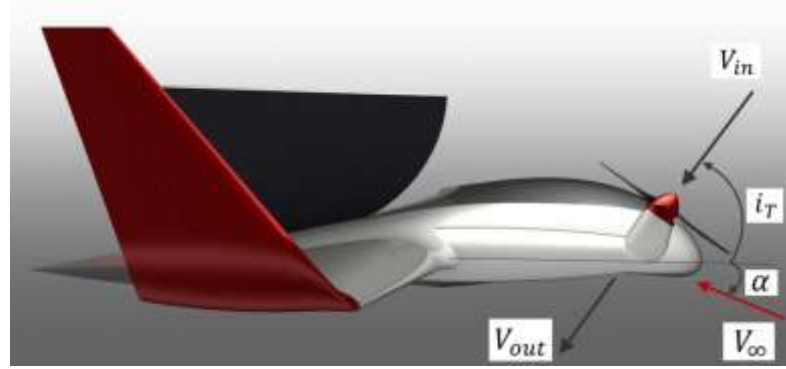
(5.2)'de $\vec{M}$ momenti, $\vec{H}$ ise açısal momenti göstermektedir. Birçok hareket denkleminin temelinde bahsedilen iki denklem bulunmaktadır.

5.2 Geçiş Rejimi Modellemesi

Geçiş rejimi askı durumu ile ileri uçuş rejimi arasında bulunan karmaşık bir rejimdir. Geçiş rejimi süresince hava aracına etkiyen kuvvet ve momentler devamlı değişiklik göstermektedir. Söz konusu TURAÇ olunca geçiş rejimi süresince hem önde tilt eden pervanelerin hem de ana taşıyıcı fanın hava aracı üzerinde oluşturduğu kuvvet ve momentler devamlı farklılık göstermektedir. Bu farklılıkların en önemli nedenleri geçiş rejimi süresince hem önde tilt eden pervanelerin tilt etmeleri hem de ana taşıyıcı fanın yavaşça kısılmasıdır. Geçiş rejiminde 0° 'den (askı durumu pozisyonu) 90° 'ye (ileri uçuş pozisyonu) tilt eden pervaneler TURAÇ'ın gövde ve kanatları üzerinde aerodinamik kuvvetler oluşturmaktadır. Hesaplamalarda bu oluşan kuvvetin etkisi yok sayılamayacak kadar fazladır.

Hesaplamalarda tilt eden pervane arkasında oluşan hava akımının hızı Momentum Teori'si ile hesaplanmaktadır. Bu hesaplamalarda motorların üretici firmasından elde edilen itki-hız grafiği büyük önem arz etmektedir. Bu sayede belirli hızlarda motorun ürettiği itki kuvveti bilinmektedir.

Hesaplamalarda tilt eden pervanelere dik gelen hava akımının hızı hesaba katılmaktadır. Bu hızın değeri tilt (i_T) ve hücum (α) açısına göre farklılık göstermektedir. Çalışmalarda tilt mekanizmaları askı durumu pozisyonundayken tilt açısı 0° , ileri uçuş rejimi pozisyonundayken 90° olarak kabul edilmiştir (Şekil 5.1). Şekil 5.1'de görüldüğü üzere pervane diskine dik doğrultuda gelen akım hızı V_{in} , pervane arkasında oluşan akım hızı V_{out} olarak gösterilmektedir.



Şekil 5.1 : TURAÇ tilt pervanesi üzerindeki hava akımı hızları.

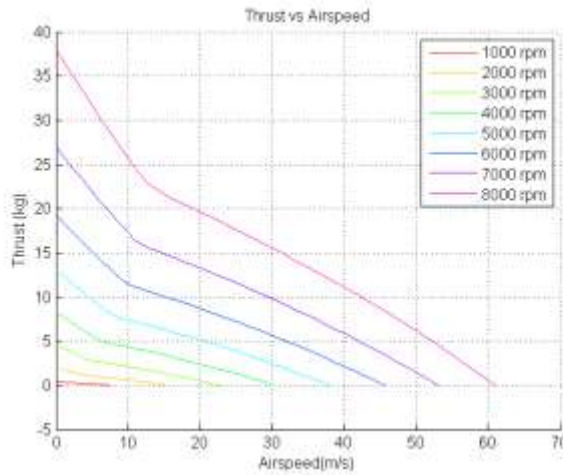
V_{in} hızı (5.3) yardımıyla hesap edilmektedir.

$$V_{in} = V(\cos\alpha)(\cos i_T) \quad (5.3)$$

Pervane arkasında oluşan hava akımı Momentum Teorisi yardımıyla hesaplanıp V_{out} olarak isimlendirilmiştir. (5.4) yardımıyla tilt eden pervane arkasındaki hava akımının hızı hesaplanmaktadır.

$$V_{out} = \sqrt{V_{in}^2 + \frac{2T}{\rho\pi R^2}} \quad (5.4)$$

(5.4)'te bulunan T , tilt eden motorların hesap edilen V_{in} hızında oluşturduğu itki kuvveti miktardır. Ayrıca denklemde bulunan R parametresi pervane yarıçapıdır. Bu itki kuvveti miktarı Şekil 5.2'de gösterilen motora ait olan İtki - Hız grafiğinden elde edilmektedir.

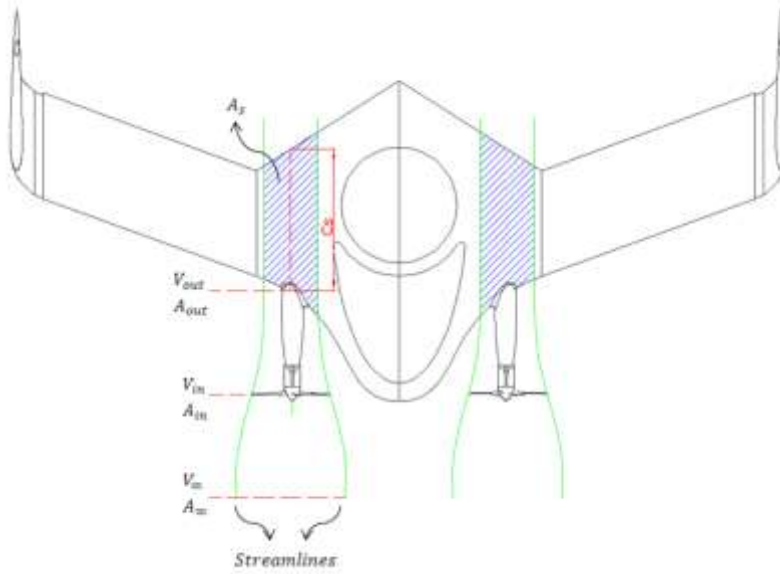


Şekil 5.2 : Tilt motorunun farklı dönme hızları için itki-hız grafikleri.

Tilt eden pervane etkisinden dolayı kanat üzerinde oluşan toplam hız (V_T) pervane arkasında oluşan hız (V_{out}) ve serbet akım hızının (V_∞) bileşkesidir. (5.5)'de kanat üzerinde oluşan toplam hız hesap edilmektedir.

$$V_T = \sqrt{(V_2 \sin(\alpha + i_T))^2 + (V_2 \cos(\alpha + i_T) + V_\infty)^2} \quad (5.5)$$

Geçiş rejimi sırasında kanadın belirli bölümüne V_T hızı etki ederken, geometrinin geri kalan bölümüne serbest akım hızı etki etmektedir. Bu nedenle gerçek sonuçlara bir miktar yaklaşmak amacıyla hava aracı üzerine etkiyen kuvvetler hesaplanırken geometri iki ayrı bölüme ayrılır.



Şekil 5.3 : Pervane etkisi altında TURAÇ geometrisi [26, 3].

Şekil 5.3'te görüldüğü üzere uçak geometrisi pervane etkisinde olan ve olmayan bölüm olarak ikiye ayrılmıştır. Teoride tilt eden pervane etrafındaki hava akımı silindirik bir hat şeklinde uçak yüzeyinden fırar kenarına doğru ilerlemektedir. Bu bölüm Şekil 5.3'te taralı alan olarak ifade edilmektedir. Hava aracı üzerindeki toplam taralı alan olan (A_s) aşağıdaki formülle hesaplanmaktadır.

$$A_s = 2R_s c_s \quad (5.6)$$

(5.6)'da c_s taralı alandaki ortalama aerodinamik veter, R_s ise taralı alanın açıklık doğrultusundaki mesafesi olarak tanımlanmaktadır.

Hava aracına etkiyen toplam taşıma ve sürüklenme kuvvetleri hesaplanırken pervane etkisi altında kalan alanın ve geri kalan yüzeye etkiyen kuvvetler ayrı

hesaplanmaktadır. Pervane etkisi altında olan yüzeyler üzerinde oluşan taşıma ve sürüklenme kuvveti ve yunuslama momenti aşağıdaki denklemler ile hesap edilmektedir.

$$L_s = \frac{1}{2} \rho V_T^2 A_s C_{L_s} \quad (5.7)$$

$$D_s = \frac{1}{2} \rho V_T^2 A_s C_{D_s} \quad (5.8)$$

$$M_s = \frac{1}{2} \rho V_T^2 A_s c_s C_{M_s} \quad (5.9)$$

Toplam kuvvet ve moment değerleri hesaplanırken pervane etkisi altında kalan bölüme hava akımı bir miktar sapma göstererek etki eder. Sapma miktarı tilt (i_T) ve hücum açısına (α) bağlıdır. Toplam taşıma ve sürüklenme kuvveti hesap edilirken pervane etkisi altındaki alan (5.10) ile elde edilen açının sinüs ve kosinüsü kadar toplam kuvvete etki eder.

$$\alpha + \alpha_s = \arctan \left(\frac{V_{out} \sin (\alpha + i_T)}{V_{out} \cos (\alpha + i_T)} \right) \quad (5.10)$$

Denklemden bulunan α_s kanat veter doğrultusu ile V_T hızı doğrultusu arasındaki açıdır.

Denklemden bulunan V_T hızı hem ileri uçuş hızını hem de pervane arkasında oluşan hızın bileşkesidir. Bu nedenle, bahsedilen hesaplamalarda sadece pervane etkisiyle oluşan akım değil aynı zamanda ileri uçuş hızının etkisi de göz önünde bulundurulmaktadır. (5.10)'da bulunan taşıma (C_{L_s}), sürüklenme (C_{D_s}) ve yunuslama momenti (C_{M_s}) katsayıları olarak gövde profilinin aerodinamik katsayıları kullanılmaktadır.

Hava aracında pervane etkisi altında olmayan bölümlerine serbest akım hızında akım etki etmektedir. Bu bölümde oluşan taşıma ve sürüklenme kuvvetleri ve yunuslama momenti (5.11), (5.12) ve (5.13) yardımıyla hesap edilmektedir.

$$L_w = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 (A - A_s) C_{L_w} \quad (5.11)$$

$$D_w = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 (A - A_s) C_{D_w} \quad (5.12)$$

$$M_w = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 (A - A_s) c C_{M_w} \quad (5.13)$$

Pervane etkisi altında olmayan alan üzerindeki kuvvetler ve moment hesaplandığı için denklemlerde alan olarak $(A - A_s)$ kullanılmaktadır. (5.11), (5.12) ve (5.13)'de bulunan taşıma (C_{L_w}), sürüklenme (C_{D_w}) ve yunuslama momenti (C_{M_w}) katsayıları olarak TURAÇ geometrisinin HAD Yöntemi ile hesaplanan aerodinamik katsayıları kullanılmaktadır.

Matematiksel modelin son adımında geçiş rejimi süresince hava aracına etkiyen toplam kuvvet ve moment değerleri hesaplanır. Hava aracına etkiyen toplam kuvvet hesaplanırken x doğrultusu gövde eksenini doğrultusunu, z doğrultusu ise gövde yüzeyinden dik yukarı doğrultuyu temsil etmektedir. Her iki eksenindeki toplam kuvvet ve yunuslama moment denklemleri (5.14), (5.15) ve (5.16) sunulmaktadır.

$$\begin{aligned} \sum F_z = L_w + (2T \sin i_T + T_{coax})(\cos \alpha) + L_s \cos(\alpha + \alpha_s) \\ - D_s \sin(\alpha + \alpha_s) - W \end{aligned} \quad (5.14)$$

$$\begin{aligned} \sum F_x = 2T(\cos i_T)(\cos \alpha) - D_w - L_s \sin(\alpha + \alpha_s) - D_s \cos(\alpha + \alpha_s) \\ - T_{coax} \sin \alpha \end{aligned} \quad (5.15)$$

$$\begin{aligned} \sum M_{ac} = 2T \sin i_T (x_{ac} - x_T) + T_{coax} (x_{ac} - x_{T_{coax}}) \\ + W(x_{ac} - x_w) \cos \alpha \end{aligned} \quad (5.16)$$

Yukarıdaki denklemlerde bulunan T_{coax} ana taşıyıcı fanın ürettiği itki kuvvetini, W ise uçağın ağırlığını temsil etmektedir. (5.16)'da bulunan x_{ac} uçağın burnundan aerodinamik merkezine, x_T tilt eden pervanenin merkezine, $x_{T_{coax}}$ ana taşıyıcı fanın merkezine, x_w ağırlık merkezine gövde eksenini doğrultusundaki mesafeleridir.

Çalışmada geçiş rejimi sırasında hava aracına etkiyen toplam kuvvet ve moment değerleri hesaplanıp, aracın denge durumu bulunmaktadır.

6. UYGULAMA SONUÇLARI

Bu bölümde TURAÇ'ın aerodinamik analizi için önceki bölümlerde önerilen ve izah edilen yöntemlerin uygulamalarına yer verilmiş, elde edilen sonuçlar irdelenmiştir.

Uygulama sonuçlarında öncelikle HAD ve GKY ile yapılan çalışmalara yer verilmiştir. Bunun nedeni HAD yöntemlerinin viskozite etkilerini de içerecek şekilde daha güvenilir sonuçlar vermesi, buna karşılık GKY'nin viskozite etkisini içermemekle birlikte taşıyıcı yüzeyleri iyi bir şekilde modelleyebilen hızlı ve maliyeti düşük bir yöntem olmasıdır.

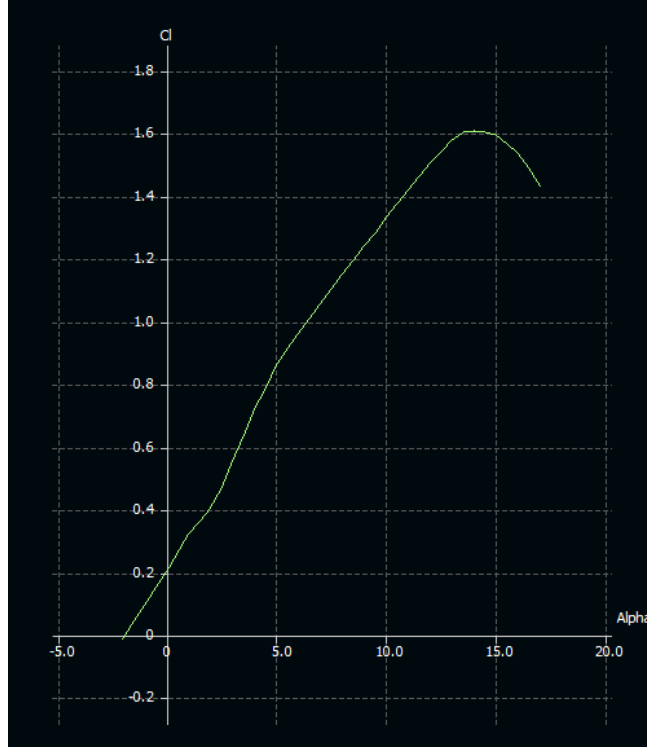
İkinci olarak non-lineer iteratif NLL sonuçlarına yer verilerek, viskozite etkilerini 2-boyutlu olarak içerebilen bu yöntemin TURAÇ uygulamasında faydalı olup olmayacağı hususu irdelenmiştir.

Son olarak geçiş rejimindeki TURAÇ'a etkiyen toplam kuvvet ve momentler hesap edilip, tanımlanan tilt, hücum ve elevatör açılarında bir senaryo türetilmiştir.

6.1 TURAÇ Aerodinamik Analiz Sonuçları

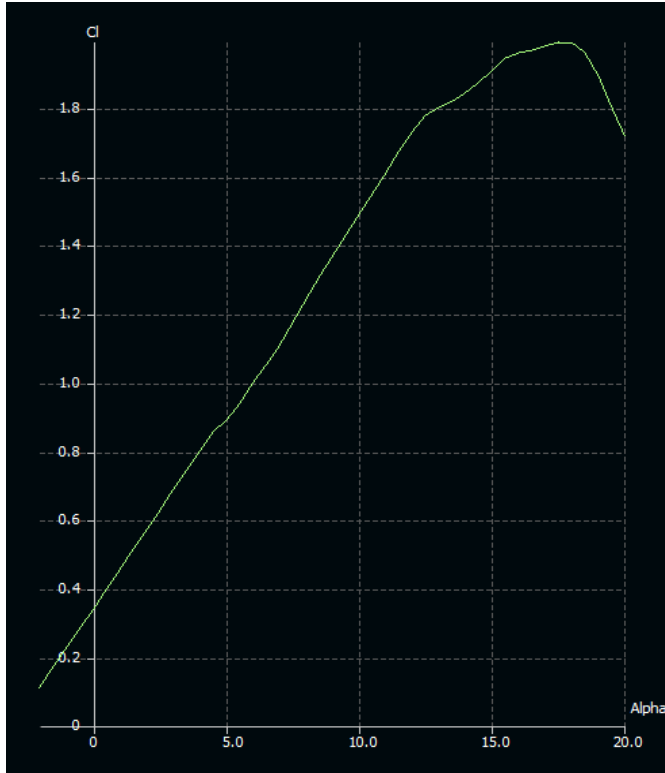
Aerodinamik analizler ileri uçuş rejiminde farklı hücum açıları için tekrarlanmıştır. GKY ve NLL yöntemlerinde ileri uçuş hızı kabul edilen akış modeli nedeniyle sonuçları etkilemezken HAD Yöntemi'nde 20 m/s olarak belirlenmiştir. NLL Yöntemi'nde gerekli olan kanat ve gövde profillerinin aerodinamik karakteristikleri XFLR5 programında yapılan 2 boyutlu akış analizleri ile belirlenmiştir. Gövde profili olan NACA 54115 ve kanat profili olan NACA 34112'nin program yardımıyla elde edilen C_L - α grafikleri sunulmaktadır.

Şekil 6.1'de görüldüğü üzere NACA 34112 refleks profili 14° hücum açısı civarında taşıma kaybına uğramaktadır. Profilin maksimum taşıma katsayısı (C_{Lmax}) 1.6 civarındadır. Şekil 6.2'de gövde profili olan NACA 54115 kanat profilinin aerodinamik karakteristiği gösterilmektedir.



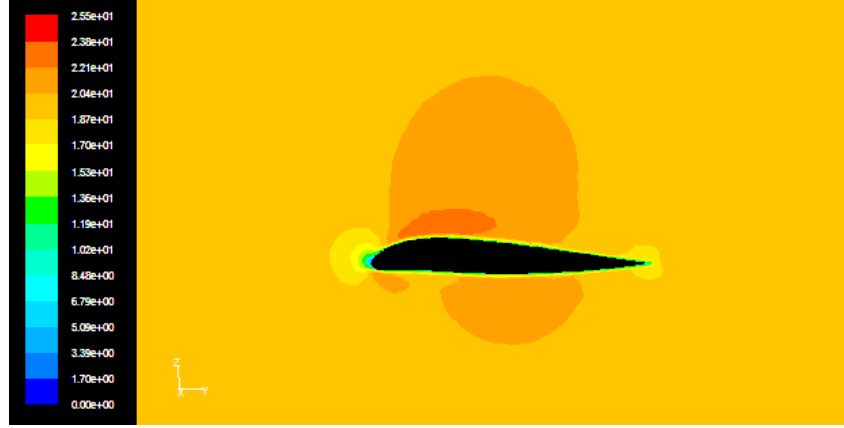
Şekil 6.1 : NACA 34112 profilinin $C_L - \alpha$ grafiği.

Şekil 6.2’de görüldüğü üzere NACA 54115 refleks profili 17° hücum açısı civarında taşıma kaybına uğramaktadır. Profilin maksimum taşıma katsayısı (C_{Lmax}) 2’ye yakındır.

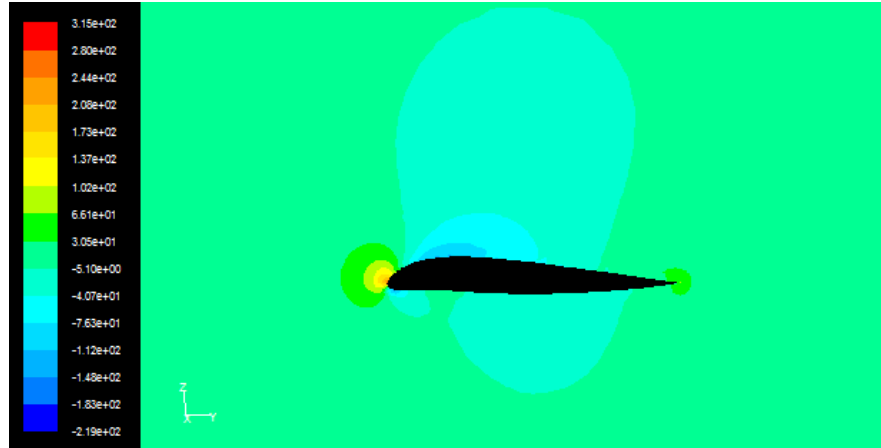


Şekil 6.2 : NACA 54115 profilinin $C_L - \alpha$ grafiği.

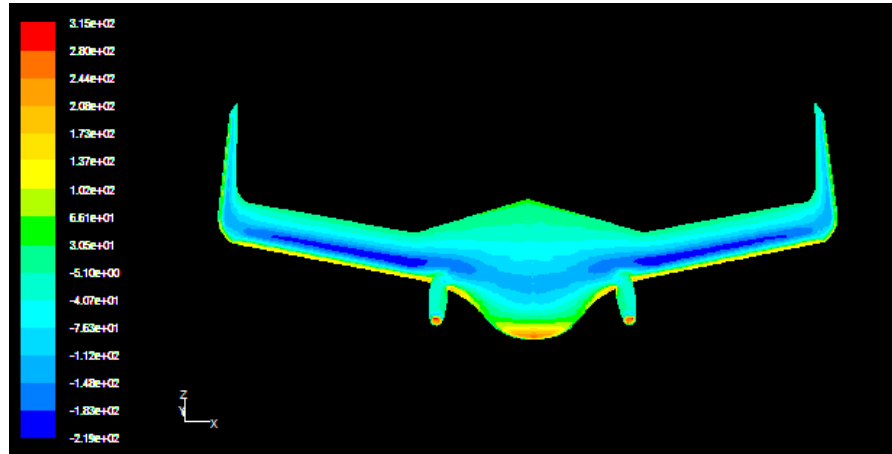
HAD Yöntemi kullanılarak 20 m/s ileri uçuş hızında 0° - 15° hücum açısı arasında her hücum açısında aerodinamik analizler gerçekleştirilmiştir. Analiz sonucu elde edilen uçak ve simetri yüzeyi üzerindeki hız ve basınç kontörleri aşağıdaki şekillerde gösterilmektedir. Simetri yüzeyi üzerinde ve 0° hücum açısındaki hız ve basınç kontörleri Şekil 6.3, 6.4 ve 6.5’de görülmektedir.



Şekil 6.3 : $V=20$ m/s, $\alpha=0^\circ$ ’deki simetri yüzeyi üzerindeki hız dağılımı.



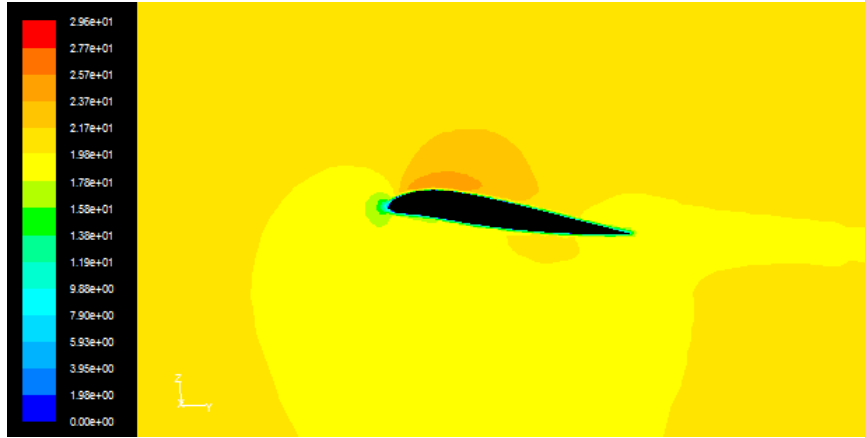
Şekil 6.4 : $V=20$ m/s, $\alpha=0^\circ$ ’deki simetri yüzeyi üzerindeki statik basınç dağılımı.



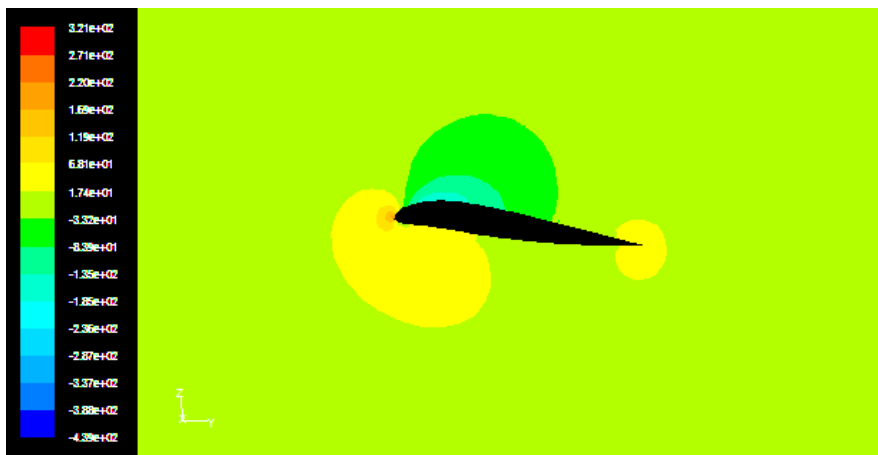
Şekil 6.5 : $V=20$ m/s, $\alpha=0^\circ$ ’deki uçak üzerindeki statik basınç dağılımı.

Hız dağılımı şeklinden görüldüğü üzere, hava aracının hücum ve firar kenarlarında durma noktaları oluşmaktadır. Ayrıca gövdenin üst yüzeyindeki hava hızı alt yüzeyine oranla daha yüksektir. Bu hız farkından oluşan basınç farkı da taşıma kuvvetini oluşturmaktadır. Basınç dağılımı şeklinden de görüldüğü üzere gövdenin alt bölümünde oluşan basınç üst bölümüne etki eden basınç ile karşılaştırıldığında daha yüksektir. Uçak yüzeyi üzerindeki basınç dağılımı incelendiğinde ise uçağın burnunda ve tilt parçalarının uç bölümlerinde durma noktaları oluşmaktadır. Ayrıca yüksek basınç bölgeleri hücum kenarına yakın bölgelerde oluşmaktadır.

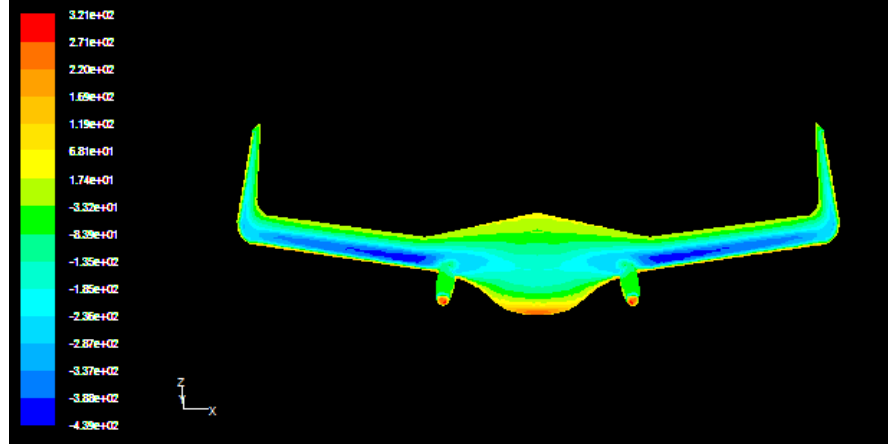
20 m/s ileri uçuş hızında ve 6° hücum açısı için Şekil 6.6'da simetri yüzeyi üzerindeki hız kontörleri, Şekil 6.7'de simetri yüzeyi üzerindeki statik basınç dağılımı ve Şekil 6.8'de uçak yüzeyi üzerindeki statik basınç dağılımı görülmektedir.



Şekil 6.6 : $V=20$ m/s, $\alpha=6^\circ$ 'deki simetri yüzeyi üzerindeki hız dağılımı.



Şekil 6.7 : $V=20$ m/s, $\alpha=6^\circ$ 'deki simetri yüzeyi üzerindeki statik basınç dağılımı.

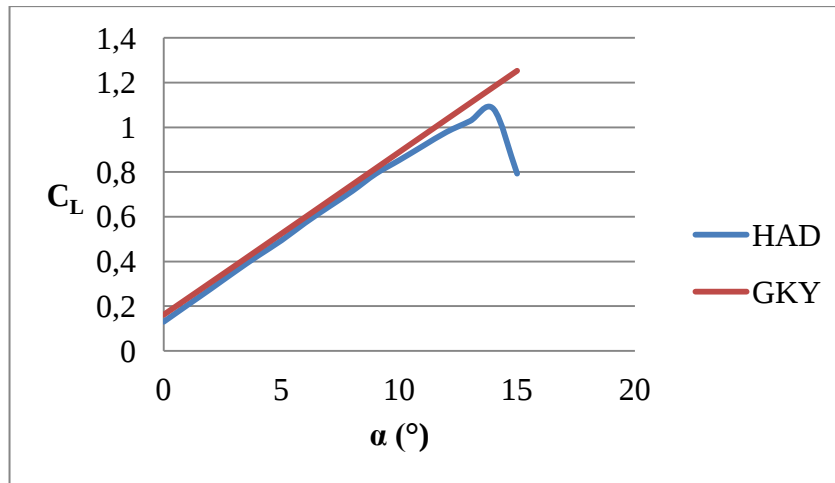


Şekil 6.8 : $V=20$ m/s, $\alpha=6^\circ$ 'deki uçak üzerindeki statik basınç dağılımı.

Şekil 6.6, 6.7 ve 6.8'de elde edilen sonuçlar, 0° hücum açısında elde edilen sonuçlara benzemektedir. Yalnız 0° hücum açısı analiziyle karşılaştırıldığında hücum ve firar kenarlarında oluşan hız dağılımları azalmıştır. Ayrıca gövdenin alt yüzeyindeki akım hızı yüzey boyunca çok fazla farklılık göstermemektedir. Hücum açısı arttıkça gövde alt yüzeyinde oluşan basınç dağılımı hücum kenarına doğru kaymaktadır. 0° hücum açısı analizinden farklı olarak gövde üzerinde oluşan düşük basınç bölgelerinde azalma gözlemlenmektedir.

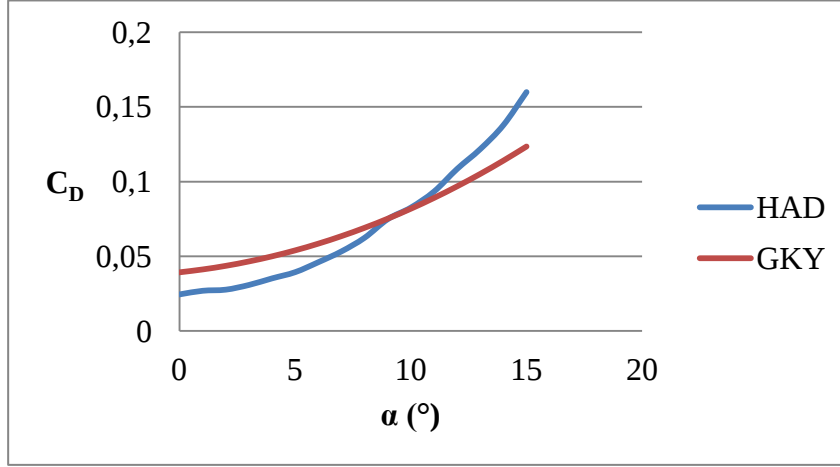
GKY için geliştirilen program 0° - 15° hücum açısı arasında her hücum açısında çalıştırılmıştır. Hücum açısı 0° , 5° ve 10° iken çalıştırılan programın arayüzü gösterilmektedir.

Çalışmada GKY ve HAD yöntemleri kullanılarak yapılan analizler sonucunda her iki yöntemden elde edilen taşıma ve sürüklenme katsayıları (C_L , C_D) Şekil 6.9 ve 6.10'da gösterilmektedir.



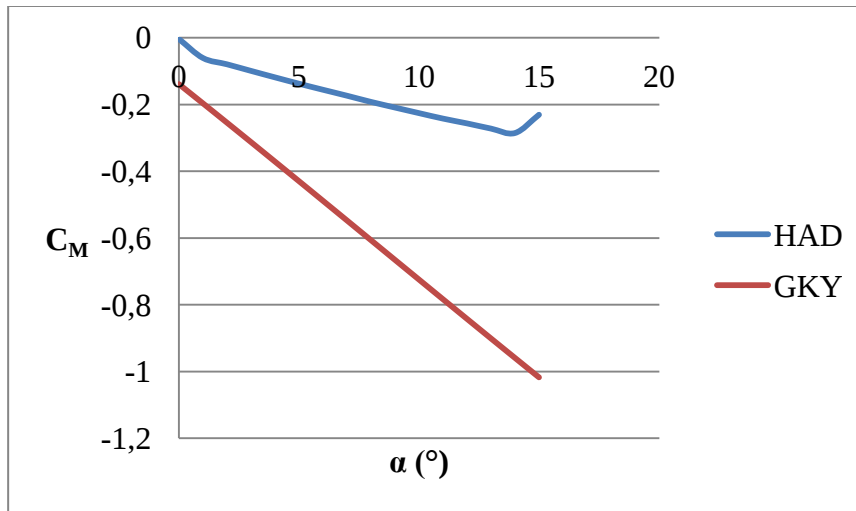
Şekil 6.9 : C_L - α grafiği.

Yukarıdaki şekil GKY ve HAD yöntemi ile TURAÇ'ın farklı hücum açılarında elde edilen taşıma katsayıları (C_L) gösterilmektedir. GKY ile elde edilen sonuçlar HAD yöntemi ile elde edilen sonuçlardan bir miktar yüksektir. Bu farkın nedeni olarak viskoz etkilerin taşıma katsayısı üzerindeki negatif etkisi gösterilebilir. GKY'nde viskoz etkiler gözardı edilirken, HAD yönteminde bu etkiler göz önünde bulundurulmaktadır.



Şekil 6.10 : C_D - α grafiği.

Şekil 6.10'da farklı hücum açılarında her iki yöntem ile hesaplanan sürüklenme katsayısı görülmektedir. Düşük hücum açılarında GKY ile elde edilen sonuçlar yüksekken hücum açısı arttıkça HAD yöntemi ile elde edilen sonuçlar GKY ile elde edilenlere göre yüksektir.



Şekil 6.11 : C_M - α grafiği.

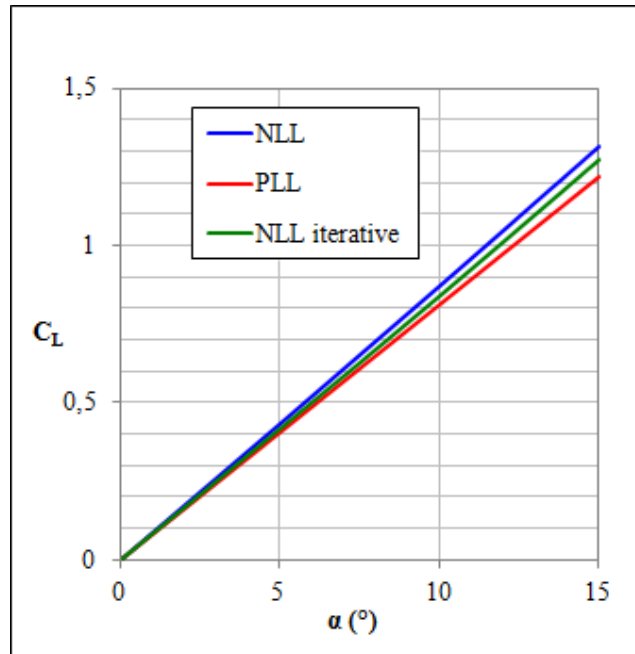
Moment katsayısının (C_M) hücum açısı ile değişimi Şekil 6.11’de gösterilmektedir. Grafikte görüldüğü üzere her iki yöntemde de hücum açısı arttıkça moment katsayısı azalmaktadır. Sonuçlarda bir miktar farklılık söz konusu olup HAD yöntemi ile elde edilen değerler GKY ile elde edilen sonuçlara oranla daha büyüktür.

6.2 GKY ve NLL Yöntemlerini Kullanan Programların Karşılaştırılması

Non-lineer iteratif NLL yönteminden beklenti GKY’nin ihmal ettiği viskozite etkilerini kesit profilinin 2-boyutlu deneysel karakteristikleri yardımıyla hesaba katmaktır. Bunu göstermek için bir seri test çalışması yapılmıştır.

6.2.1 Durum 1

İlk test çalışmasında açıklık oranı yeterince yüksek dikdörtgensel üst-görünümlü bir kanat ele alınmıştır. Açıklığı 10 m ve veter uzunluğu 1 m olan bu kanat üzerindeki viskozite etkisini temsili olarak göstermek üzere kanat profili olarak taşıma eğrisi eğimi $a_{00}=5.7$ 1/rad olan simetrik bir kanat profili seçilmiştir. Elde edilen sonuçlar Şekil 6.12’de PLL sonuçlarıyla ve iteratif olmayan NLL (tek sıra panelli GKY) sonuçlarıyla karşılaştırılmıştır. Şekilden de görüldüğü gibi iteratif yöntem PLL sonuçlarına daha yakın sonuçlar vermektedir. Bu çalışmada panel sayısı 20 alınmış olup panel sayısı arttıkça PLL sonuçlarına daha yakın sonuçlar elde edilmesi beklenir.



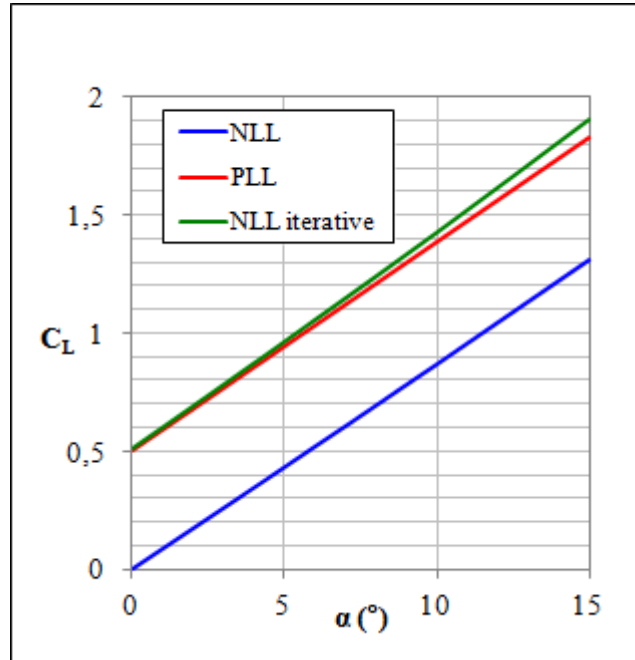
Şekil 6.12 : Durum 1 C_L - α grafiği.

6.2.2 Durum 2

Aynı kanat üzerindeki diğer bir uygulamada bu defa kesit profili olarak sıfır taşıma hücum açısı ve taşıma eğrisi eğimi sırasıyla

$$\alpha_0 = -5.73^\circ, \quad \alpha_\infty = \frac{dC_l}{d\alpha} = 2\pi \quad (6.1)$$

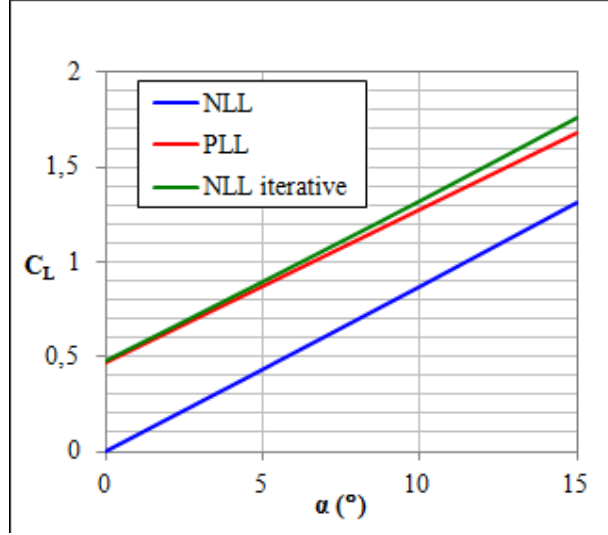
olan kamburluklu bir Joukowski profili seçilmiştir. Bu koşullarda NLL ile ve non-linear iteratif NLL ile elde edilen sonuçlar Şekil 6.13’de PLL sonuçlarıyla karşılaştırılmıştır. NLL yöntemi kamburluğu dikkate almadığı için, şekilden de görüldüğü gibi PLL’dan çok farklı sonuçlar vermektedir. Buna karşılık iteratif yöntem kesit profil özelliklerini kullandığı için kamburluğu hesaplara iteratif olarak katmakta olup sonuçlar genel olarak PLL sonuçlarına yakın gözükmemektedir.



Şekil 6.13 : Durum 2 C_L - α grafiği.

6.2.3 Durum 3

Düz (kamburluksuz) kanat halinde viskozitenin etkisinin temsili olarak incelediği hale benzer bir uygulama kamburluklu profil için de tekrarlanmıştır. Bu amaçla aynı Joukowski profilinin taşıma eğrisi eğiminin viskozite nedeniyle 5.7 1/rad değerine indiği varsayılarak uygulama tekrar edilmiştir.

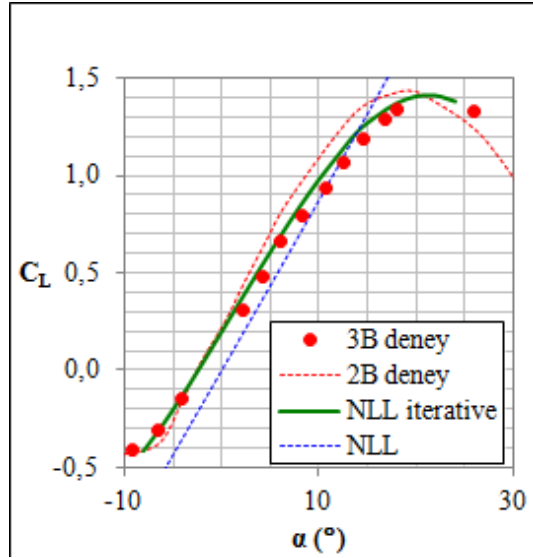


Şekil 6.14 : Durum 3 C_L - α grafiği.

Bu uygulamada da iterasyonla taşıma eğrisinin PLL sonuçlarına yaklaştığı gözlenmektedir.

6.2.4 Durum 4

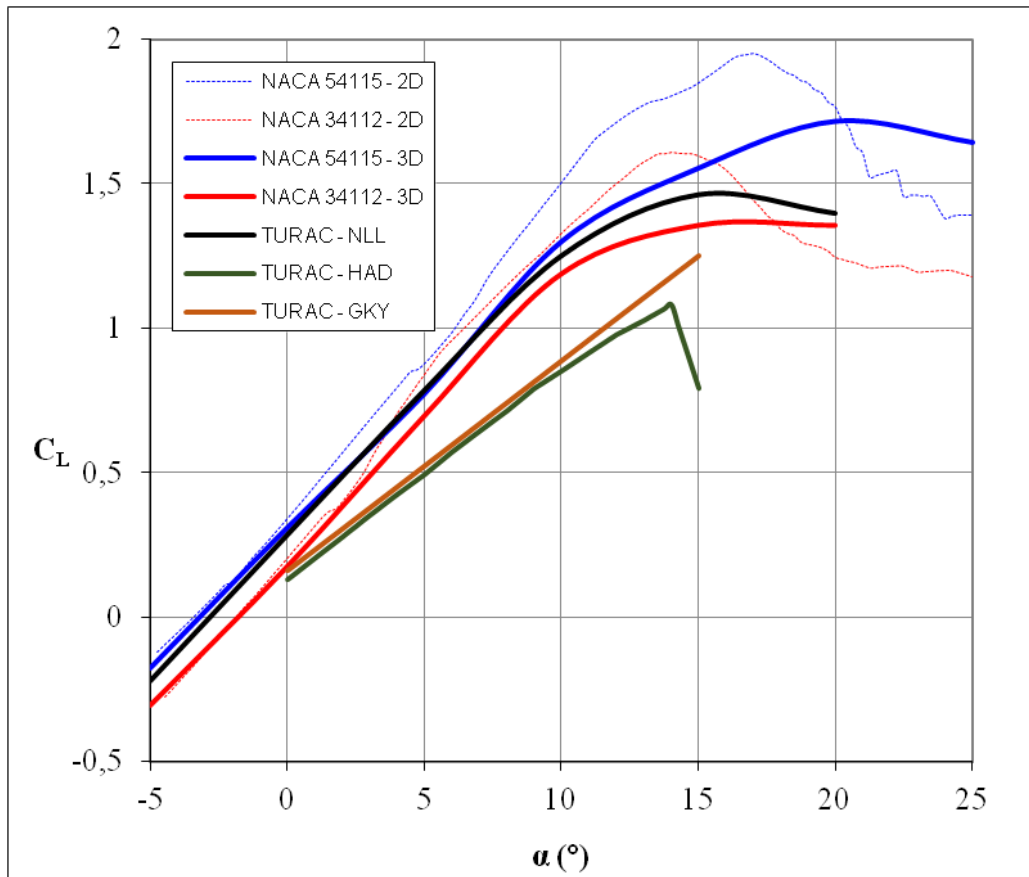
Bir başka uygulama olarak gerçek bir kanat ele alınmıştır. Ostowari ve Naik (1985) bir NACA 4415 profili ile imal ettiği 3-boyutlu kanatlar üzerinde ve kesit profili üzerinde 0.250×10^6 Reynolds sayısında deneyler gerçekleştirmiştir [17]. Açıklık oranı 9 olan kanat için elde edilen sonuçlar kesit profiline ait sonuçlarla birlikte şekilde gösterilmiştir. Bu kanat üzerinde NLL ve iteratif NLL ile elde edilen sonuçlar da yer almakta olup NLL sonuçları deney sonuçlarından çok farklı iken iteratif yöntem sonuçlarının deney sonuçlarına çok yakın olduğu dikkati çekmektedir.



Şekil 6.15 : Durum 4 C_L - α grafiği.

6.2.5 Durum 5

Bu uygulamada TURAÇ'ın geometrisinin kesitlerinin tamamı NACA 54115 ve NACA 34112 kamburluklu profil ve gövde geometrisinin NACA 54115 ve kanat geometrisinin NACA 34112 kamburluklu profil olduğu geometrilere NLL yöntemi uygulanarak analizler gerçekleştirilmiştir. Şekil 6.16'da görüldüğü üzere, NACA 54115-2D verileri, NACA 54115 kanat profilinin XFLR5 programı yardımıyla gerçekleştirilen analiz sonuçlarını, NACA 34112-2D verileri ise NACA 34112 kanat profilinin XFLR5 programı yardımıyla gerçekleştirilen analiz sonuçlarını göstermektedir. NACA 54115-3D verileri TURAÇ kesitlerinin tamamının NACA 54115 kanat profili olduğu geometrinin NLL yöntemi kullanılarak gerçekleştirilen analizlerin ve NACA 34112-3D verileri TURAÇ kesitlerinin tamamının NACA 34112 kanat profili olduğu geometrinin NLL yöntemi kullanılarak gerçekleştirilen analizlerinin sonucudur. TURAÇ-NLL'de ise gövde profili NACA 54115 ve kanat profilinin NACA 34112 olduğu geometrinin NLL yöntemi kullanılarak elde edilen sonuçlarıdır. Bu sonuçlar HAD ve GKY yöntemi kullanılarak elde edilen analiz sonuçları ile karşılaştırılmıştır.



Şekil 6.16 : Durum 5 C_L - α grafiği.

Çalışmada TURAÇ'ın NLL yöntemi ile elde edilen sonuçlarının HAD ve GKY yöntemleri ile elde edilen sonuçlara yakın olması beklenmektedir. ve farklı kamburluklu profillerin bir arada bulunduğu karmaşık geometride NLL yöntemi istenilen sonucu verememiştir. Kanat profillerinin 2 boyutlu XFLR5 analzi sonuçları ile TURAÇ geometrisinin tüm kestilerine uygulandığı NLL analizlerinin sonuçları birbirine yakındır.

6.3 TURAÇ Geçiş Rejimi Senaryosu

Hava aracının geçiş rejiminde 0 m/s'den ileri uçuş hızına en az miktarda enerji harcaııp en kısa sürede çıkması için birkaç senaryo üretilmiştir. Senaryolarda hava aracına z doğrultusunda etkiyen toplam kuvvetin ve yunuslama momentinin sıfır olmasına dikkat edilmektedir. x doğrultusunda etkiyen toplam kuvvetin sıfırdan farklı bir değeri olması hava aracının ileri doğru ivmelenmesi anlamına geldiği için bu değerin mümkün olduğunca yüksek olması talep edilmektedir. Çizelge 6.1'de hava aracının askı durumundan ileri uçuş rejimine geçişı sırasındaki senaryosu sunulmaktadır.

Çizelge 6.1 : TURAÇ geçiş rejimi senaryosu [26].

V (m/s)	i_T (°)	a (°)	T_f (N)	T_{coax} (N)	$\sum F_x$	$\sum F_z$	C_M
2	70	-1	73.2	329.6	48.6	0.071	-0.0004
5	70	-1	72.6	326.7	46.2	0.003	-0.005
10	70	-1	70.4	317.7	39.3	0.001	-0.0056
15	70	-1	70.7	296	30.5	0.002	0
20	70	-1	66	172	14	-0.007	0.0076
22	0	2.25	75.7	0	114	0.009	0.0009
22	0	2.5	36	0	34.7	0.0062	0.0009
24	0	2	19.6	0	0	0.073	-0.0054

Senaryoda 20 m/s'ye kadar olan adımlarda elevator açıları (δ_e) 0° iken, 20 m/s'de 10°, 22 m/s'de -3° ve 24 m/s'de -2.28° olarak belirlenmektedir. Senaryoda 20 m/s ileri uçuş hızına kadar tilt açısı 70°'de ve hücum açısı -1°'de sabitlenmiştir. Hücum açısının negatif olması ana taşıyıcı fanın oluşturduğu itki kuvvetinin $\sum F_x$ değerine katkıda bulunmasını sağlamaktadır. Bu sayede hava aracı yüksek ivme ile 20 m/s ileri uçuş hızına ulaşmaktadır. 22 ve 24 m/s ileri uçuş hızlarında ana taşıyıcı fan kapatılıp tilt açıları 0° olarak sabitlenmektedir. 22 m/s ileri uçuş hızlarında hücum açının çok az miktarda değiştirilmesi hava aracının dengede kalabilmesi için tilt

motorlarının itki değerlerini büyük miktarda değiştirmektedir. Senaryoda hava aracı 24 m/s ileri uçuş hızına ulaştığında tilt açısı 0° , hücum açıcı 2° , tilt eden motorların her biri 19.6 N itki kuvveti üretmekte, ana taşıyıcı fan kapatılmaktadır. Bu değerlerde toplam kuvvet ve moment değerleri sıfırlanmaktadır. Bahsedilen senaryoda belirli tilt, hücum ve elevatör açıları sayesinde hava aracı askı durumundan ileri uçuş rejimine geçmektedir.

7. SONUÇ VE ÖNERİLER

Görev profili nedeniyle hava aracının uçan kanat olarak tasarlanması uygun görülmüştür. Uçan kanat konseptlerinde olduğu gibi gövde hem kanat gibi taşımaya katkı sağlamakta hem de paralı yük taşınması için yer problemini ortadan kaldırmaktadır. Çalışmada kullanılan Girdap Kafes Yöntemi ve Non-lineer Sayısal Taşıyıcı Çizgi Modeli yöntemleri potansiyel akış çözümleri olduğu için gerçek sonuçlardan bir miktar sapma göstermektedir. Ayrıca bu yöntem TURAÇ geometrisine uygulandığında beklenildiği şekilde sonuçlar HAD ve GKY analiz sonuçlarının arasında bulunmamaktadır. HAD yöntemi ile elde edilen sonuçlarda viskoz etkiler de göz önüne alındığından gerçeğe daha yakın sonuçlar elde edilmektedir.

Çalışmanın ilerletilmesi adına geliştirilen programda hava aracının koaksiyel fan kısmını geometride oluşturan bir bölüm eklenebilir. Ayrıca bu fan tarafından oluşturulan taşıma ve indüklenmiş sürüklenme hesapları panel yöntemleri kullanılarak geliştirilebilir. Bu sayede hava aracının fan bölümü olmadan yapılan hesapların yanında fan bölümünün dahil edildiği hesaplamalar da elde edilebilir. Ayrıca geometri oluşturma bölümü geliştirilen yöntem haricinde başka bir yöntemle de oluşturulabilir.

Çalışmanın bir ileri aşamasında hava aracının dikey iniş-kalkış ve askı duruşu rejiminden ileri uçuş rejimine geçişi sırasındaki rejim incelenebilir. Geçiş rejiminde hava aracı üzerine etkiyen aerodinamik kuvvetler hesap edilebilir.

KAYNAKLAR

- [1] **Abras, J., Narducci, R.**, Analysis of CFD Modeling Techniques over the MV-22 Tiltrotor, American Helicopter Society 66. Yıllık Forum'da Sunuldu, 11-13 Mayıs, 2010.
- [2] **Acree, C. W. Jr., Jhonson, W.**, Performance, Loads and Stability of Heavy Lift Tiltrotors, January 2006, AHS Vertical Lift Aircraft Design Conference, San Francisco, California, American Helicopter Society International, Sf. 1-9.
- [3] **Agard**, North Atlantic Treaty Organization, The Aerodynamics of V/STOL Aircraft, No:126, Mayıs, 1968.
- [4] **Ahn, O., Kim, J. M., and Lim, C. H.**, Smart UAV Research Program Status Update: Achievement of Tilt-Rotor Technology Development and Vision Ahead, ICAS 2010, 27. International Congress of the Aeronautical Sciences, 2010.
- [5] **Aktaş, Y. O., Özdemir, U., Dereli, Y., Tarhan, A. F., Çetin, A., Vuruşkan, A., Yüksek, B., Cengiz, H., Başdemir, S., Uçar, M., Gençtav, M., Yükselen, A., Özkol, I., Kaya, M. O., İnalhan, G.**, A Low Cost Prototyping, Analyzing and Flight Testing for the TURAC VTOL UAV, ICUAS 2014, Orlando, 27-30 Mayıs, 2014.
- [6] **Anderson, Jr. J. D.**, Fundamentals of Aerodynamics, McGraw-Hill Science, Beşinci Baskı, 12 Şubat 2010.
- [7] **Cárdenas, E. M., Boschetti P. J., Amerio A.**, Stability and Flying Qualities of an Unmanned Airplane Using the Vortex-Lattice Method, Journal of Aircraft, Haziran-Ağustos 2009, Vol. 46, No. 4, Sf. 1461-1464.
- [8] **Dhaliwal, S. S.**, Control of an Unconventional Double-Ducted Fan VTOL UAV For Obstructed Environments Using the MARC System, Yüksek Lisans Tezi, University of Calgary, Ağustos, 2009.
- [9] **Flores, G., Lozano, R.**, Transitional Flight Control of the Quad-Tilting Rotor Convertible MAV, International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), Atlanta, 28-31 Mayıs, 2013.
- [10] **Foy, B. W.**, Hover Controls for a Unique Small-Scale Thrust Reversing UAV, Yüksek Lisans Tezi, University of Colorado, 2005.
- [11] **Houghton, E. L., Carpenter, P. W.**, Aerodynamics for Engineering Students, Butterworth Heinemann, Beşinci Baskı, 2003.
- [12] **Katz, J., Plotkin A.**, Low Speed Aerodynamics from Wing Theory to Panel Methods, Cambridge University Press, İkinci Baskı, 5 Şubat 2001.

- [13] **Kim, C., Chung, J.**, Aerodynamic Analysis of Tail-Rotor Unmanned Aerial Vehicle with Computational Fluid Dynamics, Journal of Science and Technology (KSME Int. J.), Vol. 20, No. 4, Sf. 561-568.
- [14] **Lee, T., Park S. O.**, Improved Iteration Algorithm for Nonlinear Vortex Lattice Method, Kasım-Aralık 2009, Vol. 46, No. 6, Sf. 2174-2176.
- [15] **Mariens, J.**, Wing Shape Multidisciplinary Design Shape, MSc. Thesis., Delft University of Thecnology, Ağustos, 2012.
- [16] **Okan, A., Tekinalp, O., Kavsaoglu, M. S., Armutcuoglu, O., Tulunay, E.**, Flight Mechanics Analysis of a Tilt-Rotor UAV, AIAA-99-4255.
- [17] **Ostowari, C., Naik, D.**, Post Stall Studies of Untwisted Varying Aspect Ratio Blades with NACA 44XX Series Airfoil Sections-Part II, Wind Engineering, Vol. 9, No. 3, Sf. 149-164, 1985.
- [18] **Özdemir, U., Aktaş Y. O., Demirbağ, K., Kalaycioğlu, G. D., Özkol, İ., İnalhan, G.**, Design of a Commercial Hybrid VTOL UAV System, The 2013 International Conference on Unmanned Aircraft Systems, Atlanta, Amerika, 28-31 Mayıs, 2013.
- [19] **Phillips, W. F., Snyder, D. O.**, Modern Adaptation of Prandtl's Classic Lifting-Line Theory, Journal of Aircraft, Vol. 37, No. 4, Sf. 662-670, 2000.
- [20] **Puri, A.**, Survey of Unmanned Aerial Vehicles (UAV) for Traffic Surveillance, University of South Florida, 2005.
- [21] **Sarris, Z.**, Survey of UAV Applications in Civil Markets, Technical University of Crete, Haziran 2001.
- [22] **Smith, K. R., Belina, F. W.**, Small V/STOL Aircraft Analysis, Vol. 1, NASA Raporu CR-2425, 1974.
- [23] **Sweeten, B.**, CFD Analysis of UAVs Using Vorstab, Fluent, and Advanced Aircraft Analysis Software, Yüksek Lisans Tezi, University of Kansas, 27 Nisan 2010.
- [24] **Vargas, L. A. T., Oliveira, P. H. I. A.**, A Fast Aerodynamic Procedure for a Complete Aircraft Design Using the Know Airfoil Characteristics, 2006-01-2818, 2006.
- [25] **Vuruşkan, A., Özdemir, U., Yükselen, M. A., İnalhan, G.**, Dikey İniş Kalkış Yapabilen İnsansız Hava Aracı'nın (TURAÇ*) Girdap Kafes Yöntemi ile Aerodinamik Analizinin Yapılması, II. Ulusal Havacılık Teknolojisi ve Uygulamaları Teknolojisi (UHAT 2013), İzmir, 29-30 Kasım 2013.
- [26] **Vuruşkan, A., Yüksek, B., Özdemir, U., Yükselen, M. A., İnalhan, G.**, Dynamic Modelling of a VTOL Fixed Wing UAV, ICUAS 2014, Orlando, 27-30 Mayıs, 2014.
- [27] **Watts, A.C. Perry J. H., Smith S. E., Burgessd M. A., Wilkinsone B. E., Szantoif Z., Ifjug P. G., Percival H. F.**, Small Unmanned Aircraft Systems for Low – Altitude Aerial Surveys, Journal of Wildlife Management 74(7): 1614-1619, 2010.
- [28] **Wisnoe, W., Nasir, R. E. M., Kuntjoro, W., Mohd, A., Mamat, I.**, Wind Tunnel Experiments and CFD Analysis of Blended Wing Body

(BWB) Unmanned Aerial Vehicle (UAV) at Mach 0.1 and Mach 0.3, 13. International Conference on AEROSPACE SCIENCES & AVIATION TECHNOLOGY, 26-28 Mayıs 2009.

- [29] **Yeo, H., Jhonson, W.**, Performance and Design Investigation of Heavy Lift Tilt-Rotor with Aerodynamic Interference Effects, Journal of Aircraft, Temmuz-Ağustos 2009, Vol. 46, No. 4, Sf. 1231-1239.
- [30] **Yükselen M. A., Kılıç, Z., Kalkan, A., Us, S.**, Development of a Non-linear Numerical Lifting Line Application for Aeroelastic Analysis of Horizontal-Axis Wind Turbines, Conference on Wind Energy Science and Technology (RUZGEM), Ankara, 3-4 Ekim 2013.
- [31] **Yükselen, M. A.**, Aerodinamik Ders Notları, 5 Mayıs 2014.
- [32] **Zongjian, L.**, UAV for Mapping – Low Altitude Photogrammetric Survey, The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences. Vol. XXXVII. Part B1, Beijing, 2008.
- [33] **Url-1** < <http://www.unmanned.co.uk/autonomous-unmanned-vehicles/uav-data-specifications-fact-sheets/panther-uas-specifications/>>, alındığı tarih 24.05.2014.
- [34] **Url 2** < <http://www.fas.org/irp/program/collect/eagle-eye.htm>>, alındığı tarih 24.05.2014.
- [35] **Url-3** <www.vestelsavunma.com>, alındığı tarih 24.05.2014.

ÖZGEÇMİŞ



Ad Soyad: Aslıhan VURUŞKAN

Doğum Yeri ve Tarihi: 16/11/1989, İzmir

Adres: İTÜ Ayazağa Kampüsü, İTÜ Lojmanları D2 Blok No:66 Maslak/Sarıyer
İstanbul

E-Posta: vuruskan@itu.edu.tr

Lisans: İstanbul Teknik Üniversitesi – Uçak Mühendisliği (2012)

İstanbul Teknik Üniversitesi – Makina Mühendisliği (2013)

Mesleki Deneyim ve Ödüller:

- 2013 Ocak ayından beri İTÜ Uçak Mühendisliği Bölümü'nde Araştırma Görevlisi olarak görev yapmaktayım.
- Haziran-Ağustos 2011 - TUSAŞ Motor Sanayii (Ko-op Stajyeri)
- Ağustos-Eylül 2010 – İzmir Havayolları (İzair) (Stajyer)
- Haziran-Ağustos 2009 - TAI (Ko-op Stajyeri)

Yayın ve Patent Listesi:

- Vuruskan, I. Fenercioglu, O. Cetiner, A Study on Forces Acting on a Flapping Wing, The European Physical Journal Conference, Experimental Fluid Mechanics 2012, Czech Republic.
- Özdemir, U., Aktaş, Y. O., Demirbağ, K., Kalaycıoğlu, G. D., Özkol, İ., İnalhan, G., Design of a Commercial Hybrid VTOL UAV System, The 2013 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), Atlanta, Georgia, Amerika, 28-31 Mayıs 2013.
- Aktaş, Y. O., Özdemir, U., Dereli, Y., Tarhan, A. F., Çetin, A., Vuruşkan, A., Yüksek, B., Cengiz, H., Başdemir, S., Uçar, M., Gençtav, M., Yükselen, A., Özkol, I. , Kaya, M. O., İnalhan, G., A Low Cost Prototyping, Analyzing and Flight Testing for the TURAC VTOL UAV, ICUAS 2014, Orlando, 27-30 Mayıs 2014.
- Vuruşkan, A., Yüksek, B., Özdemir, U., Yükselen, A., İnalhan, G., Dynamical Modeling of a VTOL Fixed Wing UAV, ICUAS 2014, Orlando, 27-30 Mayıs 2014.
- Force Measurements for Flapping Wing Aerodynamics (Uçak Müh. Bitirme Çalışması - Tübitak Destekli Projedir.) (Mayıs 2012)

- Dikey İniş Kalkış Yapabilen İnsansız Hava Aracı (İHA) Tasarımı ve Aerodinamik Analizi (Makina Müh. Bitirme Çalışması) (Mayıs 2013)

TEZDEN TÜRETİLEN YAYINLAR/SUNUMLAR

- Vuruşkan, A., Özdemir, U., Yükselen, M. A., İnalhan, G., Dikey İniş Kalkış Yapabilen İnsansız Hava Aracı'nın (TURAÇ) Girdap Kafes Yöntemi ile Aerodinamik Analizinin Yapılması, *UHAT*, İzmir, 29-30 Kasım 2013.
- Vuruşkan, A., Özdemir, U., Yükselen, M. A., İnalhan, G., Dikey İniş Kalkış Yapabilen Bir İnsansız Hava Aracının (TURAÇ*) Aerodinamik Analizi, *UHUK*, Kayseri, 8-10 Eylül 2014. Hakem İnceleme onayı beklenmektedir.