

**TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ**  
**FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**BIYO-ESİNLENMİŞ ÇIRPAN KANAT MODELLERİNİN AEROELASTİK  
ANALİZLERİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Mürvet BEKTAŞ**

**Makine Mühendisliği Anabilim Dalı**

**Tez Danışmanı: Prof. Dr. Mehmet Ali GÜLER**

**ARALIK 2020**

## ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

BİYO-ESİNLENMİŞ ÇIRPAN KANAT MODELLERİNİN AEROELASTİK

ANALİZLERİ

Mürvet BEKTAŞ

TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi  
Fen Bilimleri Enstitüsü  
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Prof. Dr. Mehmet Ali GÜLER

Tarih: Aralık 2020

Son yıllarda, mikro teknolojideki gelişmelerle beraber Mikro Hava Araçları (MHA'lar) üzerindeki çalışmalar hız kazanmıştır. Özellikle düşük hızlarda yüksek aerodinamik verimliliğe ve yüksek manevra kabiliyetine sahip çırpan kanatlı MHA'lar, oldukça ilgi çeken bir araştırma alanı olmuştur. Çırpan kanatlı MHA'ların geliştirilmesi için doğadaki kuş ve böceklerin uçuş özelliklerinden esinlenilmiştir. Düşük Reynolds sayılarında ( $<10^4$ ) uçan böceklerin aerodinamikleri ve kanatlarındaki farklı yapılar, biyo-esinlenmiş çırpan kanatlı MHA uygulamalarında geniş çapta ele alınmıştır. Bu tez çalışmasında ise yaban arısı ve atmaca güvesi kanatlarından esinlenilmiş üç boyutlu (3B) kanatların aerodinamik ve aeroelastik karakteristikleri detaylı bir şekilde incelenmiştir. Solidworks ile modellenen düz kanatlara ANSYS/SpaceClaim ile damar yapıları eklenmiş ve ANSYS/Meshing ile ağ yapıları oluşturulmuştur. Akışkan analizinde ANSYS/Fluent kullanılarak hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) yöntemi ile 3B, sıkıştırılmaz, laminer, zamandan bağımsız ve zamana bağlı Navier-Stokes denklemleri çözülmüştür. Yapısal analizde ANSYS/Mechanical APDL kullanılarak sonlu elemanlar (SE) yöntemiyle yer değiştirme hesaplamaları yapılmıştır. Akışkan-yapı etkileşimi (AYE) analizi için ANSYS/System Coupling ile HAD ve SE analizleri eş-zamanlı gerçekleştirilmiştir.

Literatürdeki çalışmalara bakıldığında, ileri uçuşta zamandan bağımsız aerodinamik kuvvetlere böcek kanadının statik tepkisi ve havada asılı kalma durumunda zamana bağlı aerodinamik kuvvetlere böcek kanadının dinamik tepkisi ayrıntılı olarak incelenmemiştir. Bu tezin amacı, öncelikle zamandan bağımsız HAD analizinden elde edilen aerodinamik kuvvetleri basınç yükü şeklinde SE çözücüsüne aktararak kanatların tek-yönlü AYE simülasyonlarını gerçekleştirmektir. *Cuticle*, alüminyum alaşım *Al-6061* ve titanyum alaşımı *Ti-6Al-4V* gibi farklı malzemelerdeki kanatların çeşitli hücum açılarında ( $\alpha = 0^\circ - 90^\circ$ ) basınç yüklerine karşı verdikleri statik aeroelastik tepkiler karşılaştırılmıştır. Zamandan bağımsız HAD analizinde atmaca güvesi kanadının daha verimli olduğu ve  $\alpha = 5^\circ$ 'de kanatların maksimum aerodinamik verimliliğe ulaştığı bulunmuştur. Tek-yönlü AYE analizinde maksimum uç sehiminin  $\alpha = 90^\circ$ 'deki kanatlarda daha fazla olduğu görülmüştür. Mevcut çalışmanın diğer bir amacı, havada asılı kalma durumu için atmaca güvesi kanadından esinlenilmiş 3B, esnek olmayan kanat modelinin zamana bağlı aerodinamik karakteristiklerini gözlemlemektir. Bu kapsamda kanat çırpma frekansı, vuruş genliği, vuruş düzlemi açısı gibi çeşitli kinematik parametrelerin havada asılı uçuş boyunca aerodinamik kuvvetlere etkileri incelenmiştir. Saf-dalma hareketi ile kanada çırpma hareketi sağlamak amacıyla kullanıcı-tanımlı fonksiyon (UDF) kullanılarak sinüzoidal hareket tanımlanmıştır. Zamana bağlı HAD analizinde ortalama dikey aerodinamik kuvvetin yüksek frekans, yüksek vuruş genliği ve düşük vuruş düzlemi açısı için maksimum olduğu bulunmuştur. Sayısal analizlerden elde edilen sonuçlar hem ağ yapısı ve zaman adımı iyileştirme çalışmalarındaki sonuçların yakınsanabilirliği ile hem de literatürdeki mevcut verilerin bulunan sonuçlarla karşılaştırılması ile doğrulanmıştır. Bu tezin asıl amacı, yapılan analizlerden uygun kanat malzemelerini ve kinematik parametreleri seçerek, havada asılı durumdaki atmaca güvesi kanadından esinlenilmiş farklı kanat yapılarının (düz-ön kanat, damarlı-ön kanat, rijit kanat, esnek kanat) dinamik aeroelastik tepkilerini detaylı bir şekilde karşılaştırmaktır. İki-yönlü AYE simülasyonlarında özellikle *cuticle* malzemeli damarlı kanadın dikey aerodinamik kuvveti oldukça artırdığı görülmüştür.

**Anahtar Kelimeler:** Mikro hava araçları, Çırpma kanat, Yaban arısı kanadı, Atmaca güvesi kanadı, Hesaplamalı akışkanlar dinamiği, Sonlu elemanlar yöntemi, Akışkan-yapı etkileşimi, Aeroelastisite.

## **ABSTRACT**

Master of Science

**AEROELASTIC ANALYSIS OF BIO-INSPIRED FLAPPING WING MODELS**

Mürvet BEKTAŞ

TOBB University of Economics and Technology  
Institute of Natural and Applied Sciences  
Mechanical Engineering Science Programme

Supervisor: Prof. Dr. Mehmet Ali GÜLER

Date: December 2020

In recent years, the studies on Micro Air Vehicles (MAVs) have increased together with the advances in microtechnology. Especially, flapping-wing MAVs with both the high aerodynamic efficiency in low velocities and the high manoeuvring capability have become a very remarkable research area. The flight characteristics of the birds and insects in nature have led the development of flapping-wing MAVs. The aerodynamics of the insects flying at low Reynolds numbers ( $<10^4$ ) and the different structures in their wings have been widely considered in the applications of bio-inspired flapping-wing MAVs. In this thesis study, the aerodynamic and aeroelastic characteristics of the three dimensional (3D) wings inspired by the bumblebee and hawkmoth wings are investigated in detail. The flat wings are modelled by Solidworks, and the vein structures are added to the flat wings by ANSYS/SpaceClaim. Then, the mesh structures are generated by ANSYS/Meshing. In the fluid-flow analysis; 3D, incompressible, laminar, steady, and unsteady Navier-Stokes equations are solved with the computational fluid dynamics (CFD) method by using ANSYS/Fluent. In the structural analysis, the displacement calculations are done with the finite element (FE) method by using ANSYS/Mechanical APDL. The CFD and FE analyses are simultaneously performed by ANSYS/System Coupling for the fluid-structure interaction (FSI) analysis.

When the studies in the literature are reviewed, the static response of the insect wing to the steady aerodynamic forces in forward flight and the dynamic response of the insect wing to the unsteady aerodynamic forces in hover have not been investigated in detail. This thesis primarily aims to simulate the one-way FSI of the wings by transferring the aerodynamic forces obtained from the steady-state CFD analysis into the FE solver as a pressure load. The static aeroelastic responses of the wings to the pressure loads at various angles of attack ( $\alpha = 0^\circ - 90^\circ$ ) are compared for different materials such as *cuticle*, aluminium alloy *Al-6061*, and titanium alloy *Ti-6Al-4V*. It has been found from the steady-state CFD analysis that the hawkmoth wing has higher aerodynamic efficiency and the wings reach the maximum aerodynamic efficiency at  $\alpha = 5^\circ$ . It has been seen from the one-way FSI analysis that the maximum tip deflections reach to peak for the wings at  $\alpha = 90^\circ$ . Another purpose of the current study is to observe the unsteady aerodynamic characteristics of the 3D, rigid wing model inspired by the hawkmoth wing in hover. In this scope, the effects of various kinematic parameters such as wingbeat frequency, stroke amplitude, and stroke plane angle on the aerodynamic forces during hovering flight are investigated. The sinusoidal motion is provided by using a user-defined function (UDF) in order to flap the wing with the pure-plunge motion. It has been found from the unsteady CFD analysis that the mean vertical aerodynamics force is maximum for the high wingbeat frequency, high stroke amplitude, and low stroke plane angle. The results obtained from the numerical analysis are verified with both the convergency of the results in the mesh and time-step refinement studies and the comparison of the results with the data available in the literature. The main purpose of this thesis is to select the suitable wing materials and kinematic parameters from the analyses done and to clearly compare the dynamic aeroelastic responses of the different wing structures inspired by the hawkmoth wing (flat-forewing, veined-forewing, rigid wing, flexible wing) in hover. It is seen from the two-way FSI simulations that the veined-wing with the *cuticle* material increases the vertical aerodynamic force more.

**Keywords:** Micro air vehicles, Flapping wing, Bumblebee wing, Hawkmoth wing, Computational fluid dynamics, Finite element method, Fluid-structure interaction, Aeroelasticity.

## TEŞEKKÜR

Çalışmalarım boyunca değerli yardım ve katkılarıyla beni yönlendiren, bu çalışmayı mümkün kılan danışman hocalarım Sayın Prof. Dr. Mehmet Ali GÜLER ve Sayın Prof. Dr. Dilek Funda KURTULUŞ'a en içten teşekkürlerimi sunarım. Beni bu çalışmaya teşvik eden, lisans eğitimimden itibaren beni her zaman destekleyen ve jürimde de bulunan Sayın Prof. Dr. Nevsan ŞENGİL'e, zaman ayırıp tezimi değerlendiren değerli jüri üyelerim Sayın Prof. Dr. Erdem ACAR ve Sayın Doç. Dr. Mustafa KAYA'ya ve kıymetli tecrübelerinden faydalandığım TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü öğretim üyelerine teşekkürü bir borç bilirim. ANSYS ile ilgili karşılaştığım sorunları çözmeme yardımcı olan ANOVA şirketine ve Sayın Dursun ÖNER'e katkıları için çok teşekkür ederim. Sonsuz sevgi ve destekleriyle her zaman yanımda olan, cesaretlendiren sevgili aileme özellikle de küçüklüğümde beri bana her zaman inanan, güvenen rahmetli babaannem ve dedeme teşekkürlerimi iletirim. Zor ve stresli günlerimde bana umut veren, desteğini hiçbir zaman esirgemeyen Devran'a, birlikte çalışma fırsatı bulduğum değerli arkadaşlarım Altuga, Buşra, Can, Eda, Gülay, Özgün ve Yudum'a ve ayrıca tez ile ilgili toplantılarımızda fikirlerinden yararlandığımız Sayın Uğur YOLUM'a yardımları için çok teşekkür ederim. Bu tez 116M273 no'lu TÜBİTAK Bilimsel ve Teknolojik Araştırma Projelerini Destekleme programı ile "Biyoesinlenmiş Mikro İnsansız Hava Aracının Geliştirilmesi ve Testleri" isimli proje kapsamında gerçekleştirilmiş olup TÜBİTAK kurumuna destekleri için teşekkürlerimi sunarım.

## İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
<b>ÖZET</b> .....	iv
<b>ABSTRACT</b> .....	vi
<b>TEŞEKKÜR</b> .....	viii
<b>İÇİNDEKİLER</b> .....	ix
<b>ŞEKİL LİSTESİ</b> .....	xi
<b>ÇİZELGE LİSTESİ</b> .....	xiv
<b>KISALTMALAR</b> .....	xv
<b>SEMBOL LİSTESİ</b> .....	xvi
<b>1. GİRİŞ</b> .....	1
1.1 Çırpın Kanatlı Mikro Hava Araçları.....	3
1.2 Aeroelastisite .....	5
1.3 Tezin Amacı ve Kapsamı .....	6
1.4 Literatür Araştırması .....	9
<b>2. ÇIRPAN KANATLILARA GENEL BAKIŞ</b> .....	13
2.1 Geometrik Özellikler.....	14
2.2 Yapısal Özellikler.....	16
2.3 Kinematik Özellikler .....	19
2.3.1 İleri uçuş ( <i>Forward flight</i> ) .....	19
2.3.2 Havada asılı kalma ( <i>Hovering</i> ) .....	20
2.3.3 Aerodinamik Kuvvet Katsayıları .....	23
<b>3. AKIŞKAN-YAPI ETKİLEŞİMİNDE SAYISAL YÖNTEMLER</b> .....	25
3.1 Tek-Yönlü ve İki-Yönlü Akışkan-Yapı Etkileşimi (AYE) Yöntemleri.....	25
3.2 Akışkan Analizi için Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) Yöntemi.....	27
3.3 Yapısal Analiz için Sonlu Elemanlar (SE) Yöntemi.....	29
3.4 Modal Analiz için Sonlu Elemanlar (SE) Yöntemi.....	30
<b>4. KANATLARIN MODELLENMESİ VE ZAMANDAN BAĞIMSIZ ANALİZLERLE DOĞRULANMASI</b> .....	33
4.1 Literatürdeki Kanat Modellerinin İncelenmesi .....	33
4.2 Literatürden Seçilen Yaban Arısı ve Atmaca Güvesi Kanatlarının Modellenmesi .....	35
4.3 Yaban Arısı ve Atmaca Güvesi Kanat Modellerinin Tek-Yönlü AYE Analizleri .....	36
4.3.1 Akışkan özellikleri .....	37
4.3.2 Malzeme özellikleri.....	37
4.3.3 Zamandan bağımsız HAD analizleri.....	38
4.3.3.1 Akış alanı ve sınır koşulları.....	39
4.3.3.2 Ağ yapısı iyileştirme çalışması .....	39
4.3.3.3 Aerodinamik kuvvet katsayılarının literatürdeki deneysel verilerle doğrulanması .....	44
4.3.3.4 Zamandan bağımsız HAD analizi sonuçları .....	45
4.3.4 Zamandan bağımsız SE analizleri.....	49
4.3.4.1 Yapısal alan ve sınır koşulları .....	50

4.3.4.2 Ağ yapısı iyileştirme çalışması .....	50
4.3.4.3 Zamandan bağımsız SE analizi sonuçları.....	52
4.4 Seçilen Atmaca Güvesi Kanadının Farklı Yapılarda Modellenmesi ve Modal Analizleri .....	53
4.4.1 Kanat geometrileri.....	54
4.4.2 Malzeme özellikleri ve sınır koşulları.....	55
4.4.3 Düz kanadın modal analizleri ve literatürdeki verilerle doğrulanması .....	55
4.4.4 Damarlı kanadın modal analizleri ve literatürdeki verilerle doğrulanması .....	56
<b>5. İKİ-YÖNLÜ AKIŞKAN-YAPI ETKİLEŞİMİ ANALİZLERİ .....</b>	<b>57</b>
5.1 Akışkan ve Malzeme Özellikleri .....	57
5.2 Kinematik Özellikler .....	57
5.3 Esnek Olmayan MS Kanadının Zamana Bağlı HAD Analizleri .....	60
5.3.1 Akış alanı ve sınır koşulları.....	60
5.3.2 Ağ yapısı iyileştirme çalışması .....	61
5.3.3 Zaman adımı iyileştirme çalışması.....	63
5.3.4 Aerodinamik kuvvetlerin literatürdeki verilerle doğrulanması .....	65
5.3.5 Zamana bağlı HAD analizi sonuçları .....	66
5.4 Esnek Atmaca Güvesi Kanat Modellerinin İki-Yönlü AYE Analizleri .....	71
5.4.1 Düz kanat modelleri için iki-yönlü AYE analizleri .....	71
5.4.2 Damarlı düz kanat modelleri için iki-yönlü AYE analizleri .....	75
<b>6. SONUÇ VE ÖNERİLER.....</b>	<b>79</b>
<b>KAYNAKLAR.....</b>	<b>81</b>
<b>ÖZGEÇMİŞ.....</b>	<b>87</b>



## ŞEKİL LİSTESİ

### Sayfa

Şekil 1.1 : (a) Sabit kanatlı MHA [1] (b) Döner kanatlı MHA [2] (c) Sinek-kuşundan biyo-esinlenmiş çırpan kanatlı MHA [3].	1
Şekil 1.2 : Belirli MHA türleri üzerinde çalışılan makalelerin yıllara göre dağılımı [4].	2
Şekil 1.3 : Çırpan kanatlı MHA araştırmalarının belirli konuları üzerinde çalışılan makalelerin yıllara göre dağılımı [4].	3
Şekil 1.4 : Gerçek böcek boyutuna yakın biyo-esinlenerek üretilmiş çırpan kanatlı MHA'lar (a) [3] (b) [8] (c) [9] (d) [10] (e) [11] (f) [12].	4
Şekil 1.5 : Aeroelastisite bilim dalının şematik gösterimi.	5
Şekil 1.6 : (a) Geleneksel hava araçlarında ve (b) çırpan kanatlı canlılarda girdap oluşumu [16].	10
Şekil 2.1 : Çırpan kanatlı canlıların bazıları (a) Yeşilbaş [39] (b) Sinekkuşu [40] (c) Tipula sineği [41] (d) Uğurböceği [42] (e) Lahana kelebeği [43] (f) Atmaca güvesi [44] (g) Yusufçuk [45] (h) Yaban arısı [46].	13
Şekil 2.2 : Böcek kanadı üzerinde geometrik kavramların gösterimi [47].	14
Şekil 2.3 : (a) Böcek kanadındaki membran ve damar yapısı (b) Kanattaki damarlanmaya göre ayrılan bölgeler [51].	16
Şekil 2.4 : Belirli bir hücum açısında ( $\alpha$ ) serbest akış hızına ( $U_\infty$ ) maruz kalan böcek kanadının ileri uçustaki (a) aksenal ( $F_A$ ) ve normal ( $F_N$ ) kuvvetleri, (b) sürüklenme ( $F_D$ ) ve kaldırma ( $F_L$ ) kuvvetleri.	19
Şekil 2.5 : Belirli bir vuruş düzlemi açısında ( $\beta$ ) havada asılı durumdaki böcek kanadının (a) yatay ( $F_H$ ) ve dikey ( $F_V$ ) aerodinamik kuvvetleri, (b) sürüklenme ( $F_D$ ) ve kaldırma ( $F_L$ ) kuvvetleri.	21
Şekil 3.1 : Akışkan-yapı etkileşimi (AYE) yöntemleri.	25
Şekil 3.2 : Tek-yönlü akışkan-yapı etkileşimi analiz şeması.	26
Şekil 3.3 : İki-yönlü akışkan-yapı etkileşimi analiz şeması.	26
Şekil 4.1 : Kanat çırpma frekansı ( $f$ ) ve toplam kanat alanı ( $A$ ) arasındaki ilişki (a) Kurtuluş [7] (b) Mevcut çalışma.	33
Şekil 4.2 : Literatürden örnek alınan kanat geometrileri (a) Yaban arısı [62] (b) Atmaca güvesi [61].	35
Şekil 4.3 : Mevcut çalışmada modellenen 3B kanatlar (a) <i>Bombus terrestris</i> : BT (b) <i>Manduca sexta</i> : MS.	36
Şekil 4.4 : (a) Akış alanı (b) İleri uçustaki sınır koşulları (velocity_inlet = mavi, pressure_outlet = kırmızı, symmetry = sarı, wall = gri).	39
Şekil 4.5 : Kanatların ağ yapıları (a) Seyrek (b) Orta (c) Sık.	40
Şekil 4.6 : 5°'lik hücum açısında elde edilen kaldırma ( $C_L$ ) ve sürüklenme ( $C_D$ ) kuvveti katsayılarının yakınsaması (a) BT (b) MS.	40

Şekil 4.7 : 5°'lik hücum açısındaki BT kanadı için ağ yapısı iyileştirme çalışması sonuçları (a) Statik basınç ( $P-P_{\infty}$ ) konturları (b) Boyutsuz Z-girdap ( $\omega_{ND}$ ) konturları.....	42
Şekil 4.8 : 5°'lik hücum açısındaki MS kanadı için ağ yapısı iyileştirme çalışması sonuçları (a) Statik basınç ( $P-P_{\infty}$ ) konturları (b) Boyutsuz Z-girdap ( $\omega_{ND}$ ) konturları.....	42
Şekil 4.9 : 5°'lik hücum açısındaki BT kanadı için ağ yapısı iyileştirme çalışması sonuçları (a) $R/3$ kesitindeki basınç katsayıları ( $C_P$ ) (b) $2R/3$ kesitindeki basınç katsayıları ( $C_P$ ).....	43
Şekil 4.10 : 5°'lik hücum açısındaki MS kanadı için ağ yapısı iyileştirme çalışması sonuçları (a) $R/3$ kesitindeki basınç katsayıları ( $C_P$ ) (b) $2R/3$ kesitindeki basınç katsayıları ( $C_P$ ).....	43
Şekil 4.11 : BT için sayısal sonuçların deneysel verilerle karşılaştırılması (a) Kaldırma kuvveti katsayısı ( $C_L$ ) (b) Sürükleme kuvveti katsayısı ( $C_D$ ) ..	44
Şekil 4.12 : MS için sayısal sonuçların deneysel verilerle karşılaştırılması (a) Kaldırma kuvveti katsayısı ( $C_L$ ) (b) Sürükleme kuvveti katsayısı ( $C_D$ ) ..	44
Şekil 4.13 : Aerodinamik verimlilik ( $C_L / C_D$ ) sonuçlarının karşılaştırılması (a) BT sayısal sonuçları ile deneysel veriler [20] (b) MS sayısal sonuçları ile deneysel veriler [22] (c) BT ve MS sayısal sonuçları.....	46
Şekil 4.14 : Kanat yüzeylerindeki statik basınç ( $P-P_{\infty}$ ) dağılımları (a) BT (b) MS...	47
Şekil 4.15 : BT kanadında boyutsuz Z-girdap ( $\omega_{ND}$ ) konturları (a) İzometrik görünüm (b) Kanat kökü (c) $R/3$ kesiti (d) $2R/3$ kesiti.....	48
Şekil 4.16 : MS kanadında boyutsuz Z-girdap ( $\omega_{ND}$ ) konturları (a) İzometrik görünüm (b) Kanat kökü (c) $R/3$ kesiti (d) $2R/3$ kesiti. ....	48
Şekil 4.17 : Katı model için sınır koşulları (Fixed Support = mavi, Fluid Solid Interface = sarı).....	50
Şekil 4.18 : Akışkan analizinden kanatların yapısal analizlerine basınç yüklerinin aktarılması (a) BT (b) MS.....	50
Şekil 4.19 : 5°'lik hücum açısında elde edilen maksimum uç sehimi ( $\delta_{max}$ ) değerlerinin yakınsaması (a) <i>Cuticle</i> malzemeli BT ve MS (b) <i>Al-6061</i> ve <i>Ti-6Al-4V</i> alaşım malzemeli BT ve MS.....	51
Şekil 4.20 : Farklı malzemelere sahip kanatların 5°'lik hücum açısında elde edilen toplam deformasyonları (a) BT (b) MS. ....	52
Şekil 4.21 : İncelenen hücum açılarında ( $\alpha$ ) kullanılan (a) farklı malzemeler için maksimum uç sehimi ( $\delta_{max}$ ) sonuçları (b) alaşım malzemeleri için sonuçların daha yakından görünümü. ....	53
Şekil 4.22 : Sims [65] çalışmasında kullanılan (a) gerçek <i>Manduca sexta</i> ön kanadı, (b) modellenmiş düz-ön kanat ve (b) damarlı kanat. ....	54
Şekil 4.23 : <i>Manduca sexta</i> kanadı taklit edilerek modellenen kanatlar. ....	54
Şekil 4.24 : Kabuk model için sınır koşulu (Fixed Support = mavi). ....	55
Şekil 5.1 : Belirli bir vuruş düzlemi açısında ( $\beta$ ) havada asılı durumdaki MS kanadına etki eden (a) yatay ( $F_H$ ), dikey ( $F_V$ ) ve kenar ( $F_S$ ) aerodinamik kuvvetler, (b) aşağı vuruşta sürükleme ( $F_D$ ) ve kaldırma ( $F_L$ ) kuvvetleri, (c) yukarı vuruşta sürükleme ( $F_D$ ) ve kaldırma ( $F_L$ ) kuvvetleri. ....	59
Şekil 5.2 : (a) Havada asılı uçustaki sınır koşulları (pressure_outlet = mavi, wall = kırmızı) (b) Kanat etrafındaki ağ yapısının ve sınır tabakalarının yakından görünümü. ....	61
Şekil 5.3 : Durum 6 için ağ yapısı iyileştirme çalışması sonuçları (a) Anlık vuruş açısı [ $\phi(t)$ ] (b) Dikey aerodinamik kuvvet katsayısı ( $C_V$ ) (c) Yatay	

	aerodinamik kuvvet katsayısı ( $C_H$ ) (d) Kenar aerodinamik kuvvet katsayısı ( $C_S$ ).....	62
Şekil 5.4 :	Durum 6 için zaman adımı iyileştirme çalışması sonuçları (a) Anlık vuruş açısı [ $\phi(t)$ ] (b) Dikey aerodinamik kuvvet katsayısı ( $C_V$ ) (c) Yatay aerodinamik kuvvet katsayısı ( $C_H$ ) (d) Kenar aerodinamik kuvvet katsayısı ( $C_S$ ).....	64
Şekil 5.5 :	(a) Zamana bağlı HAD yöntemi ile analiz edilen MS kanadı (b) Analitik yöntem kullanılarak analiz edilen MS kanadı [68].....	65
Şekil 5.6 :	Durum 6 için sayısal sonuçların, literatürdeki analitik verilerle [68] karşılaştırılması (a) Dikey aerodinamik kuvvet katsayısı ( $C_V$ ) (b) Yatay aerodinamik kuvvet katsayısı ( $C_H$ ). ....	65
Şekil 5.7 :	Durum 1, 2, 3 ve 4 için zamana bağlı HAD analizi sonuçları (a) Anlık vuruş açısı [ $\phi(t)$ ] (b) Dikey aerodinamik kuvvet ( $F_V$ ) (c) Yatay aerodinamik kuvvet ( $F_H$ ) (d) Kenar aerodinamik kuvvet ( $F_S$ ).....	66
Şekil 5.8 :	Durum 1, 5 ve 6 için zamana bağlı HAD analizi sonuçları (a) Anlık vuruş açısı [ $\phi(t)$ ] (b) Dikey aerodinamik kuvvet ( $F_V$ ) (c) Yatay aerodinamik kuvvet ( $F_H$ ) (d) Kenar aerodinamik kuvvet ( $F_S$ ).....	67
Şekil 5.9 :	Durum 1 için aşağı vuruş boyunca (a) statik basınç ( $P-P_\infty$ ) konturları ve (b) boyutsuz Z-girdap ( $\omega_{ND}$ ) konturları. ....	69
Şekil 5.10 :	Durum 1 sonuçlarının $t/T=4,5$ anında yakından incelenmesi (a) Statik basınç ( $P-P_\infty$ ) konturları (b) Boyutsuz Z-girdap ( $\omega_{ND}$ ) konturları.....	70
Şekil 5.11 :	İki-yönlü AYE analizi için ANSYS/Workbench şeması. ....	71
Şekil 5.12 :	Katı ve kabuk elemanlı olarak modellenmiş MS2 kanatları.....	72
Şekil 5.13 :	Kanat kökü etrafında sinüzoidal hareket tanımlanması.....	72
Şekil 5.14 :	Yapısal ve akış analizleri arasındaki veri aktarımı şeması. ....	73
Şekil 5.15 :	İki-yönlü AYE analizinin başarılı bir şekilde tamamlanması.....	74
Şekil 5.16 :	Katı ve kabuk elemanlı olarak modellenen MS2 kanadının iki-yönlü AYE analizi sonucunda elde edilen (a) dikey ( $F_V$ ) ve (b) yatay ( $F_H$ ) aerodinamik kuvvet sonuçları.....	74
Şekil 5.17 :	Rijit ve <i>cuticle</i> malzemeleri tanımlanan MS2 kanadının iki-yönlü AYE analizi sonucunda elde edilen (a) dikey ( $F_V$ ) ve (b) yatay ( $F_H$ ) aerodinamik kuvvet sonuçları.....	75
Şekil 5.18 :	<i>Cuticle</i> malzemeli MS2 ve LE Damarlı MS2 kanatlarının iki-yönlü AYE analizi sonucunda elde edilen (a) dikey ( $F_V$ ) ve (b) yatay ( $F_H$ ) aerodinamik kuvvet sonuçları.....	76
Şekil 5.19 :	LE Damarlı MS2 için aşağı vuruş boyunca iki-yönlü AYE analizi sonuçları (a) Statik basınç ( $P-P_\infty$ ) konturları (b) Boyutsuz Z-girdap ( $\omega_{ND}$ ) konturları. ....	76

## ÇİZELGE LİSTESİ

### Sayfa

Çizelge 2.1 : Çeşitli böceklerin morfolojik verileri [48], [49]. .....	15
Çizelge 2.2 : Çırpan kanat modellerinde kullanılan bazı malzemeler.....	18
Çizelge 2.3 : Çeşitli böceklerin kinematik verileri [48]. .....	23
Çizelge 4.1 : Yaban arılarının morfolojik verileri [19]. .....	34
Çizelge 4.2 : Atmaca güvelerinin morfolojik verileri [21], [22]. .....	35
Çizelge 4.3 : BT ve MS morfolojik parametrelerinin literatürle karşılaştırılması. ....	36
Çizelge 4.4 : BT ve MS kanatları etrafındaki akış koşullarının literatürle karşılaştırılması. ....	37
Çizelge 4.5 : BT ve MS kanatlarının malzeme özellikleri. ....	38
Çizelge 4.6 : Ağ yapısı iyileştirme çalışmasındaki eleman sayıları. ....	40
Çizelge 4.7 : 5°'lik hücum açısındaki BT ve MS kanatlarının farklı ağ yapıları için aerodinamik kuvvet katsayısı sonuçları. ....	41
Çizelge 4.8 : Ağ yapısı iyileştirme çalışmasındaki düğüm sayıları. ....	51
Çizelge 4.9 : 5°'lik hücum açısındaki BT ve MS kanatlarının farklı ağ yapıları için maksimum yer değiştirme sonuçları. ....	51
Çizelge 4.10 : MS, MS2 ve Damarlı MS2 kanatlarının geometrik özellikleri. ....	54
Çizelge 4.11 : MS, MS2 ve Damarlı MS2 kanatlarının malzeme özellikleri.....	55
Çizelge 4.12 : Düz-ön kanatların modal analiz sonuçları. ....	56
Çizelge 4.13 : Damarlı-ön kanatların modal analiz sonuçları. ....	56
Çizelge 5.1 : Havada asılı durumdaki <i>Manduca sexta</i> kanadının literatürde mevcut kinematik verileri. ....	58
Çizelge 5.2 : MS kanadının zamana bağlı HAD analizinde kullanılan kinematik parametreler. ....	60
Çizelge 5.3 : Ağ yapısı iyileştirme çalışmasındaki eleman sayıları. ....	62
Çizelge 5.4 : Zaman adımı iyileştirme çalışmasındaki eleman sayıları. ....	63
Çizelge 5.5 : İki MS kanadı için ortalama aerodinamik kuvvet sonuçları. ....	68

## KISALTMALAR

<b>2B</b>	: İki Boyutlu
<b>3B</b>	: Üç Boyutlu
<b>3D</b>	: Three Dimensional (Üç Boyutlu)
<b>AYE</b>	: Akışkan-Yapı Etkileşimi
<b>BT</b>	: <i>Bombus terrestris</i> (Yaban arısının bir türü)
<b>CAD</b>	: Bilgisayar Destekli Tasarım ( <i>Computer-Aided Design</i> )
<b>CFD</b>	: Computational Fluid Dynamics (Hesaplama Akışkanlar Dinamiği)
<b>FE</b>	: Finite Element (Sonlu Elemanlar)
<b>FSI</b>	: Fluid-Structure Interaction (Akışkan-Yapı Etkileşimi)
<b>HAD</b>	: Hesaplama Akışkanlar Dinamiği
<b>İHA</b>	: İnsansız Hava Aracı
<b>LE</b>	: Hücüm-Kenarı ( <i>Leading-Edge</i> )
<b>LEV</b>	: Hücüm-Kenarı Girdabı ( <i>Leading-Edge Vortex</i> )
<b>MAV</b>	: Micro Air Vehicle (Mikro Hava Aracı)
<b>MHA</b>	: Mikro Hava Aracı
<b>MS</b>	: <i>Manduca sexta</i> (Atmaca güvesinin bir türü)
<b>SE</b>	: Sonlu Elemanlar
<b>TE</b>	: Firar-Kenarı ( <i>Treating-Edge</i> )
<b>TEV</b>	: Firar-Kenarı Girdabı ( <i>Treating-Edge Vortex</i> )
<b>UDF</b>	: Kullanıcı-Tanımlı Fonksiyon ( <i>User-Defined Function</i> )

## SEMBOL LİSTESİ

Bu çalışmada kullanılmış olan simgeler açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	Açıklama
A	Kanadın yukarıdan bakınca görülen toplam alanı
AR	Kanat açıklık oranı ( <i>aspect ratio</i> )
B	Hacim modülü ( <i>bulk modulus</i> )
b	Kanat açıklığı ( <i>span</i> )
[C]	Sönümlenme matrisi ( <i>damping matrix</i> )
$C_D$	Sürüklenme kuvveti katsayısı
$C_F$	Aerodinamik kuvvet katsayısı
$C_H$	Yatay aerodinamik kuvvet katsayısı
$C_L$	Kaldırma kuvveti katsayısı
$C_P$	Basınç katsayısı
$C_S$	Kenar aerodinamik kuvvet katsayısı
$C_V$	Dikey aerodinamik kuvvet katsayısı
c	Aerodinamik veter uzunluğu ( <i>chord</i> )
$\bar{c}$	Ortalama aerodinamik veter uzunluğu
E	Young (elastisite) modülü
EI	Yapısal sertlik ( <i>structural stiffness</i> )
F	Kuvvet
$F_A$	Eksenel kuvvet ( <i>axial force</i> )
$F_D$	Sürüklenme kuvveti ( <i>drag force</i> )
$F_H$	Yatay aerodinamik kuvvet ( <i>horizontal force</i> )
$F_L$	Kaldırma kuvveti ( <i>lift force</i> )
$F_N$	Normal kuvvet ( <i>normal force</i> )
$F_S$	Kenar aerodinamik kuvvet ( <i>side force</i> )
$F_V$	Dikey aerodinamik kuvvet ( <i>vertical force</i> )
f	Kanat çırpma frekansı
G	Kayma modülü ( <i>shear modulus</i> )
I	İkinci alan momenti
[K]	Rijitlik matrisi ( <i>stiffness matrix</i> )
[M]	Kütle matrisi ( <i>mass matrix</i> )
$m_b$	Gövde kütlesi
$m_w$	Tek kanat kütlesi
P	Basınç
$P_\infty$	Atmosferik basınç
R	Tek kanat uzunluğu ( <i>single-wing length</i> )
Re	Reynolds sayısı

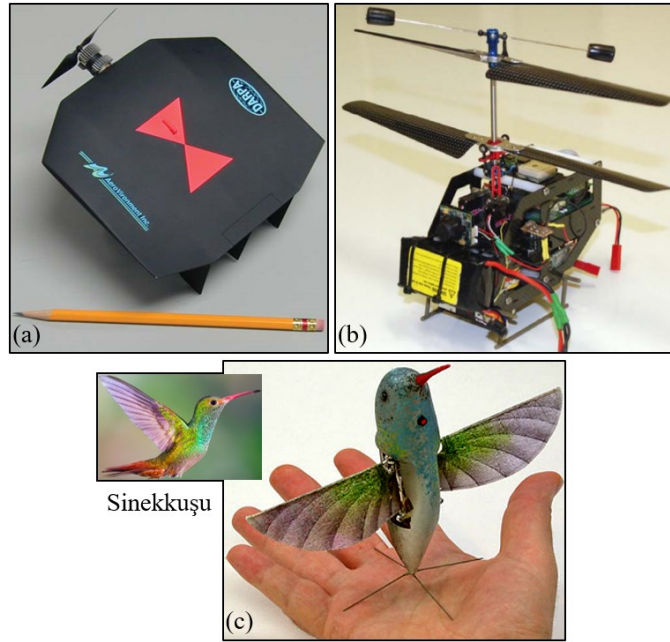
$r_2$	Kanat alanının ikinci dereceden momentinin yarıçapı
$r_2/R$	Boyutsuz ikinci alan momenti
$S$	Tek kanat alanı
$T$	Periyot
$t$	Zaman
$t_w$	Kanat kalınlığı
$U_{ref}$	Referans hız
$U_\infty$	Serbest akış hızı ( <i>free-stream velocity</i> )
$u$	X yönündeki hız bileşeni
$\vec{V}$	Hız vektörü
$v$	Y yönündeki hız bileşeni
$w$	Z yönündeki hız bileşeni
$X$	Yatay koordinat eksen
$Y$	Dikey koordinat eksen
$Z$	Sayfa düzlemine dik koordinat eksen
$\alpha$	Hücum açısı ( <i>angle of attack</i> )
$\alpha(t)$	Yunuslama açısı ( <i>pitch angle</i> )
$\beta$	Vuruş düzlemi açısı ( <i>stroke plane angle</i> )
$\Delta t$	Zaman adımı
$\delta$	Kuvvetin uygulandığı noktadaki yer değiştirme
$\delta_{max}$	Maksimum yer değiştirme
$\dot{\delta}$	Yer değiştirmenin zamana göre birinci türevi, hız
$\ddot{\delta}$	Yer değiştirmenin zamana göre ikinci türevi, ivme
$\varepsilon$	Birim yer değiştirme ( <i>strain</i> )
$\mu$	Dinamik viskozite
$\nu$	Poisson oranı
$\rho_f$	Akışkan yoğunluğu
$\rho_m$	Malzeme yoğunluğu
$\sigma$	Normal gerilme ( <i>stress</i> )
$\phi$	Vuruş genliği ( <i>stroke amplitude</i> )
$\phi(t)$	Anlık vuruş açısı ( <i>instantaneous stroke angle</i> )
$\omega_{ND}$	Boyutsuz girdap ( <i>non-dimensional vorticity</i> )
$\omega_Z$	Z yönündeki girdap





## 1. GİRİŞ

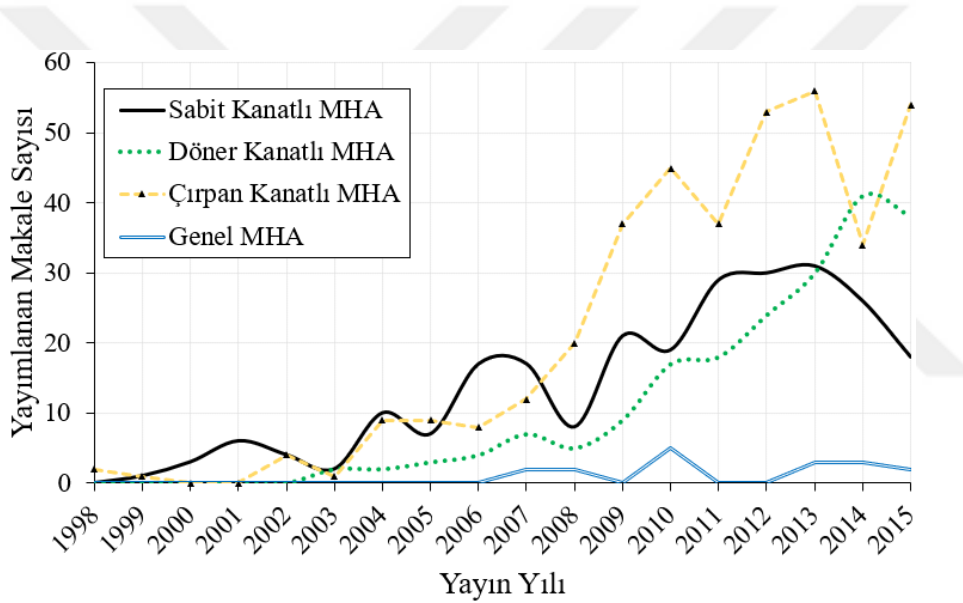
Son yıllarda, mikro-teknolojilerdeki gelişmelerle beraber insansız hava araçları (İHA'lar) mikro boyutlara gelmektedir. İHA'ların küçük boyutlu (<15 cm kanat açıklığı) ve düşük kütleli (<100 gr) bir türü olan mikro hava araçları (MHA'lar), arama-kurtarma çalışmalarında ve gözlem yapmada kullanılarak askeri ve sivil uygulamalar için oldukça önem arz etmektedir. MHA'lar kanat hareketliliğine göre sabit kanatlı, döner kanatlı ve çırpan kanatlı olmak üzere üçe ayrılmaktadır (Şekil 1.1). Sabit kanatlı MHA'ların uçuş süreleri ve menzilleri uzundur ancak manevra kabiliyetleri sınırlı olup havada asılı kalmaları zordur. Bu nedenle genellikle açık havada kullanılırlar. Havada asılı kalabilen döner kanatlı MHA'ların uçuş süreleri ve menzilleri sabit kanatlılara göre daha kısadır ancak manevra kabiliyetleri yüksek olup kapalı veya dar alanlarda çok daha rahat kullanılabilirler. Çırpan kanatlı MHA'ların ise uçuş menzilleri döner kanatlılardan uzun, manevra kabiliyetleri sabit kanatlılardan fazladır. Özellikle Şekil 1.1(c)'deki gibi doğadaki böcek ve kuşların kanat yapıları ve uçuş özellikleri taklit edilerek biyo-esinlenmiş çırpan kanatlı MHA'ların geliştirilmesi sabit ve döner kanatlılara alternatif olarak görülmektedir.



Şekil 1.1 : (a) Sabit kanatlı MHA [1] (b) Döner kanatlı MHA [2] (c) Sinekkuşundan biyo-esinlenmiş çırpan kanatlı MHA [3].

MHA ile ilgili çalışmalar, 1990'ların sonuna doğru yayımlanmaya başlayan makalelerle beraber katlanarak gelişmektedir [4]. Bu çalışmalarda sabit kanatlı, döner kanatlı ve çırpan kanatlı olarak sınıflandırılan MHA'ların her biri için öncelikli amaç yeterli kaldırma ve itme kuvvetlerini üretebilmektir. Bunu gerçekleştirebilmek için özellikle aerodinamik; güdüm, navigasyon, kontrol; itki; yapı, malzeme; sistem tasarımı gibi konular altında MHA'lar incelenmektedir.

Ward ve diğerleri [4] tarafından, 1998 yılından 2015 yılına kadar ABD, Çin, İngiltere, Fransa ve Güney Kore'de yayımlanan MHA türleri ile ilgili araştırmaların yer aldığı 848 makale kapsamlı bir şekilde incelenerek bibliyometrik analiz çalışmaları sunulmuştur. MHA türlerine göre kategorize edilmiş makalelerin yıllara göre dağılımı Şekil 1.2'de gösterilmiştir.

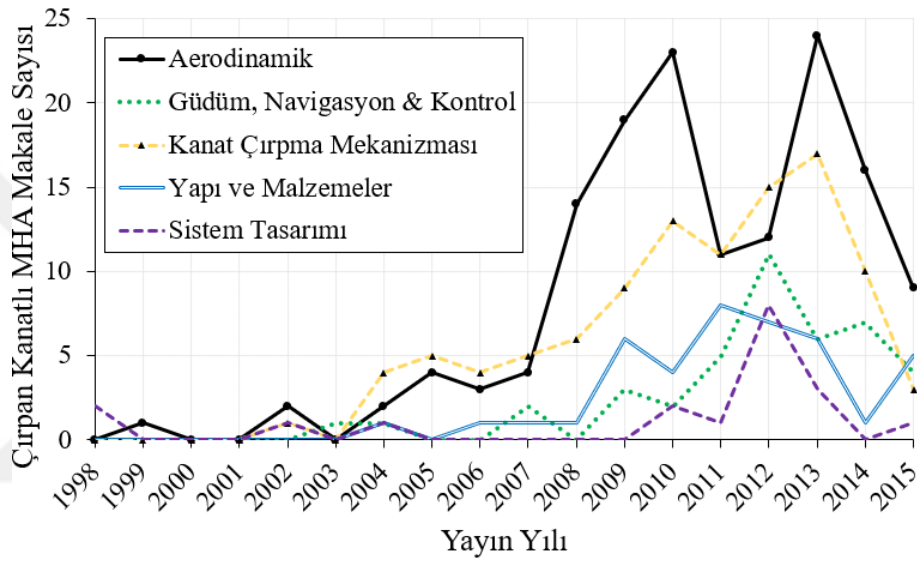


Şekil 1.2 : Belirli MHA türleri üzerinde çalışılan makalelerin yıllara göre dağılımı [4].

1998-2015 yılları arasında yayımlanan MHA ile ilgili makaleler incelendiğinde ilk yıllarda sabit kanatlı MHA'lara odaklanıldığı görülmüştür. 2003 yılından itibaren döner kanatlı MHA çalışmaları düzenli bir şekilde artarken en fazla ilgiyi çırpan kanatlı MHA'lar toplamıştır. Aerodinamik verimlilik yönünden daha üstün özelliklere sahip olan çırpan kanatlı MHA'lar, incelenen MHA makalelerinin %45'i gibi büyük bir oranına sahiptir [4]. Bu tez çalışmasında da daha verimli ve daha farklı bir alan haline gelen çırpan kanatlı MHA'lar incelenmiştir. Çırpan kanatlı MHA geliştirilmesinde kanat özelliklerinin üzerinde durularak kanatların geometrileri, malzemeleri, hareketleri ve yapıları değiştirildiğinde aerodinamik verimliliğin nasıl etkilendiğini gözlemlemek amaçlanmıştır.

## 1.1 Çırpın Kanatlı Mikro Hava Araçları

MHA'lar, boyutları ve uçuş rejimleri bakımından havacılıkta devrim yaratacak bir alan olmaktadır [5]. Sabit kanatlı ve döner kanatlı MHA'lara göre kıyaslandığında çırpın kanatlı modellerin **hafif ve küçük boyutlu olması, düşük hızlardaki verimliliği, kıvraklığı ve sessiz çalışmaları sayesinde kapalı alanlarda ve yüksek manevra kabiliyeti istenen yerlerde hızlı konumlanabilmesi** gibi avantajları bulunmaktadır [6], [7]. Bu özelliklerde bir çırpın kanatlı MHA geliştirebilmek için yapılan araştırmalarda ele alınan konuların yıllara göre dağılımı Şekil 1.3'te gösterilmektedir.



Şekil 1.3 : Çırpın kanatlı MHA araştırmalarının belirli konuları üzerinde çalışılan makalelerin yıllara göre dağılımı [4].

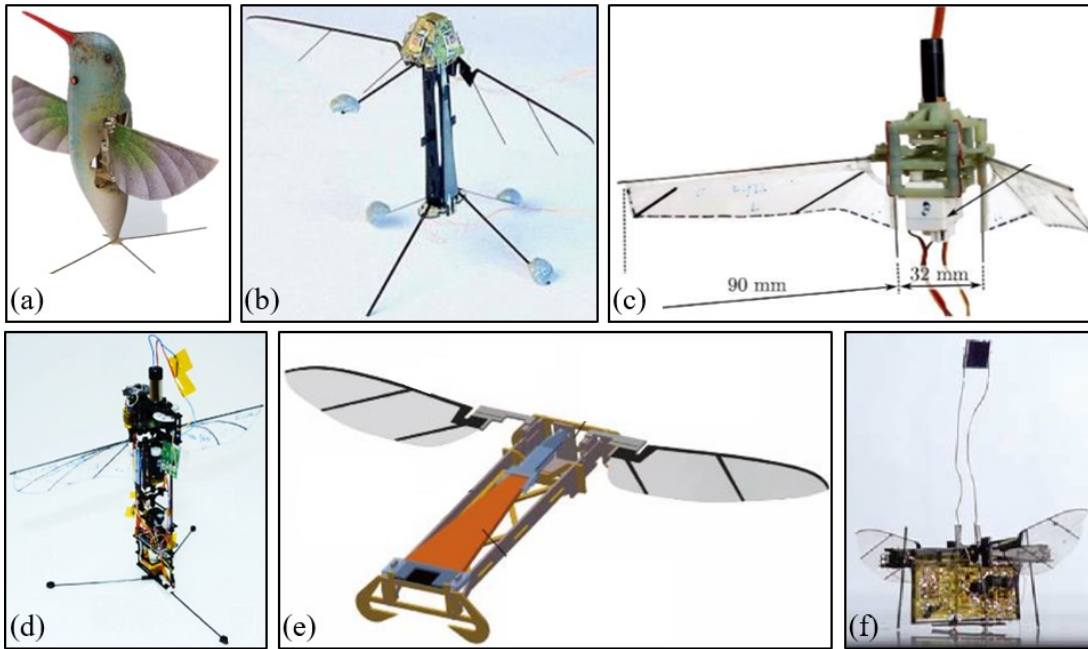
Aerodinamik kuvvetleri ölçmek (rüzgâr tüneli deneyleri, uçuş testleri), simülasyonunu gerçekleştirmek (hesaplamalı akışkanlar dinamiği) veya matematiksel modellemek gibi amaçlarla üzerinde çalışılan aerodinamik konusu hemen hemen her yıl çırpın kanatlı MHA çalışmalarında en fazla ele alınan başlık olmuştur [4]. Bunun en önemli sebeplerinden biri düşük hızlarda ve düşük Reynolds sayılarında uçabilmesi hedeflenen çırpın kanatlı MHA aerodinamiğinin, uçak ve helikopter gibi hava araçları aerodinamiğine göre tamamen farklı olmasıdır [6].

Güdüm, navigasyon ve kontrol çalışmaları daha çok döner kanatlı MHA'lar için gerçekleştirilse de çırpın kanatlı MHA sistemlerinde uçuş kararlılığı ve konumlanma ayarlamaları açısından oldukça önemlidir. Bu alanda, çırpın kanatların manevra çalışmaları için uçan canlıların kanat hareketleri (çırpma, yunuslama, süpürme gibi) ve vücut hareketleri (kuyruk, bacak, karın, göğüs kafesi gibi) temel alınmaktadır.

Kanat çarpma mekanizmaları da son yıllarda üzerinde sıkça durulan konulardan biri olmuştur. İlk çalışmalarda yaras ve kuşların kanat çarpma mekanizmaları örnek alınmış, son yıllarda ise uçan böceklerden esinlenerek kanat çarpma mekanizmaları tasarlanmaya çalışılmıştır. Örneğin, dört çubuk mekanizmaları için böceklerin kanat çarparken yaptıkları 8 şeklini çizebilen düzenekler üzerine yoğunlaşmıştır. Bu tür tasarımlarda özellikle piezoelektrik malzemelere yer verilmiştir.

İlk makalelerde çok fazla üzerinde durulmayan yapı ve malzeme konusu, 2015 yılında en çok araştırılan ikinci konu olmaktadır ki günümüzde de her gün gelişmekte olan malzeme çalışmaları ile hem daha hafif hem de yapısal özellikleri daha gelişmiş malzemeler çırpan kanatlı MHA tasarımlarında tercih edilmektedir. Burada kanat yapılarının (rijit, esnek, düz, damarlı, kamburlu) ve kullanılan malzemelerin (gerçek böcek kanadı malzemeleri, hava araçlarında kullanılan alaşım malzemeler) uçuş kinematiğine etkileri aeroelastik çalışmalar adı altında incelenmektedir. Bu tez çalışmasında da biyo-esinlenmiş çırpan kanat modellerinin aerodinamiği ile kanat yapısı ve malzemeleri arasındaki ilişkiler ayrıntılı bir şekilde ele alınmaktadır.

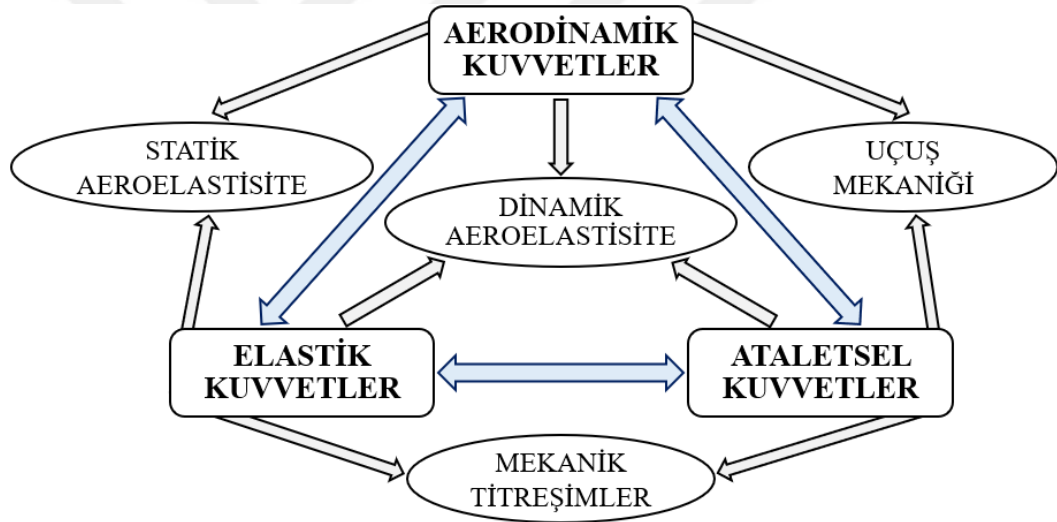
2012-2019 yılları arasında yayımlanan çırpan kanatlı MHA ile ilgili makaleler [3],[8]-[12] incelendiğinde daha çok üretime yönelik sistemler üzerinde çalışılmıştır. Bu çalışmalar sonucunda üretilen önemli biyo-esinlenmiş çırpan kanatlı MHA sistemlerinden bazıları Şekil 1.4'te gösterilmiştir.



Şekil 1.4 : Gerçek böcek boyutuna yakın biyo-esinlenerek üretilmiş çırpan kanatlı MHA'lar (a) [3] (b) [8] (c) [9] (d) [10] (e) [11] (f) [12].

## 1.2 Aeroelastisite

Aeroelastisite, Şekil 1.5’te şematik olarak gösterildiği gibi aerodinamik, elastik ve ataletsel kuvvetlerin birbirleriyle etkileşimini inceleyen bir bilim dalıdır. Statik ve dinamik aeroelastisite olmak üzere iki ana kategori altında incelenen aeroelastisite problemlerinde, akışkan-yapı etkileşimine bağlı olarak elastik bir yapının kararlı durum tepkisi statik aeroelastisitenin çalışma alanını, dinamik tepkisi ise dinamik aeroelastisitenin çalışma alanını oluşturmaktadır. Statik aeroelastisite problemlerinde atalet kuvvetleri gibi zamana bağlı fiziksel öğelerin akışkan içerisindeki yapıya etkileri ihmal edilerek, hava akışının sebep olduğu aerodinamik kuvvetler ile yapıda meydana gelen elastik deformasyonlar arasındaki etkileşim incelenmektedir. Dinamik aeroelastisite problemlerinde ise zamana bağlı fiziksel öğeler de probleme dahil edilerek ataletsel, yapısal ve aerodinamik kuvvetlerin etkileşimi incelenmektedir.



Şekil 1.5 : Aeroelastisite bilim dalının şematik gösterimi.

Statik aeroelastisite alanında karşılaşılan en büyük problem kanat bükülmesinin teoride sonsuz hale geldiği iraksama ya da diverjans (*divergence*) olarak bilinen statik kararsızlık durumudur. Diverjans durumunda atalet kuvvetleri daha az etkiye sahip olup elastik deformasyonların aerodinamik kuvvetleri artırması ve artan aerodinamik kuvvetlerin de yapıyı daha deforme hale getirmesiyle sistemin yapısında çöküş meydana gelmesi söz konusudur. Eğer burada atalet kuvvetlerinin de rolü artarsa, belirli bir dinamik basınç eşiğinin aşılmasıyla çırpıntı (*flutter*) olarak tanımlanan ve büyük hasarlara sebep olabilen dinamik kararsızlık durumu ortaya çıkmaktadır. Diverjans ve çırpıntı gibi aeroelastik problemlerin doğru tahmin edilebilmesi hava araçları tasarımında oldukça önemlidir.

Aeroelastik problemlerin doğru bir şekilde analizlerini gerçekleştirebilmek açısından akışkan ve yapısal modellerin eş zamanlı çözümleri büyük avantaj sağlamaktadır. Bu şekilde analizler uygulayabilmek amacıyla genellikle aeroelastik hesaplamalarda en çok kullanılan yöntemlerden biri olan Akışkan-Yapı Etkileşimi (AYE) yöntemine başvurulmaktadır. AYE yöntemi, bir yapının etrafındaki akışın, yapı üzerinde bir etkisi olduğunda akışkan ve yapısal çözümlerin ortaklaşa yapılması ile gerçekleşen bir yöntemdir. Bu yöntem tek-yönlü ve iki-yönlü olarak uygulanabilmektedir. Akışkan çözücüsündeki çıktılar, yapısal kısımdaki ara yüzeye yükleme olarak aktarıldığında ve bu veri aktarımı sadece tek seferlik uygulandığında tek-yönlü AYE analizi öne çıkmaktadır. Yapısal deformasyonun akış üzerinde göz ardı edilemeyecek bir etkiye sahip olması durumunda yapısal çözücüde ağ yapısı yer değiştiren geometri tekrar akış çözücüsüne aktararak karşılıklı devam eden iki-yönlü AYE analizi ortaya çıkmaktadır. Buradaki yapı, aerodinamik kuvvetlerin etkisiyle deforme olmaya başladığında şeklini değiştirmek amacıyla hareket ederek atalet ya da momentum kazanmaktadır.

### **1.3 Tezin Amacı ve Kapsamı**

Çırpın kanatlı mikro hava aracı uygulamalarında böcek kanatlarının aerodinamikleri ve yapısal dinamikleri geniş çapta ele alınmaktadır. Bu şekilde doğadaki canlıların kanat yapılarından ve uçuş özelliklerinden yararlanılan biyo-esinlenmiş hava araçları için kanat yapıları ve malzeme seçimleri büyük önem taşımaktadır. Bu tez kapsamında da uçan böcek kanatlarından esinlenerek oluşturulmuş üç boyutlu (3B) çırpın kanat modellerinin aerodinamik ve yapısal karakteristikleri detaylı bir şekilde incelenmektedir. Bu çalışmanın amacı, kanat yapısında ve uçuş özelliklerinde basitten karmaşığa doğru ilerleyerek uçuştaki kuvvetleri etkileyen çeşitli parametreleri adım adım incelemektir. Hücum açısı  $0^\circ$ 'den  $90^\circ$ 'ye kadar artırıldığında zamandan bağımsız aerodinamik kuvvetlerin nasıl değiştiği ve bu kuvvetlerin gerçek böcek kanadı malzemesi veya alaşım malzeme atanmış kanatları ne kadar uç sapmasına uğrattığı, kanat çırpma frekansları ve vuruş genlikleri artırılıp azaltıldığında havada asılı durumdaki zamana bağlı aerodinamik kuvvetlerin nasıl etkilendiği, rijit veya esnek düz kanatlarla damarlı düz kanatların (kamburlu olmayan düz kanatlar) yapısal deformasyonlarının aerodinamik kuvvetleri nasıl değiştirdiği gibi soruların cevaplanması amaçlanmaktadır.

Tezin ilk kısmında, çırpan kanatlı mikro hava aracı kavramı tanıtılarak diğer hava araçlarına kıyasla ne gibi avantajlara sahip olduğu ve çırpan kanatlı MHA geliştirmek için hangi konuların ele alındığı açıklanmıştır. Daha sonra aeroelastisite kavramı üzerinde durularak aeroelastik analizlerde kullanılan AYE yöntemi kısaca anlatılmıştır. Literatürdeki araştırmalara da geniş çapta yer verilerek biyo-esinlenmiş çırpan kanat modelleri ile ilgili daha önce yapılan çalışmalara değinilmiştir. Öncelikle aerodinamik kavramı üzerinde durulmuş ve literatürde araştırılan uçan böcek ve kuşların aerodinamik karakteristikleri, girdap oluşumu ve kanat hareketinin uçuş kinematiğine etkileri gibi çalışmalardan bahsedilmiştir. Daha sonra farklı yapılarıdaki çırpan kanatların kullanıldığı aeroelastik analiz çalışmalarına yer verilmiştir.

Tezin ikinci kısmında, çırpan kanatların geometrik, yapısal ve kinematik gibi genel özellikleri açıklanarak aerodinamik kuvvetlerin ve yapısal deformasyonların nasıl elde edildikleri anlatılmıştır. Tezde sıkça kullanılan; veter uzunluğu, kanat açıklığı, kanat açıklık oranı gibi geometrik kavramlardan ve Young modülü, Poisson oranı gibi yapısal kavramlardan bahsedilmiştir. Kanatların aeroelastik özelliklerini etkileyen damar yapıları hakkında bilgi verilerek, literatürdeki damarlı kanat çalışmalarında kullanılan malzemeler incelenmiştir. Uçuş kinematiğiyle ilgili olarak ileri uçuşta ve havada asılı kalma durumunda aerodinamik kuvvetlerin yönleri gösterilmiş ve kanat çırpma frekansı, vuruş düzlemi açısı, vuruş genliği gibi kinematik parametreler tanıtılmıştır. Ayrıca aerodinamik kuvvet, basınç ve girdap değerlerini boyutsuz hale getirebilmek amacıyla kullanılan eşitliklere yer verilmiştir.

Tezin üçüncü kısmında, tek-yönlü ve iki-yönlü AYE analizlerinin ayrıntılı olarak çalışma prensipleri anlatılmıştır. Daha sonra biyo-esinlenmiş çırpan kanat modellerinin aeroelastik analizlerini yapabilmek için AYE analizlerinde kullanılan sayısal yöntemler ve denklemleri açıklanmıştır. Öncelikle zamandan bağımsız ve zamana bağlı akışkan analizleri için kullanılan Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yönteminde Navier-Stokes denklemlerine yer verilmiştir. Daha sonra da statik ve dinamik yapısal analizler için kullanılan Sonlu Elemanlar (SE) yönteminde denge denklemleri belirtilmiştir. Ayrıca farklı yapı ve malzemelerdeki kanatların doğal frekanslarını elde etmek ve kanattaki damar komponentlerinin doğruluğunu kontrol edebilmek amacıyla kullanılan modal analizler için Sonlu Elemanlar (SE) yönteminde çözülen denklemler de kısaca açıklanmıştır.



Tezin dördüncü kısmında, literatürdeki kanat modelleri incelenerek kanat çırpma frekansına ve kanat boyutuna göre seçilen iki farklı kanat modelinin tek-yönlü AYE analizleri gerçekleştirilmiştir. Akışkan ve yapısal analizler için sınır koşulları belirtilerek, 5°'lik hücum açısında ağ yapısı iyileştirme çalışmaları yapılmıştır. Buradaki amaç, öncelikle zamandan bağımsız akışkan analizlerini gerçekleştirip sonuçların yakınsanabilirliğini görmek ve elde edilen aerodinamik kuvvet katsayılarını literatürdeki deneysel verilerle karşılaştırarak analizlerin doğru uygulanıp uygulanmadığını göstermektir. Bu analizler sayesinde, aynı serbest akış hızına maruz kalan biyo-esinlenmiş kanat modellerinin farklı hücum açılarındaki aerodinamik verimlilikleri incelenmiştir. Daha sonra, incelenen bu hücum açılarındaki kanatlara farklı malzemeler atanarak aerodinamik yük altındaki yapısal deformasyonları elde edilmiştir. Bu şekilde tek-yönlü AYE yöntemiyle gerçekleştirilen simülasyonlarda düşük Reynolds sayılarındaki böcek kanatları için hücum açısının ve malzeme yapısının, kanatların aerodinamiğine ve statik yapısına etkileri gözlenmiştir. Analizler sonucunda kanatların basınç, girdap ve deformasyon konturları anlaşılır bir şekilde görselleştirilmiştir. Zamandan bağımsız aerodinamik kuvvetleri incelenen kanatlardan daha verimli aerodinamik özelliklere sahip olan kanat seçilerek, bu kanat modelinin farklı yapı ve malzemelerde modal analizleri gerçekleştirilmiştir. Böylece modellenen kanatların, malzemelerin ve damar komponentlerinin doğruluğu literatürdeki modal analiz sonuçlarıyla kontrol edilmiş ve kanatların doğal frekansları elde edilmiştir.

Tezin beşinci kısmında, seçilen kanat modelinin farklı yapıları için iki-yönlü AYE analizleri gerçekleştirilmiştir. Akışkan ve yapısal analizlerdeki sınır koşulları analizlere uygun şekilde tanımlanmıştır. Öncelikle esnek olmayan düz bir kanat (ön-arka kanatlar birleştirilmiş) için ağ yapısı ve zaman adımı iyileştirme çalışmaları gerçekleştirilmiş ve havada asılı kalma durumunda zamana bağlı akışkan analizlerinin yakınsanabilirliği kontrol edilmiştir. Elde edilen aerodinamik kuvvetler, analitik bir yöntem sonucundaki verilerle karşılaştırılarak analizlerin doğru uygulanabilirliğini gösterilmiştir. Kanat kökünün eksenine etrafında sinüzoidal hareket tanımlanan kanatlar için kanat çırpma frekansı, vuruş genliği, vuruş düzlemi açısı, referans hız gibi farklı kinematik parametrelerin kanat aerodinamiğine etkilerini elde edebilmek amaçlanmıştır. Uygun ağ yapıları ve zaman adımları ile uygun uçuş koşulları seçilerek rijit ve esnek yapılarıdaki düz-ön kanat ile esnek damarlı-ön kanat yapılarının iki-yönlü AYE simülasyonları gerçekleştirilmiş ve sonuçlar karşılaştırılmıştır.

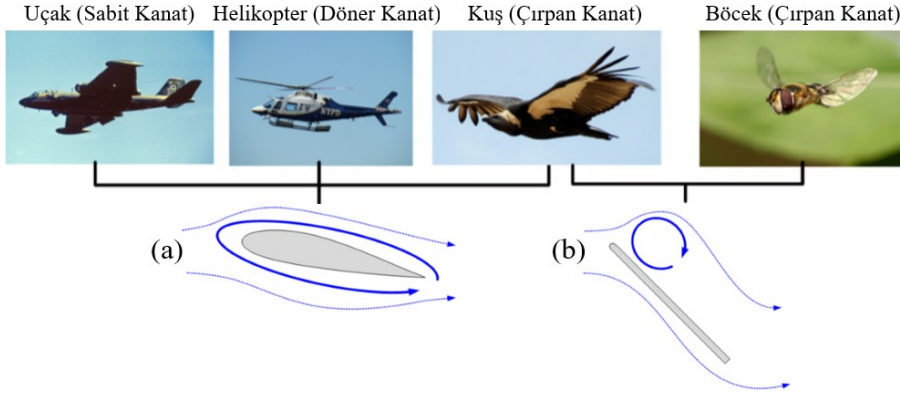


Bu tezde kanat, damar ve akış alanı modellemeleri için Solidworks, ANSYS/Space-Claim ve ANSYS/Design Modeler programlarından yararlanılmıştır. HAD analizleri için ANSYS/Fluent, SE analizleri için ANSYS/Static-Transient Structural kullanılarak AYE analizleri için bu analizler ANSYS/System Coupling aracılığıyla eş zamanlı çözülmüştür. Modal analizler için de ANSYS/Modal kullanılmıştır. Basınç ve girdap görselleri ANSYS/CFD Post yardımıyla oluşturulmuştur. Tezin son kısmında ise analizlerin sonuçları değerlendirilmiş ve gelecekteki çalışmalar belirtilmiştir.

#### 1.4 Literatür Araştırması

Çırpan kanatlı MHA'ların geliştirilmesi için uçan böcek ve kuşların kanat yapılarından esinlenilmiş çalışmalar oldukça önemli bir hale gelmektedir [6], [7], [13], [14]. Bu şekilde doğadan ilham alarak yani biyo-esinlenme yönteminden yararlanarak geliştirilmeye çalışılan MHA'lar ile ilgili yayımlanmış olan makaleler incelendiğinde en popüler çalışma konusunun aerodinamik olduğu görülmektedir. Bunun sebebi, uçan böceklerin aerodinamik karakteristiklerinin, uçak ve helikopter gibi yüksek Reynolds sayılarında uçan geleneksel hava araçlarına kıyasla büyük ölçüde değişiklik göstermesidir [6]. Hatta uçuş rejimleri oldukça düşük Reynolds sayılarında olan çırpan kanatlı böceklerin, geleneksel aerodinamik yasalarına göre uçabilmeleri mümkün değildir [15]. Düşük Reynolds sayılarındaki çalışmaların da fazla olmaması sebebiyle çırpan kanatlı MHA'ların geliştirilmesinde araştırmacılar, aerodinamik konusuna yoğunlaşmışlar ve böceklerin uçuşundaki aerodinamik yapıyı anlamaya çalışmışlardır.

Şekil 1.6'da, sabit ve döner kanatlı hava araçlarındaki girdap oluşumundan farklı olarak çırpan kanatlı yapılarda kanadın özellikle ön kenarında oluşan girdap yapısı basit şekliyle gösterilmiştir. Çok yüksek Reynolds sayılarında ve düşük hücum açılarında sirkülasyon kanadın merkezi etrafında sınırlı olup [(Şekil 1.6(a)] kanadın alt yüzeyindeki basıncın üst yüzeydeki basınçtan fazla olması ile kaldırma kuvveti üretilebilmektedir. Düşük Reynolds sayılarında ve yüksek hücum açılarında ise hücum-kenarı girdabı (*leading-edge vortex*, LEV) yani kanadın ön kenarında sınırlı bir sirkülasyon görülmektedir [Şekil 1.6(b)]. Çok düşük bir basınca sahip olan LEV, kanadın üst kısmında emme kuvveti (*suction force*) oluşturarak kaldırma kuvveti üretilmesini sağlamaktadır. Bu şekilde kararsız akışın (*unsteady-flow*) mevcut olduğu aerodinamikte, kararlı akıştaki (*steady-flow*) geleneksel aerodinamiğe göre bazı durumlarda 2 ila 5 kat daha fazla kaldırma kuvveti üretilebileceği bulunmuştur [16].



Şekil 1.6 : (a) Geleneksel hava araçlarında ve (b) çırpan kanatlı canlılarda girdap oluşumu [16].

Çırpan kanatlı MHA uygulamalarında temel alınan kuş ve böceklerin uçuş özelliklerine bakıldığında kuşların ve yarasaların  $10^4$ - $10^6$  Reynolds sayılarında, böceklerin ise  $10$ - $10^4$  gibi düşük Reynolds sayılarında uçuşlarını gerçekleştirdikleri görülmektedir. Buradaki aerodinamik karakteristikleri anlayabilmek için kanatların etrafında oluşan girdap yapılarını iyi bir şekilde gözlemlemek gerekir. İlk olarak Ellington ve diğerleri [15], güve kanadının aerodinamiğini inceleyerek hücum kenarındaki girdabın, kanat çırpma hareketiyle kaldırma kuvvetini önemli derecede artırabileceğini öne sürmüşlerdir. Aşağı vuruş hareketinde kanadın ön kenarındaki yoğun girdap oluşumunu, burada oluşan yüksek kaldırma kuvvetleri ile ilişkilendirmişlerdir. Kanat uç kısmına doğru girdap spiralleri de oluşmaktadır. Buradaki 3B akış, delta kanatlarda bulunan konik LEV yapılarına benzemektedir.

Karmaşık yapıdaki bu akışları incelemenin zor olması nedeniyle ilk çalışmalarda kararlı akış özellikleri kullanılmıştır [17], [18]. Bu çalışmalar, kanat çırpma frekansı düşük olan kuşlarda işe yararken, kanat çırpma frekansı yüksek olan böcek ve küçük kuşlar için yetersiz kalmıştır. Dudley ve Ellington [19], [20], yaban arılarının ileri uçuşundaki aerodinamik ve güç gereksinimlerini incelemek için önce yüksek-hızlı sinematografi yardımıyla yaban arılarının morfolojik özelliklerini elde ederek kanatlarına ve gövdelerine etki eden zamandan bağımsız kaldırma ve sürüklenme kuvveti katsayılarını hesaplamışlardır. Yarı-kararlı analizlerin yeterli olmadığını göstermek için ayrıca ayrıntılı bir aerodinamik analiz gerçekleştirmişlerdir. Willmott ve Ellington [21], [22] ise atmaca güvelerinin kinematik özelliklerini incelemek için yüksek-hızlı videografi kullanarak serbest uçuştaki atmaca güvelerini kayda almışlardır. Atmaca güvelerinin morfolojik özelliklerini elde ettikten sonra zamandan bağımsız kaldırma ve sürüklenme kuvveti katsayılarını ölçmüşlerdir.

Çırpın kanatlı yapıların kararsız akıştaki aerodinamik karakteristiklerini incelemek için literatürde iki boyutlu (2B) ve üç boyutlu (3B) çalışmalar bulunmaktadır [23], [24]. Araştırmacılar, gerçek böcek ve kuş kanatlarındaki geometrik ve kinematik modellemelerin karmaşık ve zor olması sebebiyle daha basitleştirilmiş 2B modeller üzerinde sayısal ve deneysel analizler gerçekleştirmişlerdir. Kurtuluş ve diğerleri [25], çalışmalarında 2B, zamana bağlı, laminar akışta simetrik olarak yukarı ve aşağı çırpma hareketi gerçekleştiren NACA 0012 kanat profilini kullanarak kanat çırpma hareketiyle oluşan karmaşık girdap yapılarını ayrıntılı bir şekilde gözlemlemişlerdir. Liu ve Kawachi [26] ise 3B, sıkıştırılmaz, laminar Navier-Stokes denklemleri kullanarak böcek uçuşu üzerinde sayısal çalışmalar gerçekleştirmişlerdir. Dört kanada sahip olan güve böceğinin ön ve arka kanatlarını, havada asılı kalma durumunda gerçek çırpma hareketini taklit edecek şekilde modellemişler ve 3B karmaşık girdap yapılarını incelemişlerdir. Bu çalışmalar sonucunda düşük Reynolds sayılarındaki böcek uçuşunun, spiral LEV sayesinde daha gelişmiş bir kaldırma kuvveti mekanizmasına sahip olduğunu gözlemlemişlerdir.

Kanatların elastik özelliklerinin ihmal edilip edilmemesine göre rijit ve esnek kanat yapıları için literatürde çeşitli çalışmalar mevcuttur. Hu ve diğerleri [27], çalışmalarında 2B, rijit ve esnek kanatlarda gerçekleştirdikleri analizlerde rijit kanatta oluşan akış ayrılmasının esnek kanatlarda deformasyonun etkisiyle azaldığını ve tutunamama (*stall*) durumunun esnek kanatlarda yüksek hücum açılarında ertelendiğini görmüşlerdir. Cleaver ve diğerleri [28], sabit hücum açısındaki rijit ve esnek kanatlara sinüzoidal hareket tanımlayarak kanatların aerodinamik performanslarını karşılaştırmışlar ve bunun sonucunda elastik kanatların daha yüksek kaldırma kuvveti katsayılarına ulaştığını görmüşlerdir. Shyy ve diğerleri [29], kanat zar yapısındaki elastik özelliğin aerodinamik performans üzerindeki etkisini araştırmak için sabit kanatlı MHA'nın sayısal analizlerini gerçekleştirmişlerdir. Burada, akışkan-yapı etkileşimli analizlerle test sonuçları benzer çıkmış ve analizler sonucunda esnek yapıların tutunamama durumunda daha iyi performans gösterdiğini gözlemlemişlerdir. Aono ve diğerleri [30], tek serbestlik dereceli çırpma hareketi yapabilen alüminyum bir kanat kullanarak deneysel ve sayısal analizler gerçekleştirmişlerdir. Bu çalışmada 3B girdap oluşumlarını, akış hızı ile kanat deformasyonu karşılaştırmalarını ve varsayımsal esnek kanat çalışmalarıyla kanat esnekliğini uygun şekillerde ayarlayarak çırpın kanatların aerodinamik karakteristiklerini değiştirebilmeyi göstermişlerdir.

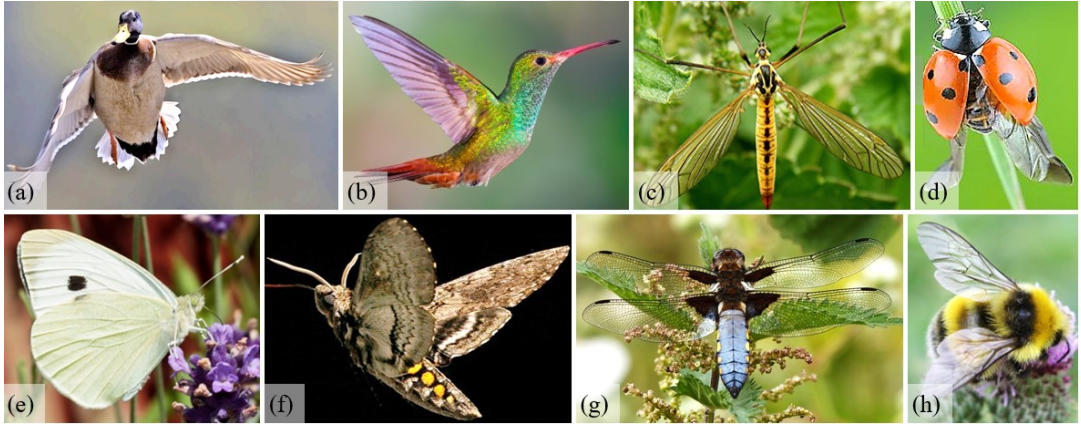
Uçuş esnasında böcek kanatları büyük ölçüde yapısal deformasyonlara maruz kalmaktadır. Burada, böcek kanatlarındaki damar yapıları önemli görev görmektedir. Literatürde böcek kanatlarındaki damar yapılarını inceleyen çalışmalar mevcuttur [31]-[35]. Combes ve Daniel [36], kanat açıklığı ve veter uzunluğu boyunca kanatların eğilmeye karşı gösterdiği direnci ölçerek kanattaki damar yapısı ve kanat esnekliği arasındaki ilişkiyi göstermişlerdir. Çalışmalarında 16 farklı böcek türünün kanatlarındaki damar yapılarını ele almışlardır. Buradaki ölçümlerde kanat açıklığı boyunca bükülme sertliğinin, kanat açıklığının küpüyle ölçeklendiğini; kanat veteri boyunca bükülme sertliğinin, veter uzunluğunun karesiyle ölçeklendiğini göstermişlerdir. Bu çalışmalar sonucunda kanat açıklığındaki bükülme sertliğinin veter boyunca oluşan bükülme sertliğinden 1 ila 2 kat daha büyük olduğunu görmüşlerdir. Ayrıca böcek kanadının SE modeli ile hücum kenarındaki damar yapılarının kanat açıklığı ve veter uzunluğu boyunca anizotropiyi oluşturmada oldukça önemli olduğunu belirtmişlerdir.

Combes ve Daniel [37], bir atmaca güvesinin kanat yapısını ele alarak akışkandan kaynaklı aerodinamik kuvvetlerin ve hızlı ivmelenmeden/yavaşlamadan kaynaklı ataletsel-elastik kuvvetlerin kanat bükülmesine etkilerini deneysel olarak incelemişlerdir. Burada gerçek bir güve kanadını motor düzeneğine bağlayarak gerçek frekans ve genliklerde kanat çırpma işlemi gerçekleştirmişler. Ayrıca güvenin ön kanadının damarlı yapısı için SE modelini oluşturmuşlar ve akışkan-dinamik kuvvetlerini dahil etmeden kanat deformasyonlarını tahmin edebilmeyi ve uçuş modellerini kolaylaştırabilmeyi sağlamışlardır.

Nakata ve Liu [38], havada asılı kalan atmaca güvesinin kanat yapılarından esinlenerek rijit ve esnek-damarlı kanatlar (ön-arka kanatlar birleştirilmiş) için hesaplamalı akışkanlar dinamiği ve hesaplamalı yapısal dinamik çözücülerıyla AYE analizlerini gerçekleştirmişlerdir. Böceğin gövdesini sabit tutarak kanatlara yükselme (*elevating*), dönme (*twisting*) ve süpürme (*sweeping*) hareketlerini tanımlamışlar ve bu şekilde böceğin ağırlığını dengeleyebilecek kaldırma kuvvetlerini elde etmişlerdir. Rijit ve düz kanatlarda daha fazla dikey aerodinamik kuvvet üretilmesine rağmen burada aerodinamik verimliliğin oldukça düşük olduğunu görmüşler ve elastik kanat yapılarındaki deformasyonun çırpın kanatlı böcek uçuşunda daha yüksek aerodinamik performans elde edilmesinde oldukça etkili bir durum olduğunu göstermişlerdir.

## 2. ÇIRPAN KANATLILARA GENEL BAKIŞ

Çırpın kanatlı mikro hava araçlarının geliştirilmesi için düşük Reynolds sayılarında uçan böcek ve kuşların kanatlarından ilham alınan çalışmalar oldukça önemlidir. Çırpın kanatlı canlılar, etrafı akışkan ile çevrili olan kanatların hareketlerine bağlı olarak aerodinamik kuvvetleri, kanatların yapı ve malzeme özelliklerine bağlı olarak da elastik kuvvetleri üretmektedir [36], [37]. Uçuş süresince bu kuvvetlerin dengesini sağlayarak çırpın kanatlı MHA'ların tasarlanması ve üretilmesi için böcek veya kuşların kanat morfolojisi ve kanat kinematığı göz önünde bulundurulmalıdır. Çırpın kanatlı kuş ve böceklerden bazıları Şekil 2.1'de gösterilmektedir.

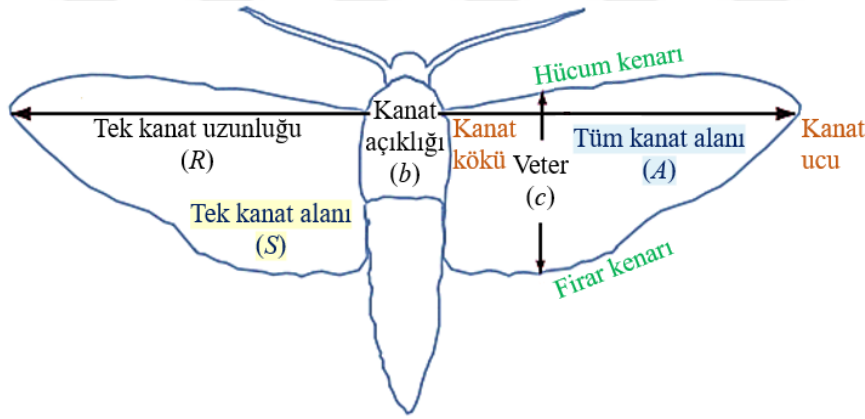


Şekil 2.1 : Çırpın kanatlı canlıların bazıları (a) Yeşilbaş [39] (b) Sinekkuşu [40] (c) Tipula sineği [41] (d) Uğurböceği [42] (e) Lahana kelebeği [43] (f) Atmaca güvesi [44] (g) Yusufçuk [45] (h) Yaban arısı [46].

Kanat morfolojisi kapsamında kanat açıklığı, veter uzunluğu, yüzey alanı, açıklık oranı gibi kanatların geometrik özellikleri incelenmektedir. Kanatların rijitlik, esneklik gibi malzemeye dayalı yapısal özellikleri ve düz, kamburlu, damarlı gibi geometriye dayalı yapısal özellikleri kanatların aeroelastik karakteristiği etkilemektedir. Kanat hareketliliği ise kanatların serbest akış hızına maruz kalıp (ileri uçuş) kalmamaları (havada asılı kalma) durumunda kanatların yunuslama, sapma, yalpalama gibi hareketlere sahip olmasıdır. Kanatların bu şekilde çevrelerindeki akışkan ile etkileşim halinde olması, bükülme (*bending*) ve burulma (*twisting*) gibi yapısal deformasyonlara yol açmaktadır. Bu sebeple tezin bu kısmında çırpın kanatların geometrik, yapısal ve kinematik özelliklerindeki temel kavramlar ayrıntılı bir şekilde ele alınmaktadır.

## 2.1 Geometrik Özellikler

Böcek ve kuşların kanat çırpma hareketiyle ürettikleri aerodinamik kuvvetler, kanatların morfolojik özelliklerine göre çeşitlilik göstermektedir. Bu özellikler kapsamında ele alınan temel geometrik kavramlar Şekil 2.2'deki gibi bir böcek kanadı üzerinde yer almaktadır. Burada, kanadın gövdeye bağlandığı kısım kanat kökü, gövdeye en uzak olan nokta da kanat ucu olarak adlandırıldığında kanadın uçları arasındaki uzaklık kanat açıklığı ( $b$ ) belirtmektedir. Kanadın ön tarafında akışkan ile ilk karşılaşan kenar hücum kenarı olarak adlandırılırken, kanadın arka tarafında akışkanın kanadı terk ettiği kenar ise firar kenarı olarak adlandırılmaktadır. Hücum ve firar kenarları arasındaki uzaklık ise veter uzunluğunu ( $c$ ) yani kanadın gövde doğrultusundaki genişliğini ifade etmektedir.



Şekil 2.2 : Böcek kanadı üzerinde geometrik kavramların gösterimi [47].

Böcek kanadında veter uzunluğu, kanat açıklığı boyunca aynı değildir. Bu nedenle hesaplamalarda ortalama aerodinamik veter uzunluğu ( $\bar{c}$ ) dikkate alınmaktadır. Ortalama veter uzunluğu ( $\bar{c}$ ) ile tek kanat uzunluğunun ( $R = b/2$ ) çarpımı sonucunda tek kanat alanı ( $S$ ) hesaplanmaktadır [Eşitlik (2.1)]. Kanat açıklığının ( $b$ ), ortalama veter uzunluğuna ( $\bar{c}$ ) oranı yani diğer bir ifadeyle kanat açıklığının karesinin ( $b^2$ ), kanada yukarıdan bakıldığında görülen toplam kanat alanına ( $A = 2S = \bar{c}b$ ) oranı boyutsuz bir özellik olan kanat açıklık oranını ( $AR$ ) vermektedir [Eşitlik (2.2)].

$$S = \int_0^R cdr = \bar{c}R \quad (2.1)$$

$$AR = \frac{b}{\bar{c}} = \frac{b^2}{A} \quad (2.2)$$

Gerçek böcek kanatlarının morfolojik özellikleriyle ilgili literatürde birtakım bilgiler mevcuttur. Sun ve Du [48], düşük Reynolds sayılarında havada asılı kalan böceklerin kaldırma ve güç gereksinimleri üzerine çalışmalar gerçekleştirmiş ve çeşitli böceklerin kanat özellikleri ile ilgili verileri toplamışlardır. Bu veriler, Çizelge 2.1’de gösterildiği gibi böcek kütlesi ( $m_b$ ), tek kanat kütlesi ( $m_w$ ), tek kanat uzunluğu ( $R$ ), ortalama aerodinamik veter uzunluğu ( $\bar{c}$ ), tek kanat alanı ( $S$ ), kanat açıklık oranı ( $AR$ ) ve boyutsuz ikinci alan momenti ( $r_2/R$ ) değerlerini içermektedir.

Çizelge 2.1 : Çeşitli böceklerin morfolojik verileri [48], [49].

<i>Türler</i>	$m_b$ [mg]	$m_w$ [mg]	$R$ [mm]	$\bar{c}$ [mm]	$S$ [mm <sup>2</sup> ]	$AR^*$ [-]	$r_2/R$ [-]
<i>Diptera</i> –							
Çift Kanatlılar:							
Meyve sineği	0,72	0,00086	2,02	0,67	1,36	6,00	0,596
Tipula sineği	11,4	0,24453	12,7	2,38	30,18	10,69	0,614
Çiçek sineği	27,3	0,17335	9,3	2,20	20,48	8,45	0,578
Lağım sineği	68,4	0,51300	11,4	3,19	36,89	7,05	0,543
<i>Coleoptera</i> –							
Kın Kanatlılar:							
Uğurböceği	34,4	0,49364	11,2	3,23	36,12	6,95	0,538
<i>Hymenoptera</i> –							
Zar Kanatlılar:							
Bal arısı	101,9	0,25475	9,8	3,08	30,14	6,37	0,566
Yaban arısı	175	0,45500	13,2	4,02	54,90	6,35	0,554
<i>Lepidoptera</i> –							
Pul Kanatlılar:							
Atmaca güvesi	1648	47,7096	51,9	18,26	947,80	5,68	0,525

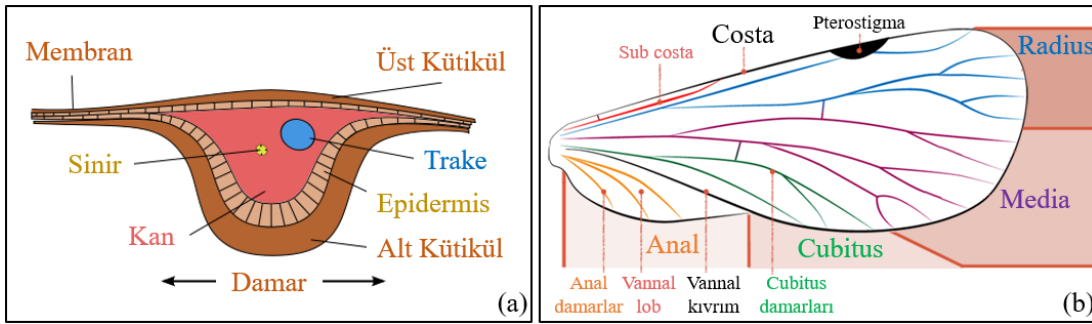
\* $AR$  yaklaşık değeri Eşitlik (2.2) kullanılarak hesaplanmıştır.

Kanatlarda kaldırma kuvvetinin üretilebilmesi, kanadın alt ve üst yüzeyleri arasındaki basınç farkı ile sağlanmaktadır. Eğer biyo-esinlenmiş çırpan kanat tasarımında kullanılacak bir kanat profili simetrik bir geometriye sahipse (kamburlu değilse) kanat yüzeylerindeki basınç dağılımları da simetrik olacağından kaldırma kuvveti üretilemeyecektir. Buradaki simetriyi bozabilmek için kanat geometrisinin belirli bir hücum açısı ile yerleştirilmesi ya da kanat geometrisine kamburluk sağlanması gerekmektedir. Burada hücum açısı, veter çizgisinin akış çizgileri ile yaptığı açıyı belirtmektedir. Hücum açısı arttıkça kaldırma kuvveti de bir noktaya kadar artmakta daha sonra azalmaya başlamaktadır. Kaldırma kuvvetinin azalmaya başladığı bu bölge ise tutunamama bölgesi (*stall*) olarak adlandırılmaktadır.

## 2.2 Yapısal Özellikler

Omurgasız hayvanlar grubunda böcekler dışında hiçbir canlıda kanat yapısı bulunmamakla beraber böcek kanatları diğer canlılarda rastlanılmayan farklı bir kanat yapısına sahiptir. Bu sebeple böcek uçuşundan esinlenerek geliştirilmek istenen çırpan kanatlı MHA tasarımlarında böcek kanatlarının damarlanma durumu, sayısı, boyutu, ağırlığı, esnekliği gibi yapısal özellikleri ayrıntılı olarak incelenmektedir. Bazı böcek kanatları için boyut ve ağırlık bilgileri Çizelge 2.1’de ele alınmıştır. Bu kısımda ise diğer yapısal özellikler hakkında temel bilgilere yer verilmektedir.

Böcek kanatlarının yapısına bakıldığında temel olarak Şekil 2.3(a)’da gösterildiği gibi iki membran ve bunların arasındaki damardan oluştuğu görülmektedir. Burada, ince tabakayı destekleyen damar yapısı, çizgi şeklinde kalınlaşmış, kuvvetli yapılar olup kanatların boyuna ve enine dağılım göstermektedir. Boyuna damarlar içerisinde trake, sinir ve vücut sıvısı (kan) taşınmakta ve enine damarlar ise bu uzun damarları birbirine bağlamaktadır. Bu şekilde damarların boyuna ve enine dağılımları ile bağlandığı kenarlar göz önünde bulundurularak Şekil 2.3(b)’de belirtildiği gibi kanat üzerinde bölümler oluşmaktadır. Burada, kanadın ön kenarını oluşturan dallanmamış, basit damarlı yapı *costal kenar*; arka kenarı oluşturan basit damarlı yapı ise *anal kenar* olarak adlandırılmaktadır. Ayrıca kanat üzerinde, her tarafı damarlarla sınırlandırılmış *kapalı hücreler* ve bir veya birkaç kenarı damarlarla sınırlandırılmış *açık hücreler* bulunmaktadır [50].



Şekil 2.3 : (a) Böcek kanadındaki membran ve damar yapısı (b) Kanattaki damarlanmaya göre ayrılan bölgeler [51].

Kanatlı böceklerden bazıları kanatlarını katlayamazken, karmaşık damar yapısına sahip bazı böcekler kanatlarını arkaya doğru katlayabilmektedir. Kanatlı böcek türleri sınıflandırılırken hem kanatlarını katlayabilme durumlarına hem de kanatlarını oluşturan zar, parşömen, kitinsel, derimsi ve pullu gibi kanat yapılarına bakılmaktadır.



Kanatlı böceklerin bazılarında bir çift kanat bulunurken bazıları iki çift kanada sahip olmaktadır. İki çift kanadı olan böcekler, ön ve arka kanatların tutunmasını ve beraber hareket etmesini sağlayan yapılara sahip olup bu şekilde aerodinamik açıdan daha uygun bir yapı kazanmaktadır. Bazı türler ise ön ve arka kanatlarını birlikte aşağı ve yukarı çırparken havada 8 şeklini çizmekte ve bu sayede havada asılı kalabilmektedir. Kanatlar aşağıya doğru çırpıldığında yukarıya doğru bükülme, yukarıya doğru çırpıldığında ise aşağıya doğru bükülme gerçekleşmektedir. Ayrıca yusufçuk böcekleri gibi bazı türler, ön ve arka kanatlarını bağımsız olarak hareket ettirebilme, ileri ya da geri uçabilme ve havada asılı kalabilme yeteneklerine sahiptir. Bunun gibi iki çift kanadı olan böceklerin ikinci çift kanatları ise genellikle zar yapısındadır ve yapıdaki değişiklikler genellikle kanadın ön kanat çiftinde meydana gelmektedir [50].

Uçan böcekler, kanatlarının çırpmasını ve manevra yapmasını sağlayan aerodinamik kuvvetleri üretirken kanatlarında yüksek elastik deformasyonlar oluşmaktadır. Böcek kanatlarının yapısal deformasyonlara uğraması, kanat malzemesinin ve kanat geometrisinin bir fonksiyonu olan yapısal sertlik ( $EI$ ) özelliklerine göre değişiklik göstermektedir. Buradaki  $E$ , Young (elastisite) modülünü yani aerodinamik yükler altındaki kanatların bükülmeye karşı koymak amacıyla kanat malzemesi tarafından gösterilen direnci belirtirken;  $I$ , ikinci alan momentini yani kanat geometrisi tarafından üretilen sertliği ifade etmektedir. Malzemenin mekanik özelliklerinden biri olan Young modülü ( $E$ ), Hooke kanununa göre ifade edildiğinde normal gerilme ( $\sigma$ ) ve birim uzama ( $\varepsilon$ ) arasındaki oranı vermektedir [Eşitlik (2.3)]. Young modülünün yüksek olması, yapıdaki birim şekil değişiminin küçük olduğunun yani malzemenin daha rijit bir malzeme olduğunun göstergesidir. İkinci alan momentini ( $I$ ) ise Eşitlik (2.4)'te belirtildiği gibi kanadın eni ( $\bar{c}$ ) ve kalınlığın küpü ( $t_w^3$ ) ile orantılıdır. Burada statik sapmayı ( $\delta$ ) elde edebilmek için izotropik bir malzemeye uygulanan yükün ( $F$ ) ve uzunluğun küpünün ( $L^3$ ) yapısal sertliğe ( $EI$ ) oranı kullanılmaktadır [Eşitlik (2.5)].

$$E = \frac{\sigma}{\varepsilon} \quad (2.3)$$

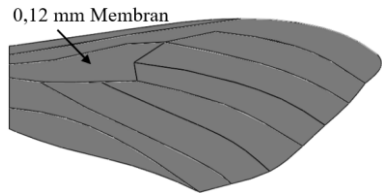
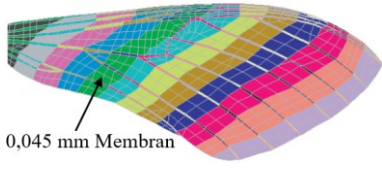
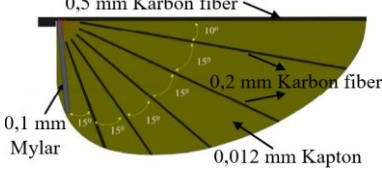
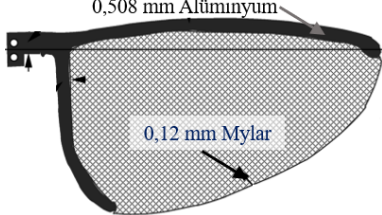
$$I = \frac{\bar{c} t_w^3}{12} \quad (2.4)$$

$$\delta = \frac{FL^3}{3EI} \quad (2.5)$$

Malzemelerin gerilme ve yer değiştirme özelliklerinin belirlenmesinde Poisson oranı adı verilen, malzemeye bağlı bir sabit de kullanılmaktadır. 0 ila 0,5 aralığında olan Poisson oranının yüksek olması, malzemenin küçük miktarlarda gerilmeye maruz kaldığında bile büyük bir elastik deformasyon sergilediğini göstermektedir. Örneğin, Şekil değiştirmenin oldukça az olduğu mantar malzemesinde  $\nu \approx 0$  iken, kauçuk malzemesinde  $\nu \approx 0,5$  olup hacim değişmesi yaklaşık olarak sıfırdır. Metallerde bu oran 0,3 civarında olup gerçek böcek kanadı malzemesinde ise 0,495 gibi oldukça yüksek oranlara ulaşmaktadır.

Biyo-esinlenmiş çırpan kanat çalışmalarında, kanat yapısının yanısıra kanat membranı ve damar yapısı modellenirken kullanılan bazı malzemeler ile malzeme yoğunlukları ( $\rho_m$ ), Young modülü ( $E$ ) ve Poisson oranları ( $\nu$ ) Çizelge 2.2’de gösterilmiştir. Böylece, bazı çalışmalarda membran ve damar malzemelerinde gerçek böcek kanadı malzemelerinden ilham alındığı, bazı çalışmalarda ise membran malzemesi olarak Mylar ve Kapton, damar malzemesi olarak da karbon fiber ve alüminyum gibi malzemelere yer verildiği görülmüştür.

Çizelge 2.2 : Çırpan kanat modellerinde kullanılan bazı malzemeler.

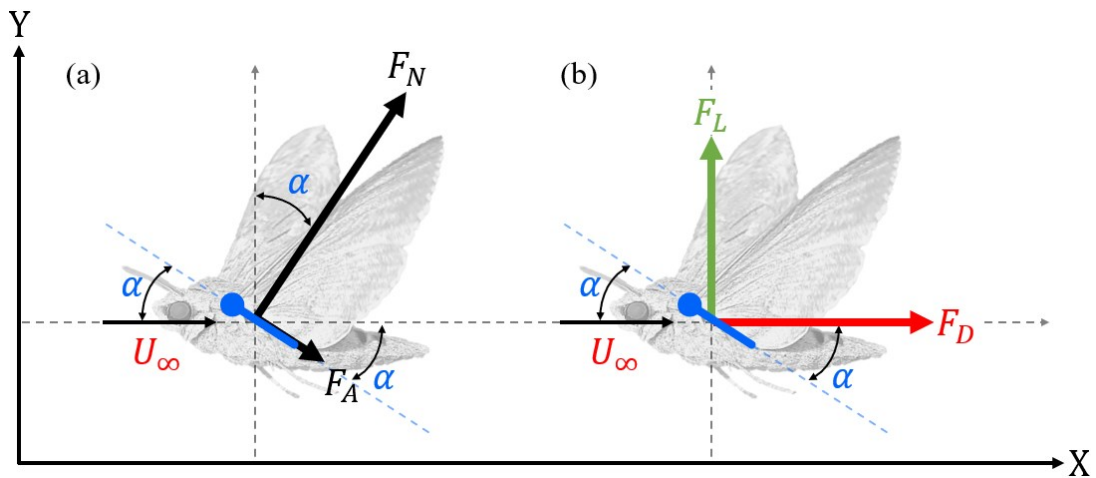
Malzeme	$\rho_m$ [kgm <sup>-3</sup> ]	$E$ [GPa]	$\nu$ [-]	Kanat Modeli	Kaynak
Membran	2300	1,9	0,495		[33]
Damar	2300	3,7	0,495		
Membran	1200	0,047- 4,5	0,49		[37]
Damar	1200	190- 18000	0,49		
Mylar	1400	2,6	-		[52]
Kapton	1390	0,75	-		
Karbon fiber	1600	70	-		
Mylar	1250	7	0,25		[53]
Alüminyum	2400	60	0,33		

## 2.3 Kinematik Özellikler

Uçan böcek ve kuşların kanatlarını çırpmasıyla beraber etrafındaki hava akımı ile temas oluşarak bir kuvvet dengesi meydana gelmektedir. Örneğin, yer çekimi etkisiyle aşağı yönde böceğin kütlelerinden kaynaklanan bir ağırlık kuvveti oluşurken yukarı yönde bir kaldırma kuvveti oluşmakta, serbest akış hızının geldiği yönde bir sürüklenme kuvveti oluşurken de bunu dengeleyen tersi yönde bir itme kuvveti oluşmaktadır. Kaldırma kuvvetinin böceğin ağırlığından fazla olması ve itme kuvvetinin de sürüklenme kuvvetinden büyük olması durumunda böcek ileriye doğru bir uçuş sergilemektedir. Kanat çırpma düzlemi yataya yaklaştığında ise bu ileri doğru hareket azalmaktadır. Eğer akışkandan gelen bir hız da yoksa, sürüklenme ve itme kuvvetlerinin birbirini dengelemesi ve kaldırma kuvvetinin de böceğin ağırlığını kaldıracak yeterlilikte olması durumunda böcek havada asılı kalabilmektedir.

### 2.3.1 İleri uçuş (*Forward flight*)

Böceklerde ileri uçuşun aerodinamik analizi için bütün kuvvetlerin dengesi ele alınmalıdır. Bu hususta, böceğin gövde ağırlığını destekleyebilecek bir kaldırma kuvvetinin üretilmesi ve böceğin gövdesine etki eden sürüklenme kuvvetinin üstesinden gelebilecek bir itme kuvvetinin oluşması böceğin ileri uçuşunda oldukça önemli bir rol oynamaktadır. Şekil 2.4'te, böceğin kanat profiline paralel ve dik etki eden aksenal ve normal kuvvetler [Şekil 2.4(a)] ile hava akışına paralel ve dik etki eden sürüklenme ve kaldırma kuvvetlerinin [Şekil 2.4(b)] yönleri gösterilmektedir. Hücüm açısı ( $\alpha$ ), kanat veteri ile serbest akış çizgileri arasındaki açıyı ifade etmektedir.



Şekil 2.4 : Belirli bir hücüm açısında ( $\alpha$ ) serbest akış hızına ( $U_\infty$ ) maruz kalan böcek kanadının ileri uçuştaki (a) aksenal ( $F_A$ ) ve normal ( $F_N$ ) kuvvetleri, (b) sürüklenme ( $F_D$ ) ve kaldırma ( $F_L$ ) kuvvetleri.

Şekil 2.4'te belirtilen sürüklenme kuvveti, uçan böceğin gövdesi üzerindeki hava akışına paralel olarak etki eden bir aerodinamik kuvvet şeklinde tanımlanırken; kaldırma kuvveti de sürüklenme kuvvetine dik olarak etki eden bir aerodinamik kuvvet şeklinde tanımlanır ve bu kuvvetler serbest akış hızının karesiyle ( $U_\infty^2$ ) orantılıdır.

Eşitlik (2.6) ve Eşitlik (2.7)'de sırasıyla sürüklenme ( $F_D$ ) ve kaldırma kuvvetlerinin ( $F_L$ ) formülleri gösterilmekte ve ayrıca belirli bir hücum açısında ( $\alpha$ ) bu kuvvetlerin eksenel ( $F_A$ ) ve normal kuvvetler ( $F_N$ ) ile geometrik ilişkileri verilmektedir:

$$F_D = \frac{1}{2} C_D \rho_f U_\infty^2 S = F_A \cos \alpha + F_N \sin \alpha \quad (2.6)$$

$$F_L = \frac{1}{2} C_L \rho_f U_\infty^2 S = -F_A \sin \alpha + F_N \cos \alpha \quad (2.7)$$

burada  $C_D$  ve  $C_L$  sürüklenme ve kaldırma kuvvetlerinin katsayılarını,  $\rho_f$  akışkanın yoğunluğunu,  $U_\infty$  serbest akış hızını,  $S$  ise tek kanat alanını ifade etmektedir.

Böceklerdeki ileri uçuşun aerodinamik analizi için ayrıca uygun Reynolds sayılarında kanatların aerodinamik karakteristiğinin incelenmesi oldukça önemlidir. Reynolds sayısı ( $Re$ ), atalet kuvvetlerinin viskozite kuvvetlerine oranını veren boyutsuz bir parametre olup ileri uçuştaki Reynolds sayısı Eşitlik (2.8) kullanılarak hesaplanır:

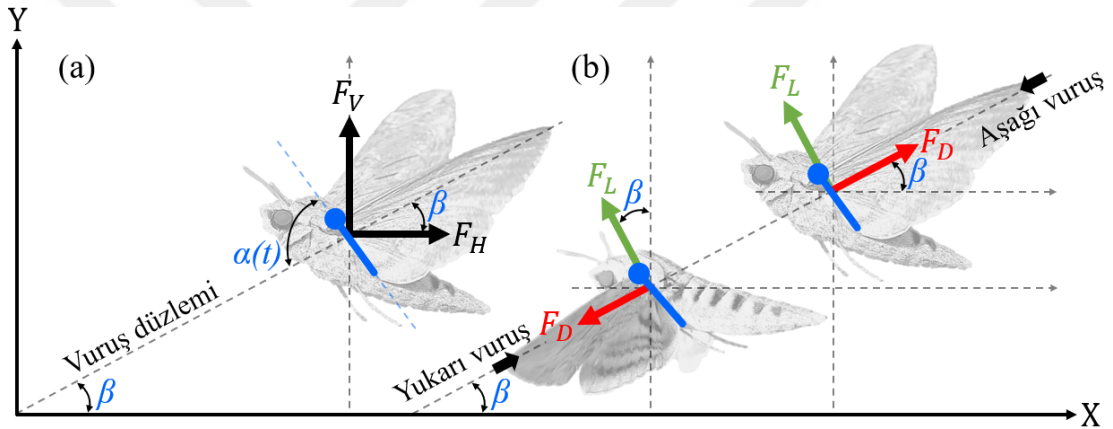
$$Re = \frac{\rho_f U_\infty \bar{c}}{\mu} \quad (2.8)$$

burada  $\rho_f$ ,  $U_\infty$  ve  $\mu$  sırasıyla akışkanın yoğunluğunu, hızını ve dinamik viskozitesini gösterirken,  $\bar{c}$  ise ortalama aerodinamik veter uzunluğunu temsil etmektedir.

### 2.3.2 Havada asılı kalma (*Hovering*)

Çırpan kanatlı MHA uygulamalarında, özellikle böcekler tarafından gerçekleştirilen havada asılı uçuştaki düşük Reynolds sayılı aerodinamik karakteristikler geniş çapta dikkate alınmaktadır [25]. Havada asılı kalma durumu, bir serbest akış hızı olmadan gövdenin uzayda sabit olmasıdır [54]. Herhangi bir serbest akış hızı olmadığından akışkanın hareketi kanatların saf-yunuslama, saf-dalma ve yunuslama-dalma gibi hareketlerine bağlıdır [55], [56]. Bu hareketler de *clap-fling* mekanizması, yatay vuruş düzlemi, eğimli vuruş düzlemi veya dikey vuruş düzlemi kullanılarak dört farklı yöntemle gerçekleştirilebilir [57].

Havada asılı durum için kuvvet dengesi göz önünde bulundurulduğunda, böceğin gövde ağırlığını dengeleyebilecek şekilde bir dikey kuvvetin üretilmesi ve ortalama yatay kuvvetin de sıfır olması gerekmektedir. Şekil 2.5’te, koordinat düzleminin yatay ( $X$ ) ve dikey ( $Y$ ) eksenlerindeki yatay ve dikey aerodinamik kuvvetler [Şekil 2.5(a)] ile böcek kanadının çırpma hareketini gerçekleştirdiği vuruş düzlemine paralel ve dik etki eden sürüklenme ve kaldırma kuvvetlerinin [Şekil 2.5(b)] yönleri gösterilmektedir. Belirli bir vuruş düzlemi boyunca havada asılı kalan bir böcek için aşağı ve yukarı vuruş süresince üretilen bu aerodinamik kuvvetler kanat çırpma frekansı, vuruş düzlemi açısı, yunuslama açısı ve vuruş genliği gibi çeşitli uçuş parametrelerine bağlıdır. Vuruş düzlemi açısı ( $\beta$ ), kanat vuruş düzlemi ile yatay eksen arasındaki açıyı belirtirken; yunuslama açısı [ $\alpha(t)$ ], kanat veteri ile vuruş düzlemi arasındaki açıyı ifade etmektedir.



Şekil 2.5 : Belirli bir vuruş düzlemi açısında ( $\beta$ ) havada asılı durumdaki böcek kanadının (a) yatay ( $F_H$ ) ve dikey ( $F_V$ ) aerodinamik kuvvetleri, (b) sürüklenme ( $F_D$ ) ve kaldırma ( $F_L$ ) kuvvetleri.

Şekil 2.5’te belirtilen sürüklenme kuvveti, havada asılı durumdaki böceğin kanat çırpma düzlemine paralel şekilde etki eden bir aerodinamik kuvvet olarak tanımlanırken; kaldırma kuvveti de sürüklenme kuvvetine dik şekilde etki eden bir aerodinamik kuvvet olarak tanımlanmaktadır. Buradaki sürüklenme kuvveti, kanat hareketinin tersi yönde etki etmekte yani kanat aşağı vuruş hareketi gerçekleştirdiğinde yukarı yönde sürüklenme kuvveti oluşurken, kanat yukarı vuruş hareketi gerçekleştirdiğinde aşağı yönde sürüklenme kuvveti oluşmaktadır. Burada akışkandan gelen bir hız olmadığından kanadın dönüş hızıyla alakalı olarak bir referans hız ( $U_{ref}$ ) kavramı kullanılmakta ve oluşan aerodinamik kuvvetler de referans hızın karesiyle ( $U_{ref}^2$ ) orantılı olmaktadır.

Eşitlik (2.9) ve Eşitlik (2.10)'da sırasıyla sürüklenme ( $F_D$ ) ve kaldırma kuvvetlerinin ( $F_L$ ) formülleri gösterilmekte ve ayrıca belirli bir vuruş düzlemi açısında ( $\beta$ ) bu kuvvetlerin yatay ( $F_H$ ) ve dikey aerodinamik kuvvetler ( $F_V$ ) ile geometrik ilişkileri verilmektedir:

$$F_D = \frac{1}{2} C_D \rho_f U_{ref}^2 S = -F_H \cos\beta - F_N \sin\beta \quad \nearrow \text{ yukarı vuruş} \quad (2.9a)$$

$$F_D = \frac{1}{2} C_D \rho_f U_{ref}^2 S = F_H \cos\beta + F_N \sin\beta \quad \searrow \text{ aşağı vuruş} \quad (2.9b)$$

$$F_L = \frac{1}{2} C_L \rho_f U_{ref}^2 S = -F_H \sin\beta + F_N \cos\beta \quad (2.10)$$

burada  $C_D$  ve  $C_L$  sürüklenme ve kaldırma kuvvetlerinin katsayılarını,  $\rho_f$  akışkanın yoğunluğunu,  $S$  ise tek kanat alanını ifade etmektedir. Referans hız ( $U_{ref}$ ) ise kanat çırpma frekansına ( $f$ ), vuruş genliğine ( $\phi$ ) ve kanat alanının ikinci dereceden momentinin yarıçapına ( $r_2$ ) bağlı olarak Eşitlik (2.11) ile hesaplanmaktadır. Havada asılı kalma durumu için Reynolds sayısı ( $Re$ ) ise referans hız ( $U_{ref}$ ) kullanılarak elde edilmektedir [Eşitlik (2.12)].

$$U_{ref} = 2f\phi r_2 \quad (2.11)$$

$$Re = \frac{\rho_f U_{ref} \bar{c}}{\mu} \quad (2.12)$$

Sun ve Du [48] tarafından, daha önce Çizelge 2.1'deki gibi morfolojik özellikleri belirtilen gerçek böcek kanatlarının, düşük Reynolds sayılarında ( $<10^4$ ) havada asılı kalma durumları için kinematik verileri ise Çizelge 2.3'te gösterilmiştir. Burada böceklerin kanat çırpma frekanslarına ( $f$ ), vuruş genliklerine ( $\phi$ ) ve kanat alanının ikinci dereceden momentinin yarıçaplarına ( $r_2$ ) bağlı olarak referans hızları ( $U_{ref}$ ); kinematik viskozitelerine ( $\mu/\rho_f$ ), ortalama aerodinamik veter uzunluklarına ( $\bar{c}$ ) ve referans hızlarına ( $U_{ref}$ ) bağlı olarak da Reynolds sayıları ( $Re$ ) elde edilmiştir. Hesaplanan referans hız değerlerinin  $5 \text{ ms}^{-1}$ 'den az olduğu ve Reynolds sayılarının da 4000'den küçük olduğu göze çarpmıştır. Bazı böceklerin kanatlarını saniyede 26,3 kez çırpabildiği, bazılarının ise saniyede 254 kez gibi oldukça yüksek frekansta kanat çırpma hareketi gerçekleştirdiği görülmüştür.

Çizelge 2.3 : Çeşitli böceklerin kinematik verileri [48].

<i>Türler</i>	$f$ [s <sup>-1</sup> ]	$\phi$ [°]	$r_2$ [x10 <sup>-3</sup> m]	$U_{ref}$ [ms <sup>-1</sup> ]	$\mu/\rho_f$ [m <sup>2</sup> s <sup>-1</sup> ]	$\bar{c}$ [x10 <sup>-3</sup> m]	$Re$ [-]
<i>Diptera –</i>							
Çift Kanatlılar:							
Meyve sineği	254	150	1,204	1,60	1,44x10 <sup>-5</sup>	0,67	75
Tipula sineği	45,5	123	7,798	1,52	1,44x10 <sup>-5</sup>	2,38	251
Çiçek sineği	160	90	5,375	2,68	1,44x10 <sup>-5</sup>	2,20	413
Lağım sineği	157	109	6,190	3,70	1,44x10 <sup>-5</sup>	3,19	832
<i>Coleoptera –</i>							
Kın Kanatlılar:							
Uğurböceği	54	177	6,026	2,01	1,44x10 <sup>-5</sup>	3,23	450
<i>Hymenoptera –</i>							
Zar Kanatlılar:							
Bal arısı	197	131	5,547	5,00	1,44x10 <sup>-5</sup>	3,08	1067
Yaban arısı	155	116	7,313	4,59	1,44x10 <sup>-5</sup>	4,02	1326
<i>Lepidoptera –</i>							
Pul Kanatlılar:							
Atmaca güvesi	26,3	121	27,247	3,04	1,44x10 <sup>-5</sup>	18,26	3852

### 2.3.3 Aerodinamik Kuvvet Katsayıları

Aerodinamik kuvvet sonuçlarını karşılaştırmada kuvvetleri boyutsuz (*non-dimensional*) hale getirmek önemli bir husustur. Bunun için aerodinamik kuvvetler ( $F$ ) ile akışkanın yoğunluğu ( $\rho_f$ ), hızı ( $U$ ) ve tek kanat alanı ( $S$ ) oranlanarak aerodinamik kuvvet katsayıları ( $C_F$ ) elde edilmektedir.

$$C_F = \frac{F}{\frac{1}{2}\rho_f U^2 S} \quad (2.13)$$

Burada ileri uçuş durumu söz konusu ise serbest akış hızı ( $U_\infty$ ) kullanılmakta, havada asılı durum söz konusu ise referans hız ( $U_{ref}$ ) dikkate alınmaktadır. Ayrıca aerodinamik kuvvet ( $F$ ) adı altında; yatay aerodinamik kuvvet ( $F_H$ ), dikey aerodinamik kuvvet ( $F_V$ ), kenar aerodinamik kuvvet ( $F_S$ ), sürüklenme kuvveti ( $F_D$ ) ve kaldırma kuvveti ( $F_L$ ) yazılabilmekte ve sırasıyla da yatay aerodinamik kuvvet katsayısı ( $C_H$ ), dikey aerodinamik kuvvet katsayısı ( $C_V$ ), kenar aerodinamik kuvvet katsayısı ( $C_S$ ), sürüklenme kuvveti katsayısı ( $C_D$ ) ve kaldırma kuvveti katsayısı ( $C_L$ ) değerleri hesaplanabilmektedir.

Aerodinamik kuvvet katsayılarına ek olarak basınç kuvvetlerini de boyutsuz hale getirmek amacıyla Eşitlik (2.14) kullanılmaktadır. Basınç katsayısı ( $C_p$ ), genel bir ifadeyle statik basıncın ( $P - P_\infty$ ) dinamik basınca ( $\frac{1}{2}\rho_f U^2$ ) oranını belirtmektedir. Buradaki atmosfer basıncı ( $P_\infty$ ) 101325 Pa olarak kabul edilmektedir. Hız ( $U$ ) için ileri uçuş durumu söz konusu ise serbest akış hızı ( $U_\infty$ ) kullanılmakta, havada asılı durum söz konusu ise referans hız ( $U_{ref}$ ) dikkate alınmaktadır.

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2}\rho_f U^2} \quad (2.14)$$

HAD yöntemiyle gerçekleştirilen aerodinamik analizlerde, aerodinamik kuvvet katsayılarının ve basınç dağılımlarının incelenmesine ilaveten girdap oluşumları da ele alınmaktadır. Girdap konturlarını boyutsuz olarak değerlendirmek amacıyla da Z-girdap ( $\omega_Z$ ) değerleri, hızın ( $U$ ) ortalama aerodinamik veter uzunluğuna ( $\bar{c}$ ) oranı şeklinde yazılarak boyutsuz Z-girdap ( $\omega_{ND}$ ) değerleri elde edilmektedir [Eşitlik (2.15)].

$$\omega_{ND} = \omega_Z \frac{\bar{c}}{U} \quad (2.15)$$

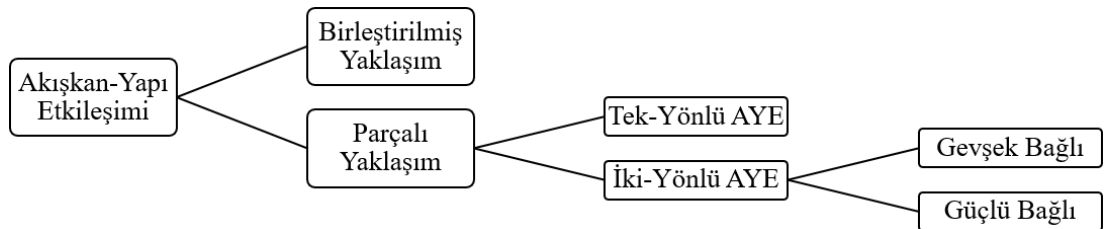


### 3. AKIŞKAN-YAPI ETKİLEŞİMİNDE SAYISAL YÖNTEMLER

Teknolojinin gelişmesiyle beraber, daha hızlı ve aynı anda daha çok çözüme ulaşmak kolaylaşmıştır. Aeroelastik analizlerde de akışkan-yapı etkileşimi (AYE) yöntemi kullanılarak, bilgisayar ortamında hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) ve sonlu elemanlar (SE) analizlerinin beraber gerçekleştirilebilmesi ile daha hızlı ve gerçeğe yakın simülasyonların elde edilmesi sağlanmıştır. Bu kısımda AYE analizlerinin farklı yöntemleri ile beraber HAD ve SE yöntemleri anlatılmıştır.

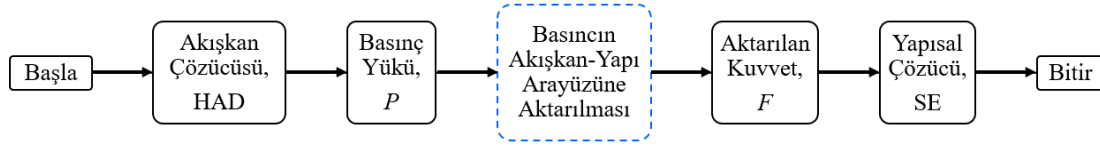
#### 3.1 Tek-Yönlü ve İki-Yönlü Akışkan-Yapı Etkileşimi (AYE) Yöntemleri

Şekil 3.1'deki şemada gösterildiği gibi akışkan-yapı etkileşimi analizleri temel olarak iki farklı yaklaşımla gerçekleştirilmektedir. Bu yaklaşımlardan biri birleştirilmiş yaklaşım (*monolithic approach*), diğeri ise parçalı yaklaşım (*partitioned approach*) şeklindedir. Birleştirilmiş yaklaşımda, akışkan ve yapısal çözümler bir bütün olarak ele alınıp oluşturulan büyük matrisin çözümüyle HAD ve SE analizlerinin sonuçları elde edilmektedir. Bu yaklaşımla yapılan analizler daha gerçekçi olmasına rağmen analizlerin çözüme ulaşması oldukça fazla zaman almaktadır. Bu sebeple AYE analizlerinde daha sık kullanılan ve daha az zaman alan parçalı yaklaşım geliştirilmiştir. Parçalı yaklaşımda ise akışkan ve yapısal çözümler ayrı ayrı ele alınarak belirli zaman adımlarında çözümler arasında veri alışverişi sağlanmaktadır. Buradaki veri alışverişinin tek yönlü ve iki yönlü olarak gerçekleşmesine göre de tek yönlü ve iki-yönlü AYE analizleri yapılmaktadır.



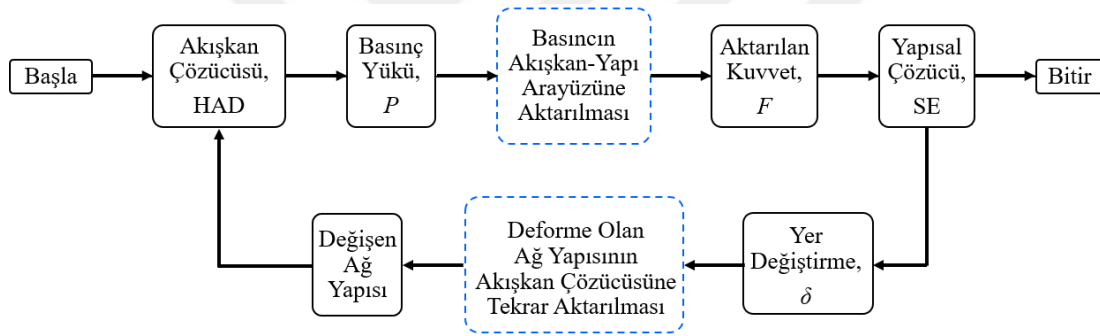
Şekil 3.1 : Akışkan-yapı etkileşimi (AYE) yöntemleri.

Tek-yönlü AYE yöntemi, akışkan çözücüsündeki (HAD) basınç yüklerinin ( $P$ ) yapısal çözücüye (SE) kuvvet ( $F$ ) olarak aktarılmasıyla geometrideki deformasyonun elde edildiği ve bu deformasyonun akışkan çözücüsündeki etkisinin göz ardı edildiği AYE yöntemidir (Şekil 3.2).



Şekil 3.2 : Tek-yönlü akışkan-yapı etkileşimi analiz şeması.

İki-yönlü AYE yöntemi ise yapısal çözücünden (SE) elde edilen yer değiştirmenin ( $\delta$ ) ağ yapısını değiştirmesiyle yeni oluşan geometrinin tekrar akışkan çözücüsüne aktarıldığı ve bu şekilde deformasyonun akışkan çözücüsündeki (HAD) etkisinin de hesaba katıldığı AYE yöntemidir (Şekil 3.3).



Şekil 3.3 : İki-yönlü akışkan-yapı etkileşimi analiz şeması.

İki-yönlü AYE yönteminde akışkan ve yapısal çözücüler arasındaki veri aktarımı her adımda kontrol edilebilmektedir. Akışkan ve yapısal çözücülerdeki ağ yapıları birbirleriyle uyumlu olmamasına rağmen her adımda veri aktarımının kontrolü ve yakınsanabilirliği önemseniyorsa buradaki iki-yönlü AYE analizleri Güçlü Bağlı (*Strongly Coupled*) olarak gerçekleşmektedir. Eğer veri aktarımının kontrolü ve yakınsanabilirliği önemsenmiyorsa yani düğüm noktaları arasında interpolasyon söz konusu ise iki-yönlü AYE analizleri Gevşek Bağlı (*Loosely Coupled*) olarak uygulanmaktadır. Mevcut çalışmada parçalı yaklaşımla hem tek-yönlü hem de iki-yönlü AYE yöntemleri kullanılmakta olup iki-yönlü AYE analizleri güçlü bağlı yaklaşımla gerçekleştirilmektedir.

### 3.2 Akışkan Analizi için Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) Yöntemi

Akış, ısı, tepkime gibi problemleri bilgisayar destekli simülasyonlar aracılığıyla çözmek için kullanılan Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yöntemi; hava araçları aerodinamiği, gemi hidrodinamiği, motor ve gaz türbinlerin yanma odaları, kanların damarlardan akışı gibi çok farklı ve çok çeşitli alanlarda uygulanabilmektedir [58]. Akış problemlerinin sayısal analizlerle çözümünde kullanılan HAD yöntemi, akışkanların kendi içlerinde ve etrafındaki yüzeylerle etkileşimlerini kapsamaktadır. Bu tez çalışmasında da zamandan bağımsız ve zamana bağlı HAD yöntemleriyle akışkan analizleri gerçekleştirilerek, böcek kanatlarının bir akışkan (hava) ile teması sonucunda meydana gelen aerodinamik kuvvetlerin ve katsayılarının hesaplanması, basınç ve girdap gibi oluşumların simüle edilmesi amaçlanmaktadır.

HAD yöntemindeki kodlamalar akış problemlerini çözebilecek sayısal algoritmalarla oluşmaktadır. Bu kodlar ön-işlemci (*pre-processor*), çözücü (*solver*) ve son-işlemci (*post-processor*) şeklinde üç temel unsur içermektedir [58]. Ön-işlemcide hesaplama alanı (akış alanı) oluşturularak geometri tanımlanmakta ve modellenen hacim çok sayıda küçük, alt hacimlere (ağ, *mesh*) bölünerek akışkan özellikleri ve sınır koşulları girilmektedir. Çözücüde sonlu fark, sonlu elemanlar ve spektral yöntemler gibi üç farklı çözüm tekniği bulunmaktadır. Burada özel bir sonlu fark tekniği olan sonlu hacim yöntemi ön plana çıkmakta ve karmaşık, doğrusal olmayan problemler için iteratif bir yaklaşım tercih edilmektedir. Bu yaklaşımla en çok kullanılan çözüm prosedürlerinden biri ise basınç ve hız arasındaki bağlantının doğru bir şekilde sağlanabileceği SIMPLE (*Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations*) algoritmasıdır. Son-işlemcide çok yönlü veri görselleştirme araçları bulunmakta ve sonuçların ayrıntılı değerlendirilmesi sağlanmaktadır.

Doğadaki gerçek böcek kanatlarından esinlenen bu çalışmada, böceklerin uçuş rejiminde olduğu gibi düşük Reynolds sayılarında ( $<10^4$ ) aerodinamik karakteristikleri incelemek amacıyla ANSYS/Fluent sonlu hacim çözücüsü kullanılarak HAD analizleri yapılmaktadır. Buradaki düşük Reynolds sayısı göz önünde bulundurularak akışın laminer olduğu kabul edilmektedir. Akışkanın yoğunluğu sabit tutulduğunda sıkıştırılamaz, 3B süreklilik denklemi Eşitlik (3.1)'de verilmekte ve yoğunluk zamana bağlı durumlarda da değişmeyeceği için bu eşitlik hem zamana bağlı hem de zamandan bağımsız HAD analizlerinin korunum denklemlerinde kullanılabilir:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (3.1)$$

burada  $u$ ,  $v$  ve  $w$  hız vektörünün sırasıyla  $x$ ,  $y$  ve  $z$  yönlerindeki bileşenlerini ifade etmektedir. Bu kapsamda kütle ve momentumun korunduğu HAD analizlerinde yönetici denklemler olarak 3B, sıkıştırılmaz, laminar, zamana bağlı Navier-Stokes denklemleri Eşitlik (3.2)-(3.4)'te gösterilmektedir:

$$\rho_f \left( \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \mu \left( \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) \quad (3.2)$$

$$\rho_f \left( \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \mu \left( \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) \quad (3.3)$$

$$\rho_f \left( \frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right) = -\frac{\partial p}{\partial z} + \mu \left( \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) \quad (3.4)$$

burada  $\rho_f$  ve  $\mu$  sırasıyla akışkanın yoğunluğunu ve dinamik viskozitesini,  $p$  basıncı,  $t$  ise zamanı belirtmektedir. Zamandan bağımsız HAD analizleri için ise zaman terimi ( $t$ ) ihmal edilerek Eşitlik (3.2)-(3.4)'teki yönetici denklemler Eşitlik (3.5)-(3.7)'de belirtilen 3B, sıkıştırılmaz, laminar, zamandan bağımsız Navier-Stokes yönetici denklemlerine dönüşmektedir.

$$\rho_f \left( u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \mu \left( \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) \quad (3.5)$$

$$\rho_f \left( u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \mu \left( \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) \quad (3.6)$$

$$\rho_f \left( u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right) = -\frac{\partial p}{\partial z} + \mu \left( \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) \quad (3.7)$$

### 3.3 Yapısal Analiz için Sonlu Elemanlar (SE) Yöntemi

Genel olarak yapının statik ve dinamik davranışı, ısı ve kütle aktarımı, biyolojik hücrelerin büyümesi gibi problemleri bilgisayar tabanlı simülasyonlar aracılığıyla çözmek için kullanılan Sonlu Elemanlar (SE) yöntemi, kısmi diferansiyel denklemlerin gerçek sonucunu daha hızlı bir şekilde hesaplamak amacıyla kullanılan sayısal bir yaklaşımdır. Yapısal statik ve dinamik problemlerin sayısal analizlerle çözümünde kullanılan bu yöntem sayesinde durağan ya da hareketli yapılara kuvvet uygulandığında yapının davranışları yaklaşık olarak tahmin edilebilmektedir. Mevcut çalışmada da sonlu elemanlar yöntemiyle yapısal analizler gerçekleştirilerek durağan veya çarpma hareketi yapan böcek kanatlarının bir akışkan (hava) ile teması sonucunda kanatların aerodinamik kuvvetlere tepkilerinin gözlemlenmesi, kanattaki yer değiştirmelerin hesaplanması ve deformasyonların simüle edilmesi amaçlanmaktadır.

SE yöntemindeki kodlamalar yapısal problemleri çözebilecek sayısal algoritmalarından oluşmaktadır. Bu kodlar da HAD yöntemindekine benzer şekilde ön-işlemci, çözücü ve son-işlemci unsurlarını içermektedir. Ön-işlemcide yapısal alan (katı ya da kabuk alanı) oluşturularak geometri tanımlanmakta ve modellenen yapı küçük, alt elemanlara bölünerek malzeme özellikleri ve sınır koşulları girilmektedir. Çözücüde her elemanın birleşme noktalarında (düğüm, *node*) sonlu elemanlar çözüm tekniği ile hesaplamalar gerçekleştirilmektedir. Burada doğrusal, kuadratik, kübik gibi yaklaşım teknikleri kullanılmaktadır. Son-işlemcide ise hem anlık sonuçların ayrıntılı değerlendirilmesi hem de zamana bağlı sonuçların değişiminin animasyonları görülebilmektedir.

Biyo-esinlenmiş çırpan kanat modellerinin aerodinamik yükler altındaki davranışlarının ele alındığı bu tez çalışmasında, böcek kanatlarının yapısal davranışlarını incelemek amacıyla ANSYS/Mechanical APDL sonlu elemanlar çözücüsü kullanılarak SE analizleri yapılmaktadır. Buradaki SE analizleri zamandan bağımsız durumlar için ANSYS/Static Structural aracılığıyla, zamana bağlı durumlar için ise ANSYS/Transient Structural aracılığıyla gerçekleştirilmektedir. Uygulanan kuvvet altında yapıdaki yer değiştirmeyi zamana bağlı hesaplamak için kütle matrisi, malzeme özelliğine göre hareket esnasında enerji kaybının ele alındığı sönümleme matrisi ve malzemelerin Young modülüne ve kanat geometrisine bağlı olarak da rijitlik matrisi hesaba katılmaktadır. Buradaki matrisler, yer değiştirmenin zamana göre birinci türevi olarak hız ile, ikinci türevi olarak da ivme ile ilişkilendirilmektedir.

Eşitlik (3.8)'de gösterildiği gibi uygulanan kuvvet vektörü  $\{F\}$  altında zamana bağlı yer değiştirme vektörü  $\{\delta\}$ ; kütle matrisi  $[M]$ , sönümlenme matrisi  $[C]$  ve rijitlik matrisinin  $[K]$  sırasıyla ivme  $\{\ddot{\delta}\}$ , hız  $\{\dot{\delta}\}$  ve yer değiştirme  $\{\delta\}$  vektörleri ile birlikte hesaba katılmasıyla bulunabilmektedir. Bu vektörler zamana bağlı fonksiyonlardır.

$$[M]\{\ddot{\delta}\} + [C]\{\dot{\delta}\} + [K]\{\delta\} = \{F\} \quad (3.8)$$

Uygulanan kuvvet vektörü  $\{F\}$  altında yapıdaki yer değiştirmeyi zamandan bağımsız olarak hesaplamak için sadece rijitlik matrisi  $[K]$  ve yer değiştirme  $\{\delta\}$  vektörü ele alınarak diğer terimler ihmal edilmektedir [Eşitlik (3.9)].

$$[K]\{\delta\} = \{F\} \quad (3.9)$$

### 3.4 Modal Analiz için Sonlu Elemanlar (SE) Yöntemi

Bütün cisimler ve canlılar, yapılarının doğal durumuna bağlı olarak sürekli titreşebileceği doğal frekanslara sahiptir. İnsan gözüyle algılanamayacak kadar küçük olan bu titreşimler özel ölçüm cihazlarıyla hissedilebilmektedir. Bu titreşimler belirli miktarlarda yer değiştirmelerden ibaret olup yapının ilk haline dönmesine kadar geçen süre yapının periyodunu oluşturmaktadır. Belirli bir periyotta yapıdaki deformasyonların gösterilmesi ise mod şekilleri olarak adlandırılmaktadır.

Modal analiz, yükün uygulanmadığı durumlarda problemleri sonlu elemanlar yöntemiyle çözmek için bilgisayar destekli simülasyonlar aracılığıyla gerçekleştirilen ve sistemin davranış sınırlarını (maksimum yer değiştirme) tahmin edebilen sayısal bir yaklaşımdır. İnşaat, havacılık ve otomotiv sektörlerinde ve özellikle de depremdeki can kayıplarının önüne geçilmesinde oldukça önemlidir. Yapısal analizde, bir kuvvet altında yapının davranışları tahmin edilmeye çalışılırken; modal analizde, kuvvet uygulanmadan yapının doğal karakteristiği hakkında bilgi edinilmektedir. Enerjinin yoktan var edilmediği ve yok edilmediği sadece bir başka enerji türüne dönüştürüldüğü termodinamiğin birinci kanunundan yola çıkarak, uygulanan enerjinin tamamının hangi frekanslarda absorbe edildiği ve bu frekanslarda yapının aldığı mod şekillerini yani deformasyonları gözlemlemek modal analiz ile mümkün olmaktadır. Bu tez çalışmasında da sonlu elemanlar yöntemiyle modal analizler gerçekleştirilerek biyo-esinlenmiş çırpan kanat modellerinin farklı yapı ve malzemelerdeki doğal frekanslarının elde edilmesi ve mod şekillerinin simüle edilmesi amaçlanmaktadır.

Yapısal analizlerde (bölüm 3.3) olduğu gibi modal analizlerde de ön-işlemcide geometri tanımlanarak katı ya da kabuk yapı küçük, alt elemanlara bölünmekte ve malzeme özellikleri ve sınır koşulları tanımlanarak çözücünün, düğüm noktalarında sonlu elemanlar çözüm tekniği ile hesaplamalar yapması sağlanmaktadır. Son-işlemcide ise mod şekillerinin yer değiştirme animasyonları görülebilmektedir.

Kanat yapılarının, yük uygulanmadan da yapısal karakteristiklerinin incelendiği bu çalışmada, kanatların malzemelerine ve geometrilerine bağlı olarak doğal yapılarını gözlemlemek amacıyla ANSYS/Mechanical APDL sonlu elemanlar çözücüsünün ANSYS/Modal paketi kullanılarak SE analizleri yapılmaktadır. Bu analizlerle hem kanat yapılarının doğal frekansları ve modları elde edilirken hem de yapıdaki damar gibi komponentlerin birbirine bağlanıp bağlanmadığı ve doğru bir şekilde modellenip modellenmediği de kontrol edilebilmektedir. Burada yapısal analizlerden farklı olarak hem sönümlenme hem de kuvvet ihmal edilmekte ve yer değiştirme  $\{\delta\}$  hesaplamalarında sadece kütle  $[M]$  ve rijitlik  $[K]$  matrisleri, ivme  $\{\ddot{\delta}\}$  ve yer değiştirme  $\{\delta\}$  vektörleri ile birlikte kullanılmaktadır [Eşitlik (3.10)].

$$[M]\{\ddot{\delta}\} + [K]\{\delta\} = \{0\} \quad (3.10)$$



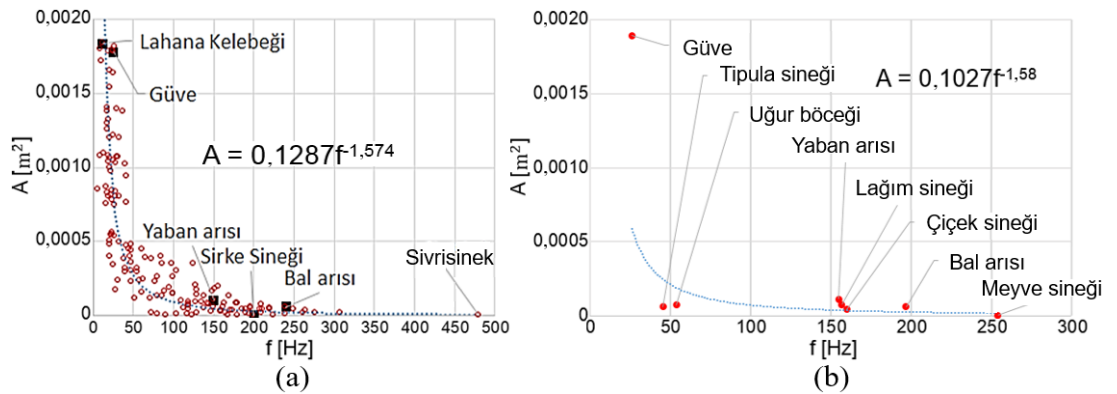


#### 4. KANATLARIN MODELLENMESİ VE ZAMANDAN BAĞIMSIZ ANALİZLERLE DOĞRULANMASI

Dünyamızda milyonlarca uçan böcek türü ve on binlerce kuş türü bulunmaktadır. Bu türlerin her biri kanatlarının açıklığı, veteri, alanı gibi geometrik özelliklerine; kanatlarının sayısı, damarlanma durumu, ağırlığı, malzemesi gibi yapısal özelliklerine ve kanatlarının çırpma frekansı, vuruş genliği, vuruş açısı gibi kinematik özelliklerine göre farklı şekillerde ileri uçuş ya da havada asılı kalma yeteneklerine sahiptir. Tezin bu kısmında, kanatlarının boyutlarına ve çırpma frekanslarına göre literatürden seçilen farklı böcek kanatları modellenerek tek-yönlü AYE analizleri ele alınmaktadır. Bu kapsamda HAD yöntemiyle akışkan analizi ve SE yöntemiyle de yapısal ve modal analizler gerçekleştirilerek sonuçların literatürdeki verilerle doğrulanması ve literatürde bulunmayan farklı koşulların da uygulanması amaçlanmaktadır.

##### 4.1 Literatürdeki Kanat Modellerinin İncelenmesi

Bu çalışmada, sayısal analizleri gerçekleştirilecek olan biyo-esinlenmiş çırpan kanat modellerini belirlemek amacıyla öncelikle farklı böcek türlerinin kanat çırpma frekansları ( $f$ ) ve kanat yüzey alanları ( $A$ ) arasındaki ilişki incelenmiştir (Şekil 4.1). Burada, Kurtuluş [7] çalışmasından alınan Şekil 4.1(a)'daki grafik Byrne [59] ve Shyy ve diğerleri [60] tarafından incelenen 160'tan fazla böcek türünü içerirken, Şekil 4.1(b)'deki grafik Çizelge 2.1 ve Çizelge 2.3'te verilen 8 böcek türünü içermektedir.



Şekil 4.1 : Kanat çırpma frekansı ( $f$ ) ve toplam kanat alanı ( $A$ ) arasındaki ilişki (a) Kurtuluş [7] (b) Mevcut çalışma.

Şekil 4.1(a) ve Şekil 4.1(b)'deki grafik eğilimlerinin oldukça benzer olduğu ve daha yüksek bir kanat çırpma frekansına sahip böceklerin daha küçük bir kanat alanına sahip olduğu açıkça görülmektedir. Mevcut çalışmada da karşılaştırma amacıyla farklı kanat boyutlarına ve farklı kanat çırpma frekanslarına sahip iki farklı böcek kanadı ele alınmıştır. Bunlardan biri yüksek bir kanat çırpma frekansına sahip (>100 Hz), orta boyutlu bir yaban arısı kanadı; diğeri ise düşük bir kanat çırpma frekansına sahip (<100 Hz), nispeten daha büyük boyutlu bir atmaca güvesi kanadıdır.

Yaban arıları hem havada asılı durabilme ve ileri uçuşlarını sürdürebilme yetenekleri ile hem de boyutları ve genel mevcudiyetleri nedeniyle biyo-esinlenmiş çırpan kanatlı MHA çalışmalarında sıkça ele alınmaktadır. Bu sebeple, Dudley ve Ellington [19], bir yaban arısı türü olan *Bombus terrestris* böceğini deneysel çalışmalarında kullanmak üzere model böcek olarak seçmişlerdir. Yüksek hızlı bir sinematografi kullanarak serbest uçuştaki yaban arılarını filme almışlar ve ileri uçuşları için gerekli kaldırma kuvvetlerini ve güç gereksinimlerini hesaplamak amacıyla morfolojik analiz sonuçlarını sunmuşlardır. Çizelge 4.1'de, *BB01*, *BB02* ve *BB03* kimlik numaralarına (ID) sahip üç farklı dişi (F) yaban arısı için bu morfolojik veriler gösterilmektedir. Burada böcek kütlesi ( $m_b$ ), tek kanat uzunluğu ( $R$ ), ortalama aerodinamik veter uzunluğu ( $\bar{c}$ ), tek kanat alanı ( $S$ ), kanat açıklık oranı ( $AR$ ) ve boyutsuz ikinci alan momenti ( $r_2/R$ ) değerleri verilmektedir.

Çizelge 4.1 : Yaban arılarının morfolojik verileri [19].

<i>ID</i>	<i>Cinsiyet</i>	$m_b$ [mg]	$R$ [mm]	$\bar{c}^*$ [mm]	$S^*$ [mm <sup>2</sup> ]	$AR$ [-]	$r_2/R$ [-]
BB01	F (işçi)	175	13,2	4,0244	53,1219	6,56	0,554
BB02	F (işçi)	180	13,7	4,0413	55,3658	6,78	0,540
BB03	F (kraliçe)	595	15,4	5,3287	82,0623	5,78	0,553

\* $S$  ve  $\bar{c}$  yaklaşık değerleri Eşitlik (2.1) ve Eşitlik (2.2) kullanılarak hesaplanmıştır.

Atmaca güveleri de havada asılı durabilme ve ileri uçuş yetenekleriyle biyo-esinlenmiş çırpan kanatlı mikro hava aracı tasarımlarında en çok tercih edilen böceklerden biridir. Bu sebeple, Willmott ve Ellington [21], [22], kanat kinematiği üzerinde çalışmak için bir atmaca güvesi türü olan *Manduca sexta* böceğini seçmişlerdir. Yüksek hızlı bir videografi kullanarak serbest uçuştaki atmaca güvelerinin uçuş sekanslarını kaydetmişler ve morfolojik parametrelerini sunmuşlardır. Çizelge 4.2'de, bir erkek ( $M1$ ) ve iki dişi ( $F1$ ,  $F2$ ) atmaca güvesi için bu morfolojik veriler gösterilmektedir.

Çizelge 4.2 : Atmaca güvelerinin morfolojik verileri [21], [22].

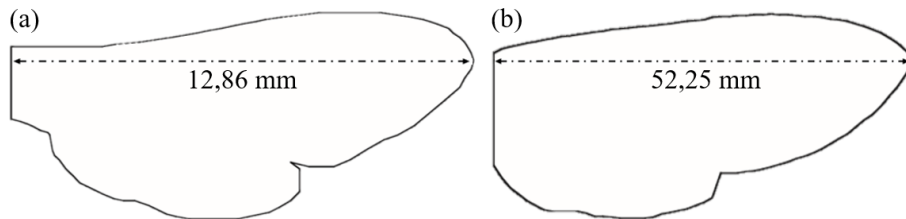
<i>ID</i>	<i>Cinsiyet</i>	$m_b$ [mg]	$R$ [mm]	$\bar{c}^*$ [mm]	$S^*$ [mm <sup>2</sup> ]	$AR$ [-]	$r_2/R$ [-]
M1	Erkek	1579	48,5	18,3712	891,0038	5,28	0,514
F1	Dişi	1648	51,9	18,3717	953,4903	5,65	0,515
F2	Dişi	1995	52,1	18,8768	983,4819	5,52	0,518

\* $S$  ve  $\bar{c}$  yaklaşık değerleri Eşitlik (2.1) ve Eşitlik (2.2) kullanılarak hesaplanmıştır.

#### 4.2 Literatürden Seçilen Yaban Arısı ve Atmaca Güvesi Kanatlarının Modellenmesi

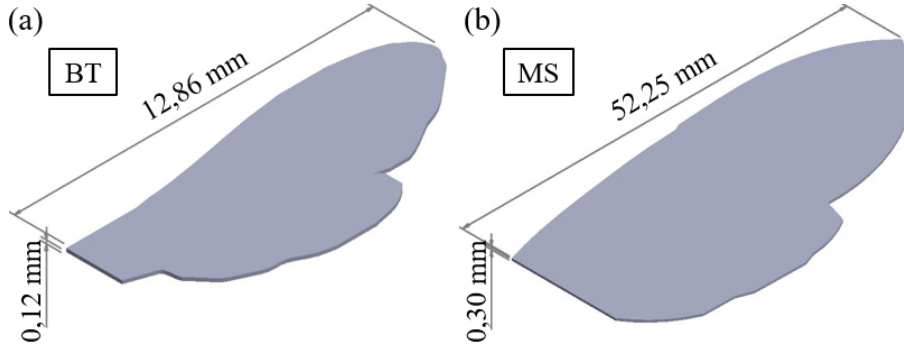
Çırpın kanatlı MHA uygulamalarında kullanılan en uygun kanat modellerinden ikisi olan yaban arısı (*bumblebee*) ve atmaca güvesi (*hawkmoth*) kanatları bu çalışmadaki kanat analizleri için seçilmiştir. Seçilen bu kanatları taklit etmek amacıyla literatürdeki kanat geometrileri ayrıntılı olarak araştırılmıştır.

Usherwood ve Ellington [61], [62], yaban arısı ve atmaca güvesi kanatlarını da içeren çeşitli böcek kanatlarının aerodinamiği üzerinde çalışmışlardır. İki çift kanada sahip olan bu böcekler için ön ve arka kanatların tek bir kanat gibi çalıştığı varsayımında bulunmuşlardır. Yaban arısı kanadı için kanat açıklık oranı ve ikinci alan momenti bakımından popülasyon ortalamasına en yakın tür olan *B27* kimlik numaralı *Bombus terrestris* kanadını seçmişlerdir [Şekil 4.2(a)]. Atmaca güvesi kanadı için ise Ellington [63] ve Willmott ve Ellington [21] çalışmalarının ortalamasına en yakın tür olan ve daha önce Willmott ve Ellington [21] tarafından tanımlanmış (Çizelge 4.2) *F1* kimlik numaralı dişi *Manduca sexta* kanadını türeterek kullanmışlardır [Şekil 4.2(b)].



Şekil 4.2 : Literatürden örnek alınan kanat geometrileri (a) Yaban arısı [62] (b) Atmaca güvesi [61].

Yaban arısı *Bombus terrestris* ve atmaca güvesi *Manduca sexta* türlerinin gerçek kanat şekillerini (Şekil 4.2) temel alan biyo-esinlenmiş kanatlar bir bilgisayar destekli tasarım programı (CAD) olan Solidworks kullanılarak Şekil 4.3'teki gibi modellenmiştir.



Şekil 4.3 : Mevcut çalışmada modellenen 3B kanatlar (a) *Bombus terrestris*: BT (b) *Manduca sexta*: MS.

Bu çalışmada *Bombus terrestris* ve *Manduca sexta* kanatlarının taklit edildiği 3B kanat modelleri kısaca BT ve MS olarak adlandırılmıştır. BT ve MS kanatlarının kalınlıkları ( $t_w$ ) ortalama aerodinamik veter uzunluklarının sırasıyla %3'ü ve %1.6'sı olarak alınmıştır. Kanat ölçüleri, literatürdeki mevcut ölçülere kıyasla Çizelge 4.3'te verilmiştir.

Çizelge 4.3 : BT ve MS morfolojik parametrelerinin literatürle karşılaştırılması.

ID	R [mm]	$\bar{c}^*$ [mm]	S [mm <sup>2</sup> ]	AR [-]	$r_2/R$ [-]
<i>Bombus terrestris</i>					
BB01 [19]	13,20	4,0244	53,1219*	6,56	0,554
Bombus B27 [62]	12,86	4,0696	52,3353*	6,32	0,541
BT (mevcut çalışma)	12,86	3,9073	50,2480	6,58*	0,541
<i>Manduca sexta</i>					
F1 [21], [22]	51,90	18,3717	953,4903*	5,65	0,515
Türetilmiş F1 [61]	52,25	18,4629	964,6864*	5,66	0,511
MS (mevcut çalışma)	52,25	18,4613	964,6033	5,66*	0,511

\*İşaretili değerler Eşitlik (2.1) ve Eşitlik (2.2) kullanılarak hesaplanmıştır.

#### 4.3 Yaban Arısı ve Atmaca Güvesi Kanat Modellerinin Tek-Yönlü AYE Analizleri

Böcek kanatlarının aerodinamiği ve yapısal karakteristikleri, çırpan kanatlı MHA uygulamalarında geniş çapta incelenmektedir. Bu çalışmada ise yaban arısı ve atmaca güvesi kanatları taklit edilerek 3B çırpan kanat modellerinin zamandan bağımsız akış koşulları altındaki aerodinamik özellikleri elde edilmektedir. HAD analizlerinde bulunan basınç yükleri, SE yöntemi çözücüsüne aktarılarak biyo-esinlenmiş kanatların tek-yönlü akışkan-yapı etkileşimlerinin simülasyonları gerçekleştirilmektedir.

### 4.3.1 Akışkan özellikleri

Zamandan bağımsız akış analizlerinde akışkan olarak ‘hava’ seçilmiştir ve sıkıştırılmaz, laminer akış özellikleri kullanılmıştır. Hava özellikleri; yaban arısı *Bombus terrestris* kanadı için Dudley ve Ellington [20] çalışmasının, atmaca güvesi *Manduca sexta* kanadı için ise Willmott ve Ellington [22] çalışmasının deneysel koşullarına benzer olarak Çizelge 4.4’teki gibi ayarlanmıştır. Burada görülebileceği gibi bütün koşullarda  $5 \text{ ms}^{-1}$ ’lik serbest akış hızı mevcuttur.

Çizelge 4.4 : BT ve MS kanatları etrafındaki akış koşullarının literatürle karşılaştırılması.

ID	$\rho_f$ [kgm <sup>-3</sup> ]	$\mu$ [kgm <sup>-1</sup> s <sup>-1</sup> ]	$U_\infty$ [ms <sup>-1</sup> ]	Re [-]
<i>Bombus terrestris</i>				
BB01; R = 13,20 mm [20]	1,23	$1,7958 \times 10^{-5}$	5	1240
BB03; R = 15,40 mm [20]	1,23	$1,7958 \times 10^{-5}$	5	1530
BT; R = 12,86 mm (mevcut çalışma)	1,23	$1,7958 \times 10^{-5}$	5	1338*
<i>Manduca sexta</i>				
F1; R = 51,90 mm [22]	1,19	$1,8445 \times 10^{-5}$	5	5919
F2; R = 52,10 mm [22]	1,19	$1,8445 \times 10^{-5}$	5	6559
MS; R = 52,25 mm (mevcut çalışma)	1,19	$1,8445 \times 10^{-5}$	5	5955*

\*Re değerleri Eşitlik (2.8) kullanılarak hesaplanmıştır.

### 4.3.2 Malzeme özellikleri

Aerodinamik yükler altındaki yapısal deformasyonlar, geometri ve malzemenin bir fonksiyonu olan yapısal sertliğe bağlıdır. Bu nedenle mevcut çalışmadaki BT ve MS kanat geometrilerinin yapısal deformasyonlarını incelemek için farklı elastik modülü değerlerine sahip üç farklı malzeme seçilmiştir.

Yapısal analizler için seçilen ilk malzeme esnek böcek kanatlarından esinlenerek düşük Young modülüne sahip *cuticle* malzemesidir. Buna ek olarak karşılaştırmalar yapabilmek amacıyla nispeten daha yüksek Young modülüne sahip alüminyum alaşım *Al-6061* ve titanyum alaşımı *Ti-6Al-4V* malzemeleri seçilmiştir. Havacılık endüstrisinde sıkça kullanılan alüminyum ve titanyum alaşımları için ANSYS/Engineering Data kapsamında bulunan malzeme kütüphanesinde malzemelerin mekanik özellikleri mevcuttur. *Cuticle* malzemesinin özellikleri ise burada yer almadığından, gerçek böceklerin kanat malzemelerinden ilham alınarak literatürde kullanılan *cuticle* malzemelerinin özellikleri ayrıntılı olarak araştırılmıştır.

Sims ve diğeri [33], *Manduca sexta* ön kanadı üzerinde çalışmış ve yeterince esnek olmayan *Tibicen canicularis* kanadına kıyasla daha esnek bir *Manduca sexta* kanadı elde edebilmek için kanat malzemesinde damar ve membranın Young modülü değerlerini birbirleriyle değiştirmişlerdir. Rubio ve diğeri [64], tipula sineği ön kanadı üzerinde çalışmış ve Sims ve diğeri [33] çalışmasındaki *Manduca sexta* kanadının malzemesine benzer şekilde *cuticle* malzemesini kullanmışlardır. Sims ve diğeri [33] ile Rubio ve diğeri [64] çalışmalarındaki malzeme özelliklerinin verilerini takiben burada da benzer şekilde *cuticle* malzemesi (Çizelge 4.5) ANSYS/Engineering Data paketinde tanımlanmıştır.

Kanat deformasyonları, Young modülü ve Poisson oranı olarak iki özelliğe ihtiyaç duyan izotropik malzemeler için simüle edilebilmektedir. Yapısal analizler için sonlu elemanlar modelinde kullanılan kanat malzemelerinin mekanik özellikleri Çizelge 4.5'te, malzeme yoğunluğu ( $\rho_m$ ), Young modülü ( $E$ ), Poisson oranı ( $\nu$ ), hacim modülü ( $B$ ) ve kayma modülü ( $G$ ) olarak verilmiştir.

Çizelge 4.5 : BT ve MS kanatlarının malzeme özellikleri.

Malzeme	$\rho_m$ [kgm <sup>-3</sup> ]	$E$ [GPa]	$\nu$ [-]	$B$ [GPa]	$G$ [GPa]
Cuticle	2300	1,9	0,495	63,333	0,63545
Al-6061	2770	71	0,330	69,608	26,692
Ti-6Al-4V	4620	96	0,360	114,290	35,294

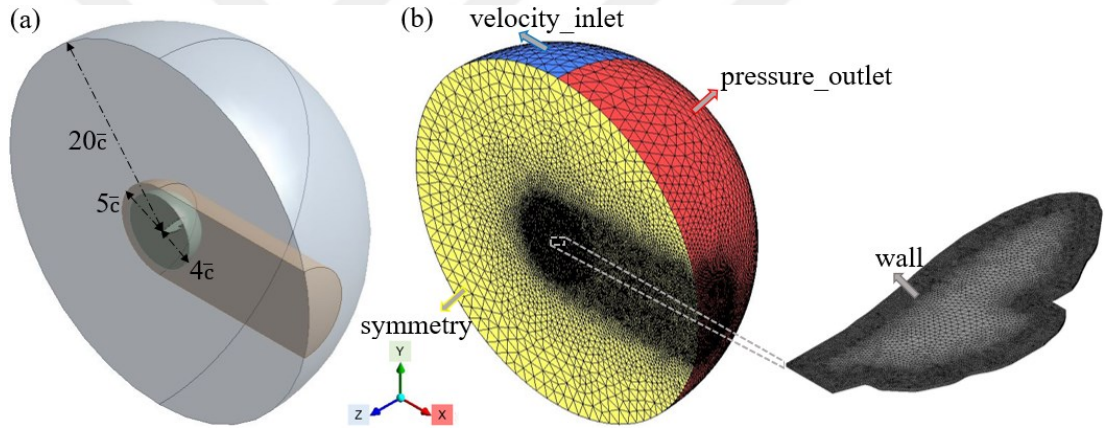
Çizelge 4.5'te görülebileceği üzere, *cuticle* malzemesinin Young modülüne kıyasla *Al-6061* malzemesinin Young modülü 37 kat, *Ti-6Al-4V* malzemesinin Young modülü ise 50 kat daha fazladır. Bu nedenle, *cuticle* malzemeli kanatta elde edilecek yer değiştirme miktarının *Al-6061* malzemeli kanattakine kıyasla 37 kat, *Ti-6Al-4V* malzemeli kanattakine kıyasla ise 50 kat daha fazla olacağı öngörülmektedir.

#### 4.3.3 Zamandan bağımsız HAD analizleri

Zamandan bağımsız hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) simülasyonlarında ANSYS/Fluent kullanılmıştır. Düşük Reynolds sayılarındaki ( $Re < 10^4$ , Çizelge 4.4) BT ve MS kanatları için akış laminar olarak kabul edilmiş ve sıkıştırılamaz, laminar, 3B, zamandan bağımsız Navier-Stokes denklemleri [Eşitlik (3.1), (3.5)-(3.7)] kullanılmıştır. Aerodinamik kuvvet katsayıları, basınç katsayıları ve boyutsuz Z-girdap değerleri de Eşitlik (2.13)-(2.15) ile hesaplanmıştır.

#### 4.3.3.1 Akış alanı ve sınır koşulları

Solidworks kullanılarak modellenen BT ve MS kanatlarının etrafına  $20\bar{c}$  yarıçaplı O-tipi bir akış alanı [Şekil 4.4(a)] yerleştirmek için kanatlar ANSYS/Design Modeler'a gönderilmiştir. Ayrıca, kanatların etrafında ve iz (*wake*) yönünde daha yoğun ağ yapısı oluşturmak amacıyla iç içe iki alan daha eklenmiştir. Kanat yüzeylerinden itibaren 15 sınır tabakası, ilk kalınlığı  $0.001\bar{c}$  olacak şekilde modellenmiştir. Ağ yapısı oluşturulmuş hacimler,  $+X$  yönünde  $5 \text{ ms}^{-1}$  serbest akış hızına sahip ileri uçuş (*forward flight*) sınır koşulları kapsamında [Şekil 4.4(b)] ANSYS/Fluent'e aktarılmıştır. Burada sınır koşulları, akışkanın giriş yüzeyinde *velocity\_inlet*, çıkış yüzeyinde *pressure\_outlet* olarak tanımlanmıştır. Ayrıca kanat *wall* olarak ve kanadın bağlı olduğu yüzey de *symmetry* sınır koşulu olarak seçilmiştir. SIMPLE ve Least Squares Cell Based yöntemleri kullanılarak analizler gerçekleştirilmiştir.

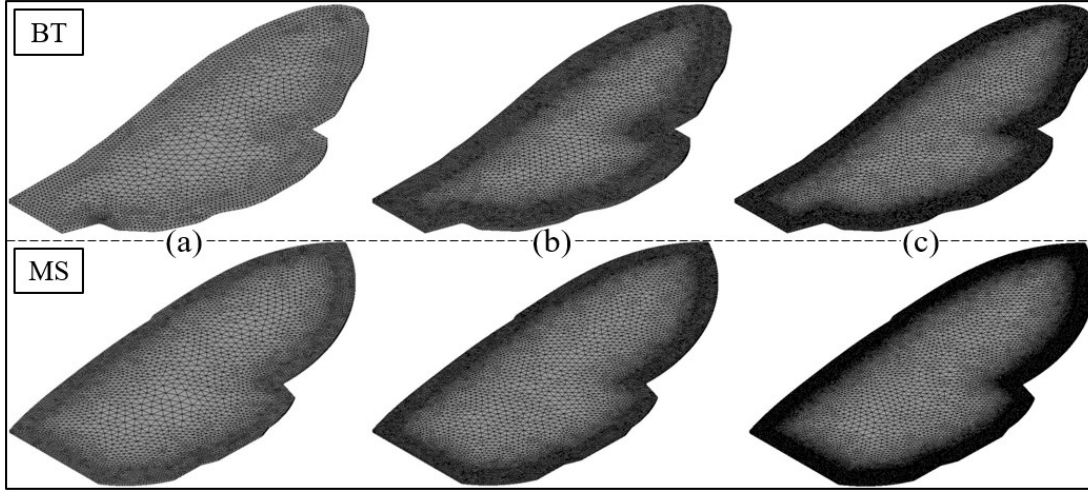


Şekil 4.4 : (a) Akış alanı (b) İleri uçuştaki sınır koşulları (velocity\_inlet = mavi, pressure\_outlet = kırmızı, symmetry = sarı, wall = gri).

#### 4.3.3.2 Ağ yapısı iyileştirme çalışması

Ağ yapısı iyileştirme çalışması, uygun ağ yapısı boyutlarıyla doğru çözümler elde edebilmek ve yakınsayan çözümlerle doğruluğu kontrol edebilmek için önemlidir. Bu nedenle,  $5^\circ$ 'lik hücum açısındaki BT ve MS kanatları için ağ yapısı iyileştirme çalışması yapılmıştır. Daha önce ANSYS/Design Modeler kullanılarak hazırlanan akışkan alanlarında, ağ yapısı oluşturmak amacıyla yapısal kısımlar bastırılarak ANSYS/Meshing'e gönderilmiştir. Üç farklı örgü yapısı yani seyrek, orta ve sık ağ yapıları, kanatlar (Şekil 4.5) ve hava için oluşturulmuştur. Her ağ yapısına karşılık gelen toplam eleman sayıları Çizelge 4.6'da verilmiştir.



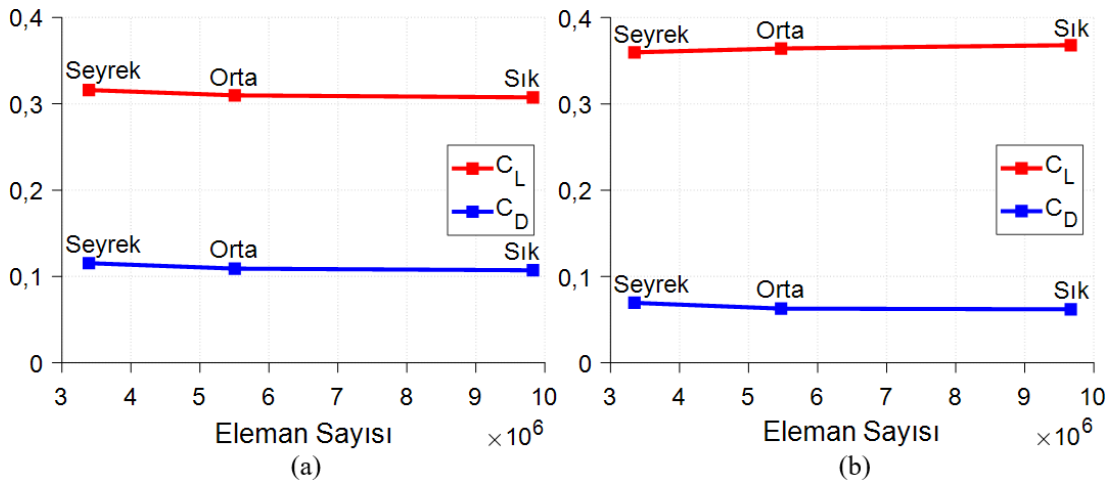


Şekil 4.5 : Kanatların ağ yapıları (a) Seyrek (b) Orta (c) Sık.

Çizelge 4.6 : Ağ yapısı iyileştirme çalışmasındaki eleman sayıları.

Ağ türü	Kanat örgü yapısı	Akışkan örgü yapısı	BT için toplam eleman sayısı	MS için toplam eleman sayısı
Seyrek	Seyrek	Orta	3391283	3346744
Orta	Orta	Orta	5505343	5470144
Sık	Sık	Sık	9827240	9666220

Çizelge 4.4'teki akış koşulları göz önünde bulundurularak BT ve MS kanatlarının HAD analizleri 2 CPU 16 core Intel Xeon Z640 bilgisayarda gerçekleştirilmiştir. Şekil 4.6'da gösterildiği gibi kaldırma ( $C_L$ ) ve sürüklenme ( $C_D$ ) kuvveti katsayıları değerlerinin yakınsadığı görülmüştür.



Şekil 4.6 : 5°'lik hücum açısında elde edilen kaldırma ( $C_L$ ) ve sürüklenme ( $C_D$ ) kuvveti katsayılarının yakınsaması (a) BT (b) MS.



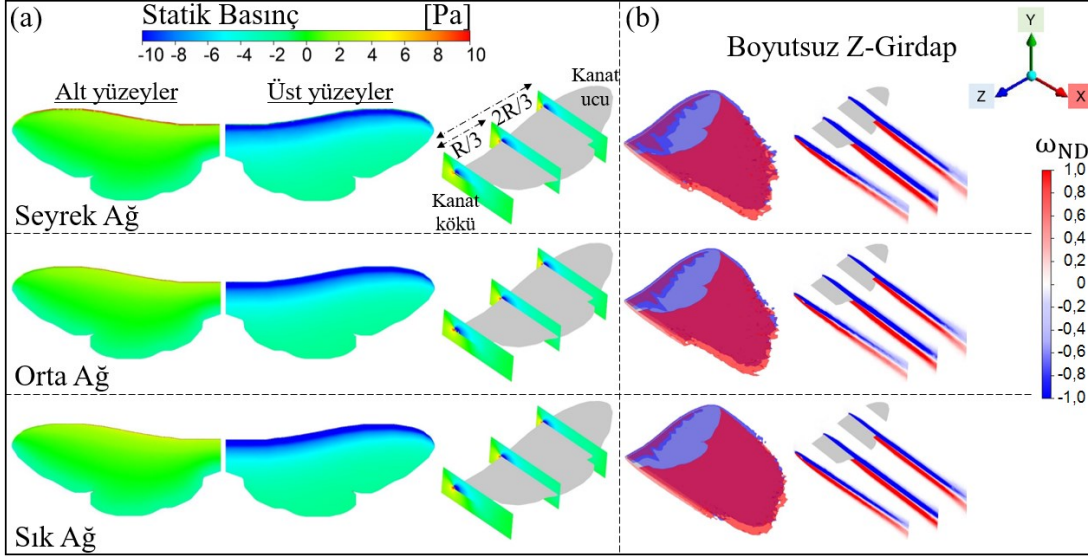
Ayrıca, her ağ yapısında elde edilen aerodinamik kuvvet katsayıları ile sık ağ yapısındaki sonuçlara kıyasla hesaplanan fark yüzdeleri ve analizlerin sayısal yakınsamaları için gereken süreler Çizelge 4.7’de verilmiştir.

Çizelge 4.7 : 5°’lik hücum açısındaki BT ve MS kanatlarının farklı ağ yapıları için aerodinamik kuvvet katsayısı sonuçları.

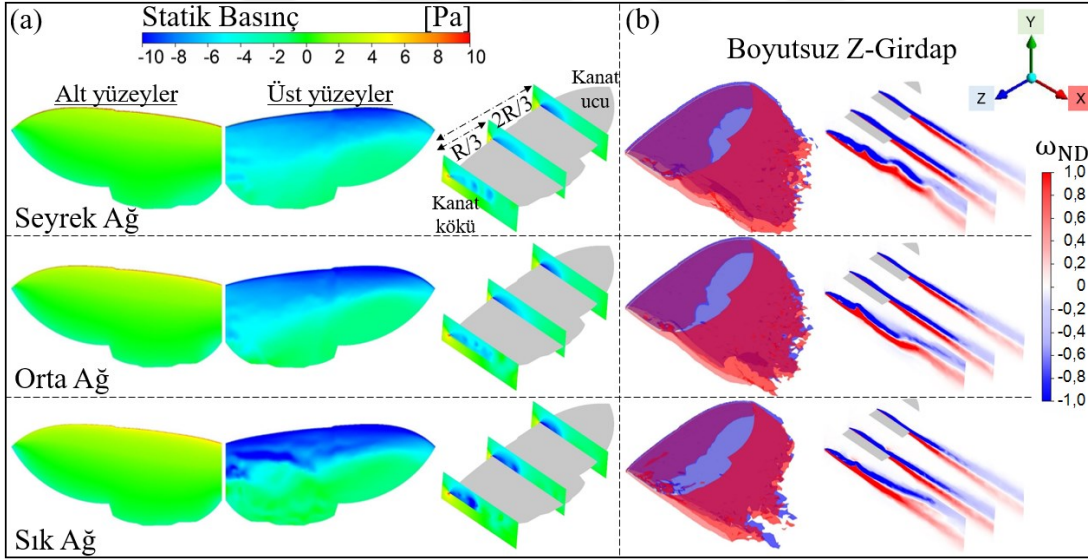
	BT					MS				
	$C_L$	$C_D$	Fark [%]		Süre [saat]	$C_L$	$C_D$	Fark [%]		Süre [saat]
			$C_L$	$C_D$				$C_L$	$C_D$	
<i>Seyrek</i>	0,3160	0,1154	2,8	7,7	6	0,3597	0,0695	2,3	12	6
<i>Orta</i>	0,3098	0,1091	0,7	1,9	15	0,3642	0,0628	1,0	1,3	15,5
<i>Sık</i>	0,3075	0,1071			26	0,3680	0,0620			25,5

Ağ yapısı iyileştirme çalışmasında statik basınç ( $P - P_\infty$ ), boyutsuz Z-girdap ( $\omega_{ND}$ ) ve basınç katsayısı dağılımları da sıradaki şekillerde incelenmiştir. Şekil 4.7 ve Şekil 4.8’de, BT ve MS kanatlarının yüzey basınç ve girdap konturları ile bunların kanat kökü,  $R/3$  ve  $2R/3$  açıklık konumlarındaki 2B görünümüleri gösterilmiştir. Buradaki ayrıntılı gösterimler sayesinde, seyrek örgü yapısından sık örgü yapısına geçerken özellikle kanat kökündeki girdap oluşumlarında birtakım farklılıklar olduğu görülmüştür. Şekil 4.9 ve Şekil 4.10’daki grafiklerde ise 5°’lik hücum açısında farklı ağ boyutlarına sahip BT ve MS kanatları için  $R/3$  ve  $2R/3$  açıklık konumlarındaki basınç katsayıları sunulmuştur. Böylece, Şekil 4.7 ve Şekil 4.8’de belirli kesitlerde basınç konturları görselleştirilen kanatların, incelenen kesitlerindeki basınçları boyutsuz olarak karşılaştırılmıştır.

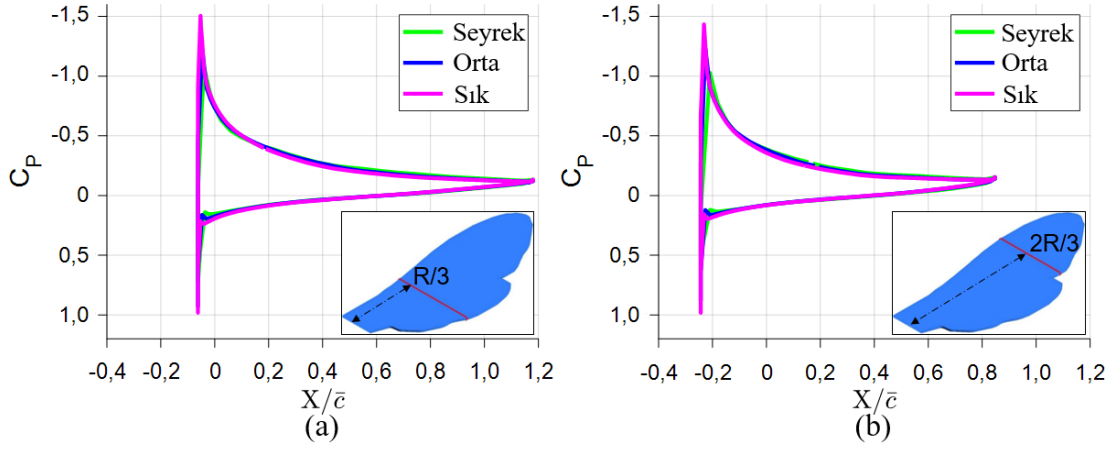
BT kanadı incelenen bütün ağ yapıları için oldukça iyi bir uyum göstermiştir. MS kanadının da  $2R/3$  konumundaki kesiti göz önünde bulundurulduğunda, basınç dağılımı orta ve sık ağ yapıları için iyi bir uyum sağlamıştır. Ancak, MS kanadının köküne yakın kısımlarına bakıldığında küçük bir uyumsuzluk gözlenmiştir. Bunun sebebi ise Şekil 4.8’de de görüldüğü üzere buradaki iz (*wake*) yapısında kararsızlık oluşmasıdır. Buna rağmen hem  $C_L$  hem  $C_D$  katsayıları için orta ve sık ağ yapıları arasındaki farkın %2’den daha az olması sebebiyle aerodinamik kuvvet katsayılarının büyük farklılıklar oluşturmadığına dikkat edilmiştir.



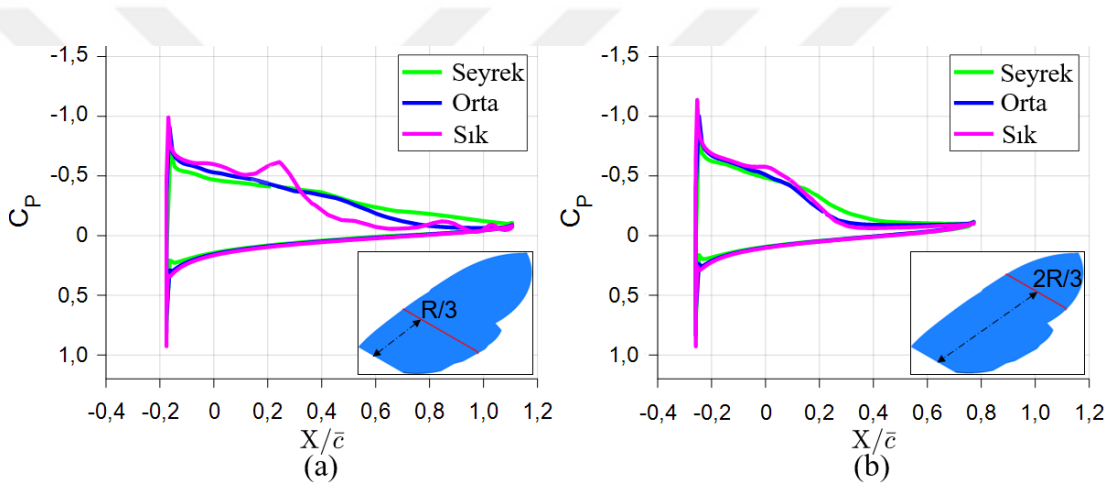
Şekil 4.7 :  $5^\circ$ lik hücum açısındaki BT kanadı için ağ yapısı iyileştirme çalışması sonuçları (a) Statik basınç ( $P-P_\infty$ ) konturları (b) Boyutsuz Z-girdap ( $\omega_{ND}$ ) konturları.



Şekil 4.8 :  $5^\circ$ lik hücum açısındaki MS kanadı için ağ yapısı iyileştirme çalışması sonuçları (a) Statik basınç ( $P-P_\infty$ ) konturları (b) Boyutsuz Z-girdap ( $\omega_{ND}$ ) konturları.



Şekil 4.9 : 5°'lik hücum açısındaki BT kanadı için ağ yapısı iyileştirme çalışması sonuçları (a)  $R/3$  kesitindeki basınç katsayıları ( $C_p$ ) (b)  $2R/3$  kesitindeki basınç katsayıları ( $C_p$ ).

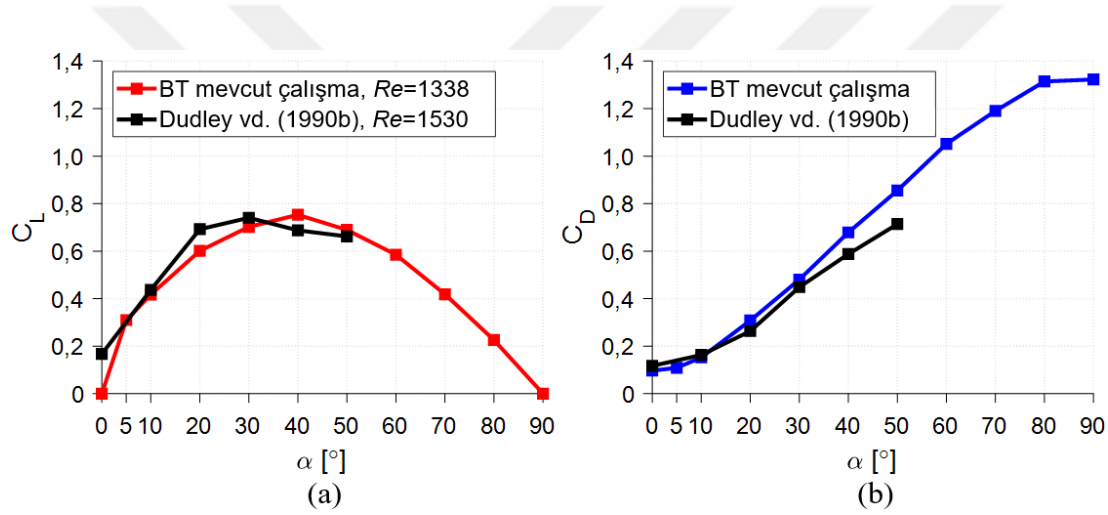


Şekil 4.10 : 5°'lik hücum açısındaki MS kanadı için ağ yapısı iyileştirme çalışması sonuçları (a)  $R/3$  kesitindeki basınç katsayıları ( $C_p$ ) (b)  $2R/3$  kesitindeki basınç katsayıları ( $C_p$ ).

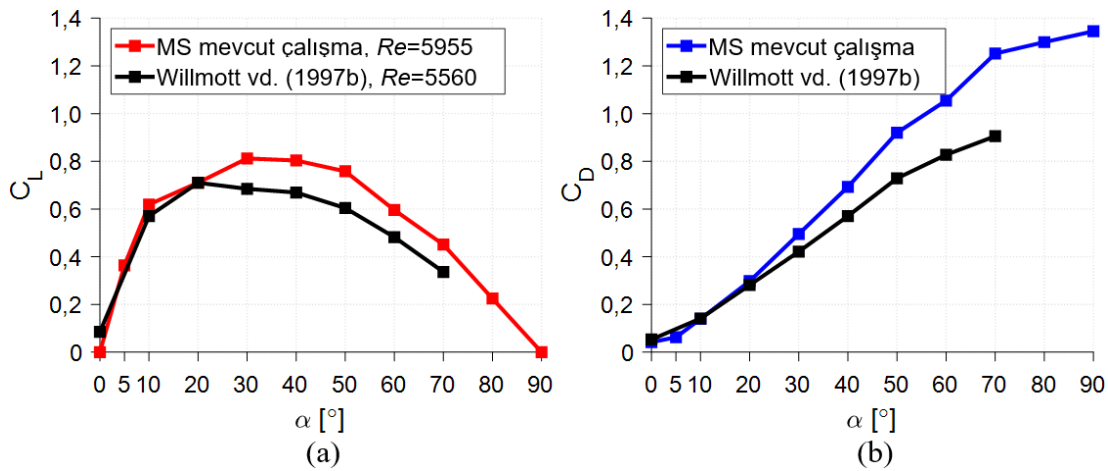
Kullanılan üç farklı örgü yapısı için, orta ve sık ağ yapıları birbirine daha yakın sonuçlar verirken seyrek ağ yapısı daha uzak sonuçlar vermiştir. Ancak, sık ağ yapısı kullanılarak yapılan analizlerin sayısal yakınsamaları oldukça fazla zaman almıştır (Çizelge 4.7). Ağ yapısı iyileştirme çalışmasının amacı ise analizin doğruluğundan uzaklaşmadan simülasyon süresini azaltmak için gereken minimum eleman sayısını belirlemektir. Bu sebeple hem simülasyon süresi hem de analiz doğruluğu göz önünde bulundurulduğunda, mevcut çalışmadaki sayısal analizleri gerçekleştirmek için sık ağ yapısı sonuçlarına %2'den daha az farkla yakın sonuçlar veren orta sıklıkta ağ yapısı seçilmiştir.

### 4.3.3.3 Aerodinamik kuvvet katsayılarının literatürdeki deneysel verilerle doğrulanması

Şekil 4.4(b)'de gösterilen sınır koşulları ve Çizelge 4.4'te belirtilen akış koşulları dikkate alınarak orta sıklıkta örgü yapısındaki BT ve MS kanatlarının çeşitli hücum açılarında sayısal analizleri gerçekleştirilmiştir. ANSYS/Fluent kullanılarak bulunan aerodinamik kuvvetlerin doğru bir şekilde elde edildiğinden emin olmak amacıyla sayısal sonuçlar literatürdeki deneysel verilerle kontrol edilmiştir. Yaban arısı *Bombus terrestris* kanadı için Dudley ve Ellington [20] ve atmaca güvesi *Manduca sexta* kanadı için ise Willmott ve Ellington [22] deneysel verileriyle mevcut çalışmada elde edilen aerodinamik kuvvet katsayılarının karşılaştırılması sırasıyla Şekil 4.11 ve Şekil 4.12'de gösterilmiştir.



Şekil 4.11 : BT için sayısal sonuçların deneysel verilerle karşılaştırılması  
(a) Kaldırma kuvveti katsayısı ( $C_L$ ) (b) Sürükleme kuvveti katsayısı ( $C_D$ ).

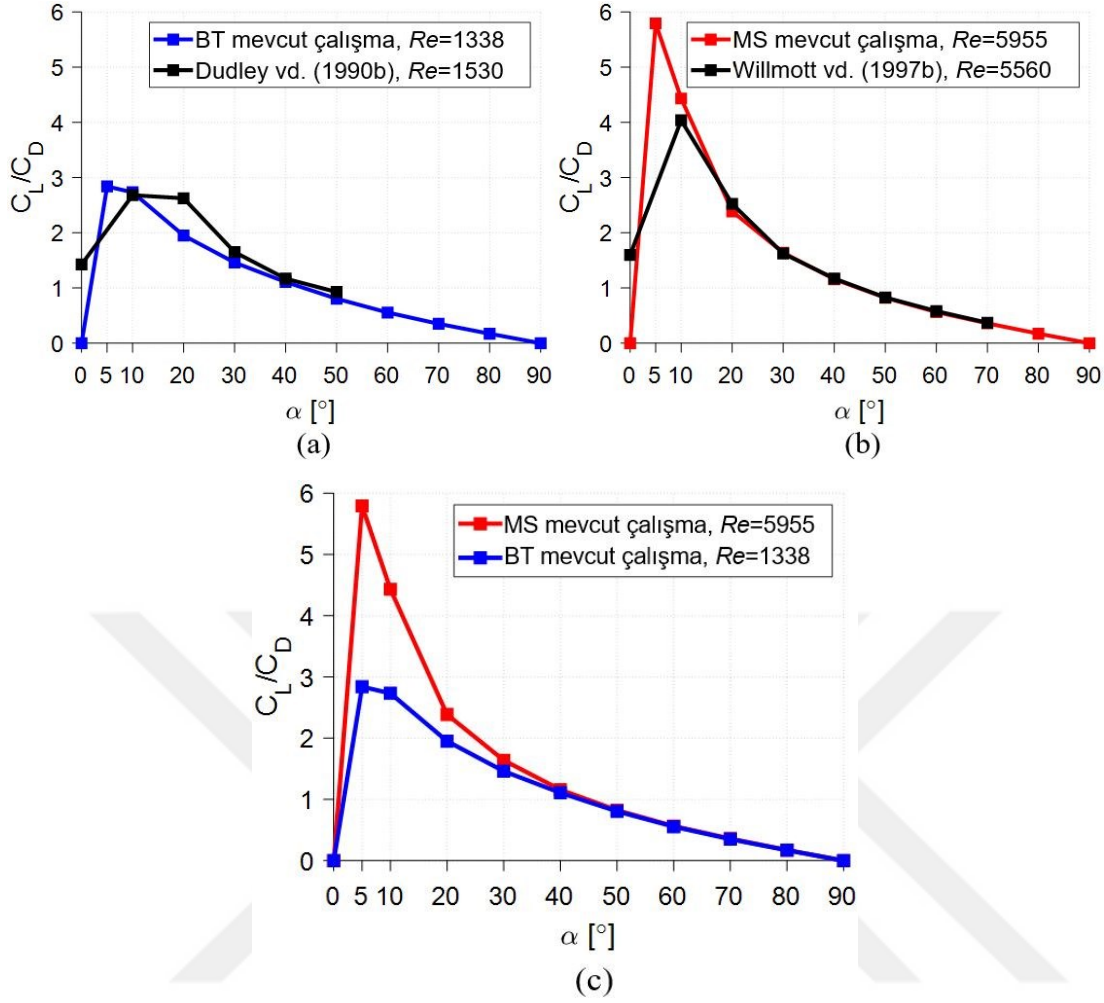


Şekil 4.12 : MS için sayısal sonuçların deneysel verilerle karşılaştırılması  
(a) Kaldırma kuvveti katsayısı ( $C_L$ ) (b) Sürükleme kuvveti katsayısı ( $C_D$ ).

Şekil 4.11’de görülebileceği üzere BT kanadının ( $Re = 1338$ ) sayısal sonuçları, yabancı kanadının ( $Re = 1530$ ) deneysel sonuçlarıyla oldukça benzerdir. Diğer bir yandan, MS kanadının ( $Re = 5560$ ) sayısal sonuçları, dört atmaca güvesi kanat çiftinin ortalamasını ( $Re = 5955$ ) içeren deneysel sonuçlardan özellikle yüksek hücum açılarında (Şekil 4.12) biraz farklılık göstermiştir. Ayrıca,  $0^\circ$ ’lik hücum açısında sıfırdan farklı  $C_L$  değerlerinin gözlenmesi her iki deneyde de kamburluk etkisi olduğunu açıkça göstermektedir. Bununla birlikte mevcut çalışmadaki simülasyonlar için düz bir kanat yüzeyi kullanılmıştır. Bu sebeple Dudley ve Ellington [20] ve Willmott ve Ellington [22] çalışmalarına kıyasla herhangi bir kamburluk özelliğine sahip olmayan kanat geometrilerinin göz önünde bulundurulduğu bu çalışmada sonuçlardaki farklılıklar kabul edilebilir düzeydedir.

#### 4.3.3.4 Zamandan bağımsız HAD analizi sonuçları

Zamandan bağımsız HAD yöntemi, BT ve MS kanatlarının kararlı akış analizleri için çeşitli açılarda  $\alpha = [0^\circ, 5^\circ, 10^\circ - 90^\circ, 10^\circ \text{ artışlarla}]$  gerçekleştirilmiştir. HAD analizlerinde, BT kanadı için maksimum  $C_L$  değerleri  $\alpha = 40^\circ$ ’de [Şekil 4.11(a)], MS kanadı için maksimum  $C_L$  değerleri ise  $\alpha = 30^\circ$ ’de [Şekil 4.12(a)] elde edilirken; maksimum  $C_L$  değerlerine ulaşıldığı bu hücum açılarından itibaren  $C_L$  değerleri azalmaya başlamakta yani tutunamama gerçekleşmektedir. Hücum açısı  $0^\circ$ ’den  $90^\circ$ ’ye artarken  $C_D$  değerleri ise düzenli artış göstermekte ve her iki kanat için de maksimum  $C_D$  değerleri  $\alpha = 90^\circ$ ’de gözlenmiştir [Şekil 4.11(b), Şekil 4.12(b)]. BT ve MS kanatlarının aerodinamik verimliliklerini incelemek amacıyla kaldırma kuvvetlerinin sürüklenme kuvvetlerine oranları ( $C_L/C_D$ ), HAD analizi sonuçlarından hesaplanmıştır. BT kanadı için Dudley ve Ellington [20], MS kanadı için ise Willmott ve Ellington [22] deneysel sonuçlarıyla sayısal analizlerden elde edilen sonuçların karşılaştırılması ve de mevcut çalışmada analiz edilen iki kanat modeli için aerodinamik verimliliklerinin karşılaştırılması Şekil 4.13’te gösterilmiştir.

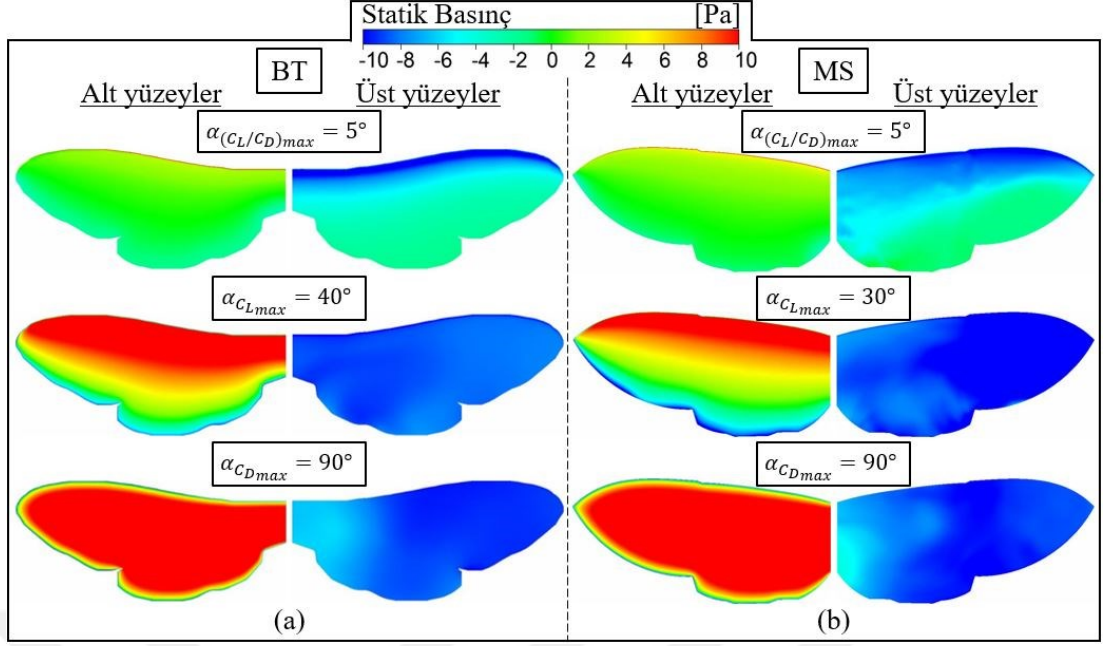


Şekil 4.13 : Aerodinamik verimlilik ( $C_L / C_D$ ) sonuçlarının karşılaştırılması  
(a) BT sayısal sonuçları ile deneysel veriler [20] (b) MS sayısal sonuçları ile deneysel veriler [22] (c) BT ve MS sayısal sonuçları.

Dudley ve Ellington [20] ve Willmott ve Ellington [22], yaban arısı ve atmaca güvesi kanatları için maksimum  $C_L/C_D$  değerlerini  $\alpha = 10^\circ$ 'de elde etmişlerdir. Deneysel sonuçlardan farklı olarak mevcut çalışmada ise bu kanatlar için maksimum  $C_L/C_D$  değerleri yani maksimum aerodinamik verimlilik  $\alpha = 5^\circ$ 'de elde edilmiştir. Hücüm açısı  $5^\circ$ 'den  $90^\circ$ 'ye artarken aerodinamik verimlilik azalış göstermekte ve her iki kanat için de yüksek hücüm açılarında ( $\alpha > 40^\circ$ ) sonuçlar oldukça benzemektedir.

$(C_L/C_D)_{max}$ ,  $C_{L_{max}}$  ve  $C_{D_{max}}$  değerlerine ulaşıldığı hücüm açılarında ayrıca kanatların etrafında oluşan akış alanları incelenmiştir. BT ve MS kanatlarının alt ve üst yüzeylerindeki statik basınç konturları sırasıyla Şekil 4.14(a) ve Şekil 4.14(b)'de gösterilmiştir. Buradaki basınç konturları için atmosferik basıncın ( $P_\infty$ ) 101325 Pa olduğu yerde kırmızı renkli kısımlar yüksek-basınç bölgelerini ( $P - P_\infty = 10 Pa$ ) mavi renkli kısımlar ise düşük-basınç bölgelerini ( $P - P_\infty = -10 Pa$ ) göstermektedir.

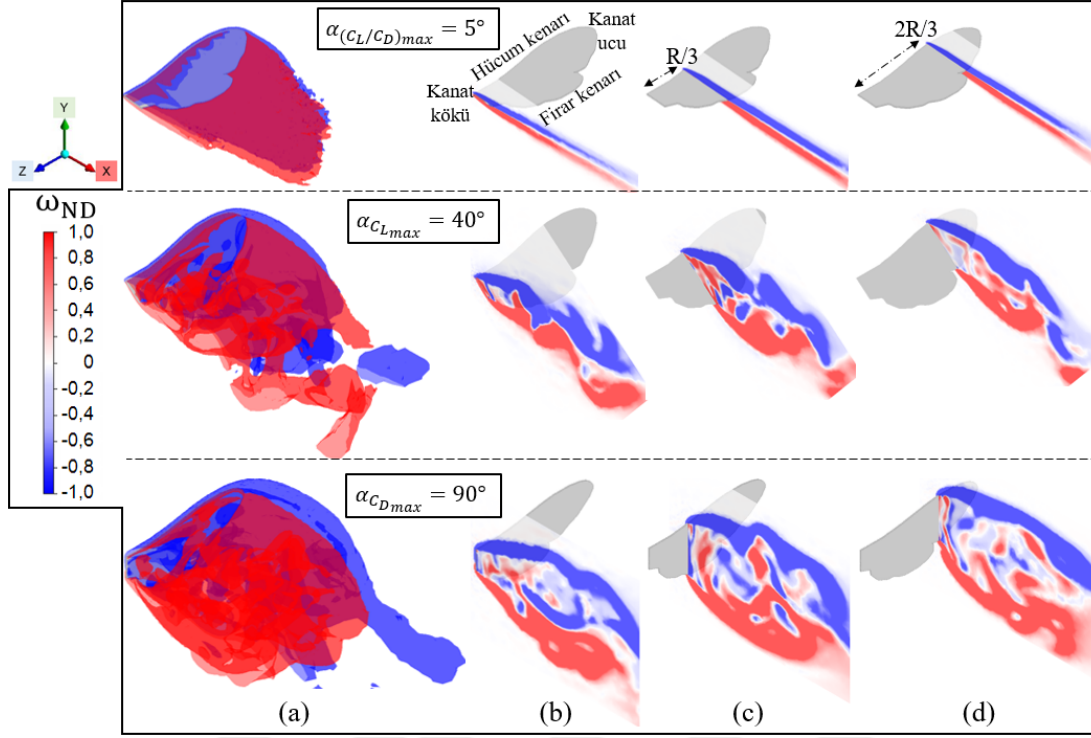




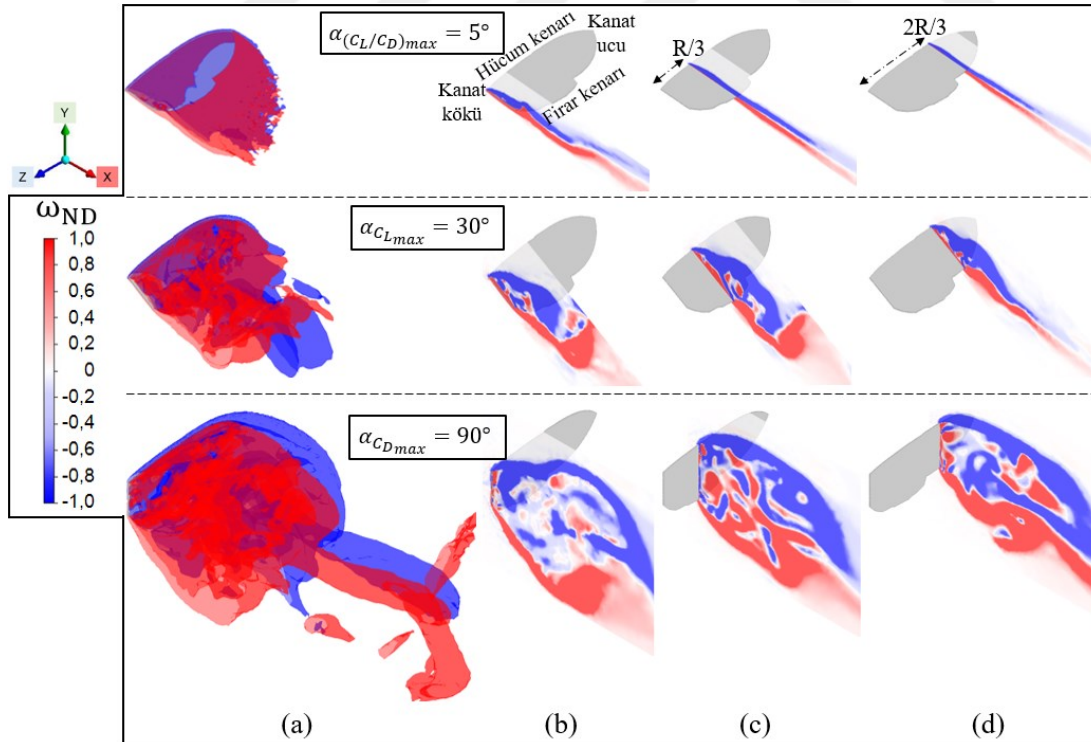
Şekil 4.14 : Kanat yüzeylerindeki statik basınç ( $P-P_\infty$ ) dağılımları (a) BT (b) MS.

Şekil 4.14'te görülebileceği üzere,  $C_L/C_D$  ve  $C_L$  değerleri maksimum olduğunda daha yüksek basınçlı bölgeler kanadın alt yüzeyinde ve hücum kenarına yakın kısımlardadır. Diğer yandan,  $C_D$  değerleri maksimum olduğunda ( $\alpha = 90^\circ$ ) yüksek basınç bölgeleri kanadın alt yüzeyinin orta kısımlarında yoğunlaşmaktadır. Kanadın üst yüzeylerinde ise düşük basınçlı emme yüzeyleri oluşmaktadır. Bu sayede yeterli kaldırma kuvveti üretilerek kanat uçuşu gerçekleşebilmektedir.

Şekil 4.15(a) ve Şekil 4.16(a)'da ise BT ve MS kanatları için elde edilen  $(C_L/C_D)_{max}$ ,  $C_{Lmax}$  ve  $C_{Dmax}$  değerlerine karşılık gelen hücum açılarında, boyutsuz eş-girdap konturlarının ( $\omega_{ND}$ ) izometrik görünümü verilmektedir. Girdap oluşumlarını daha net görebilmek için de buradaki girdap konturları, kanat veteri boyunca 2B dağılımlar şeklinde, kanat köklerinde ve kanat köklerinden  $R/3$  ve  $2R/3$  uzaklıktaki kesitlerde görselleştirilmiştir. Eş-girdap konturlarında kırmızı renkli kısımlar pozitif eş-girdap bölgelerini (*saatin tersi yönünde*) mavi renkli kısımlar ise negatif eş-girdap bölgelerini (*saat yönünde*) belirtmektedir.



Şekil 4.15 : BT kanadında boyutsuz Z-girdap ( $\omega_{ND}$ ) konturları (a) İzometrik görünüm (b) Kanat kökü (c)  $R/3$  kesiti (d)  $2R/3$  kesiti.



Şekil 4.16 : MS kanadında boyutsuz Z-girdap ( $\omega_{ND}$ ) konturları (a) İzometrik görünüm (b) Kanat kökü (c)  $R/3$  kesiti (d)  $2R/3$  kesiti.



Şekil 4.15'te görülebileceği üzere,  $\alpha = 5^\circ$ 'deki BT kanadı için hem saat yönünde hem de saat yönünün tersinde sabit iz yoluna (*wake street*) sahip hücum-kenarı girdapları gözlenmiştir.  $\alpha = 40^\circ$  ve  $\alpha = 90^\circ$ 'de hücum-kenarı girdapları BT kanadının hücum kenarından doğrudan ayrılmış ve ikincil bir saat yönü girdabı (mavi-renkli) kanadın üst yüzeyinde üretilmiştir.  $R/3$  kesitinde de saat yönü girdabı, kanadın hücum kenarının yakınında oluşmuştur. BT kanadının alt yüzeyinde oluşan baskın kararsız bir hücum-kenarı girdabı da görülmüştür.  $\alpha = 90^\circ$ 'de girdaplar dik cisimdeki girdap yapılarına (*bluff body vortex structures*) oldukça benzemiştir. Hücum açısı artarken girdap daha baskın ve kararsız duruma gelmiş ve iz (*wake*) kalınlığı da artmıştır.

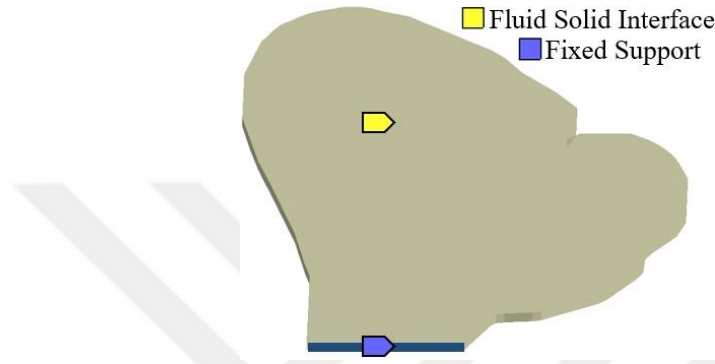
Şekil 4.16'dan anlaşılacağı üzere,  $\alpha = 5^\circ$ 'deki MS kanadı için hem hücum-kenarı girdaplarında hem de firar-kenarı girdaplarında kararsız bir biçimde kopmalar özellikle kanadın kök kısmında görülmüştür. Bu kararsız yapı kanadın uç kısmına doğru yok olmuştur.  $\alpha = 30^\circ$ 'de, MS kanadının üst yüzeyindeki hücum-kenarı girdapları BT kanadına kıyasla kanat yüzeyinin daha yakınında oluşmuştur. İkincil bir saat yönü tersi girdabı (kırmızı-renkli) kanadın üst yüzeyinde yükseklik bakımından daha zayıf olarak üretilmiştir ancak bu durum hücum kenarından firar kenarına doğru daha fazla yayılmıştır. MS kanadının alt yüzeyindeki girdap oluşumu kanat kökünde daha baskın olup kanat ucuna doğru zayıflamıştır.  $\alpha = 90^\circ$ 'de, BT kanadındaki gibi dik cisim girdap yapıları görülmüştür. Girdap yapılarının oldukça kararsız yapıda olduğu açıktır. Ancak, mevcut çalışmada analizleri doğrulayabilmek için öncelikle zamandan bağımsız aerodinamik yükler altındaki kanatların tek-yönlü statik aeroelastisitesi ele alındığından burada zamandan bağımsız analizler yeterli olmuştur.

#### 4.3.4 Zamandan bağımsız SE analizleri

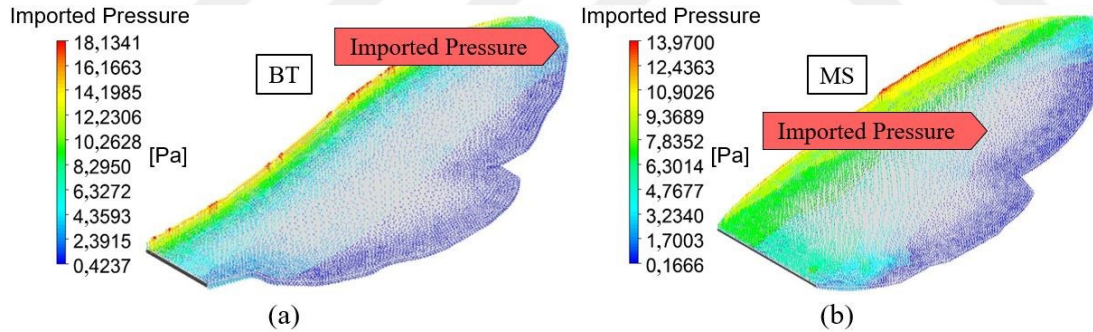
Sonlu elemanlar yöntemiyle zamandan bağımsız yapısal analizlerde deformasyonları tahmin edebilmek amacıyla SE çözücüsü olarak ANSYS/Mechanical APDL kullanılmıştır. Zamandan bağımsız aerodinamik ve yapısal deformasyon arasındaki etkileşimi incelemek için HAD analizlerinden elde edilen aerodinamik yükler, basınç yükleri olarak ANSYS/Static Structural kısmına aktarılmıştır. Basınç yüklerine maruz kalan 3B, biyo-esinlenmiş BT ve MS kanatlarının yapısındaki yer değiştirmeleri bulabilmek amacıyla Eşitlik (3.9)'dan yararlanılmıştır.

#### 4.3.4.1 Yapısal alan ve sınır koşulları

Katı modellerin sınır koşulları, kanat açıklığı boyunca eğilme olması için kanat kökünde sabit destek (*fixed support*) olarak ve basınç yüklerinin uygulanacağı akışkanla etkileşimli yüzey için de akış-katı arayüzü (*fluid-solid interface*) olarak tanımlanmıştır (Şekil 4.17). Daha önce ANSYS/Fluent'ten elde edilen basınç yükleri, ANSYS/Static Structural'da tanımlanan akışkan-katı arayüzünün sonlu eleman ağlarına Şekil 4.18'deki gibi uygulanmıştır.



Şekil 4.17 : Katı model için sınır koşulları (Fixed Support = mavi, Fluid Solid Interface = sarı).



Şekil 4.18 : Akışkan analizinden kanatların yapısal analizlerine basınç yüklerinin aktarılması (a) BT (b) MS.

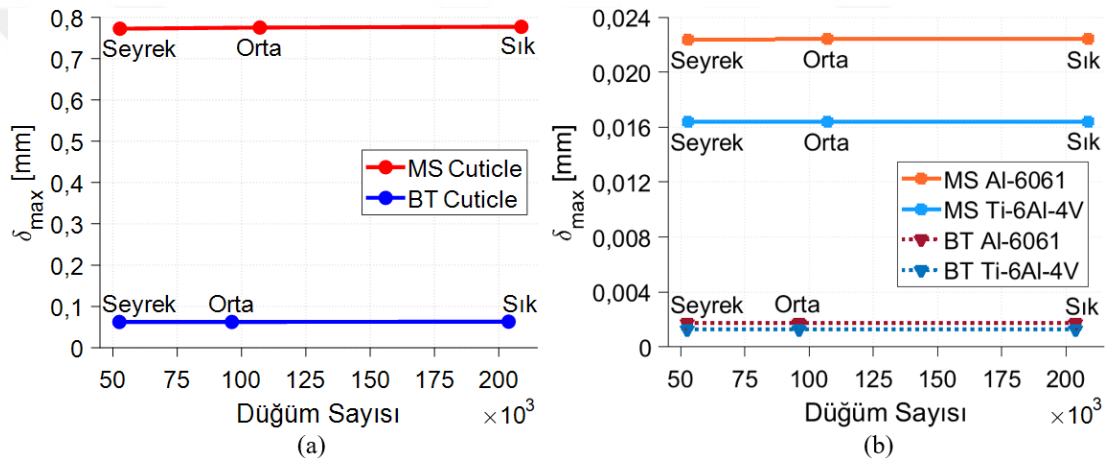
#### 4.3.4.2 Ağ yapısı iyileştirme çalışması

Yapısal kısımlarda da uygun ağ yapısını seçebilmek ve çözümlerin yakınsanabilirliğini kontrol edebilmek amacıyla 5°'lik hücum açısındaki BT ve MS kanatları için ağ yapısı iyileştirme çalışması gerçekleştirilmiştir. Daha önce ANSYS/Design Modeler'da modellenen akışkan ve yapısal alanlardan bu kez akışkan modeller bastırılmış ve ANSYS/Static Structural kısmında sonlu eleman ağ yapıları oluşturulmuştur. Aynı şekilde, kanatlar için seyrek, orta ve sık ağ yapıları (Çizelge 4.8) örülmüştür. Kanatlara *Cuticle*, *Al-6061* ve *Ti-6Al-4V* malzemeleri atanarak analizler yapılmıştır.

Çizelge 4.8 : Ağ yapısı iyileştirme çalışmasındaki düğüm sayıları.

Ağ türü	BT kanadındaki düğüm sayısı	MS kanadındaki düğüm sayısı
Seyrek	52491	52718
Orta	96222	107110
Sık	203795	208729

Ağ yapısı iyileştirme çalışması sonucunda, Şekil 4.19'da belirtildiği gibi çeşitli malzemelerdeki BT ve MS kanatlarının her birinde maksimum uç sehimini ( $\delta_{max}$ ) değerlerinin yakınsadığı gözlenmiştir. Ayrıca, her ağ yapısında elde edilen yer değiştirme değerleri ile sık ağ yapısındaki sonuçlara kıyasla hesaplanan fark yüzdeleri Çizelge 4.9'da verilmiştir.



Şekil 4.19 : 5°'lik hücum açısında elde edilen maksimum uç sehimini ( $\delta_{max}$ ) değerlerinin yakınsaması (a) *Cuticle* malzemeli BT ve MS (b) *Al-6061* ve *Ti-6Al-4V* alaşım malzemeli BT ve MS.

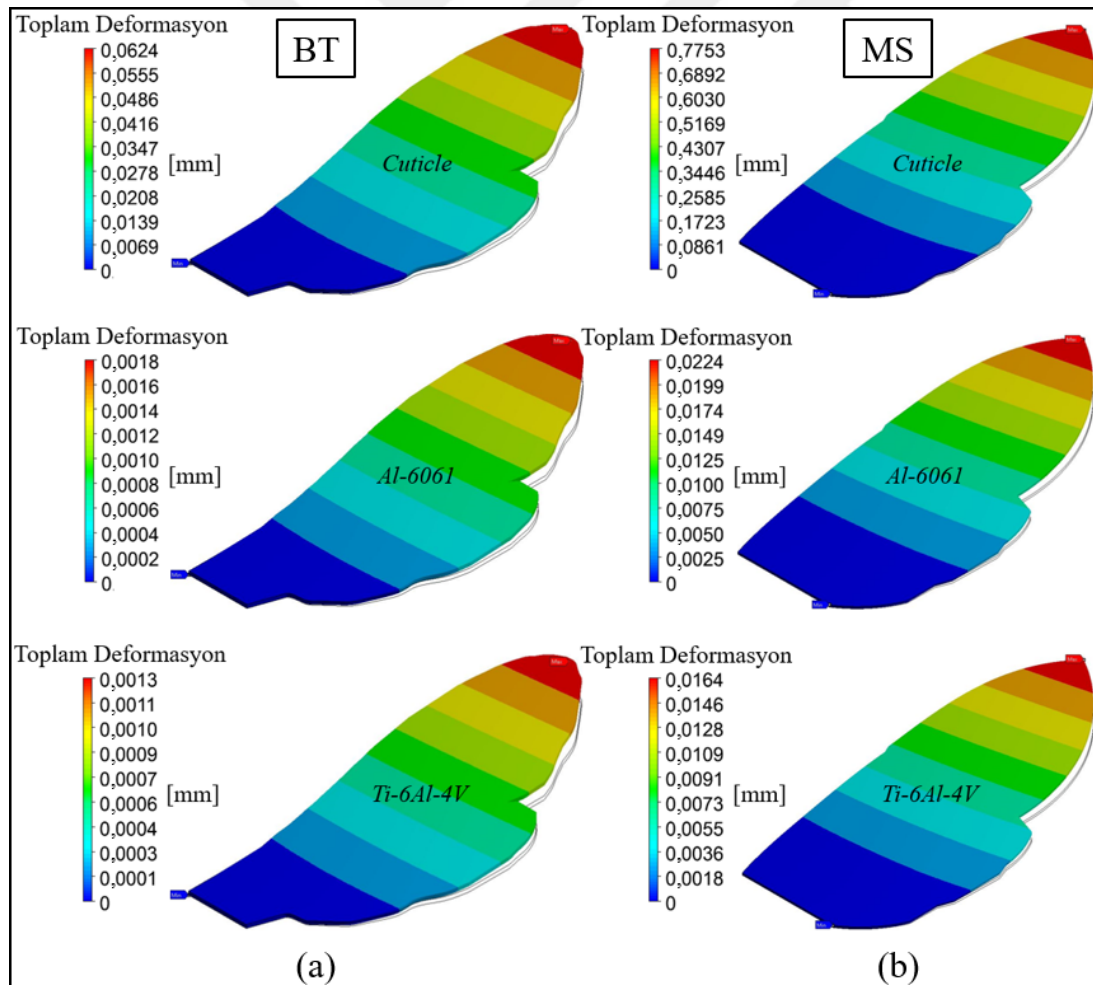
Çizelge 4.9 : 5°'lik hücum açısındaki BT ve MS kanatlarının farklı ağ yapıları için maksimum yer değiştirme sonuçları.

	BT için $\delta_{max}$ sonuçları [mm]				MS için $\delta_{max}$ sonuçları [mm]			
	<i>Cuticle</i>	<i>Al-6061</i>	<i>Ti-6Al-4V</i>	Fark [%]	<i>Cuticle</i>	<i>Al-6061</i>	<i>Ti-6Al-4V</i>	Fark [%]
<i>Seyrek</i>	0,06243	0,00175	0,00128	1,54	0,77258	0,02235	0,01637	0,59
<i>Orta</i>	0,06245	0,00176	0,00129	1,06	0,77535	0,02241	0,01640	0,24
<i>Sık</i>	0,06312	0,00177	0,00130		0,77720	0,02242	0,01641	

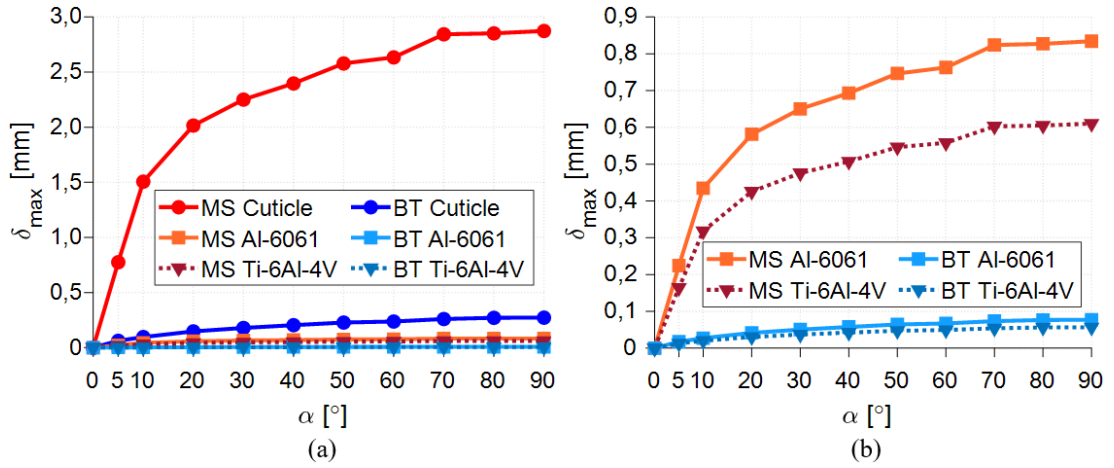
Kullanılan üç farklı örgü yapısı için de sonuçlar birbirine oldukça benzer çıkmıştır. Burada analiz süresi bakımından pek farklılık olmamakla birlikte analizlerin bilgisayarda kapladığı alan da düşünülerek orta sıklıkta ağ yapısı seçilmiştir.

#### 4.3.4.3 Zamandan bağımsız SE analizi sonuçları

Çeşitli hücum açılarında aerodinamik yönden incelenmiş olan BT ve MS kanatlarının statik aeroelastisite analizleri için zamandan bağımsız SE yöntemi ele alınmıştır. SE çözücüsü olarak ANSYS/Mechanical APDL kullanılmış ve kanatların orta sıklıktaki ağ yapıları için deformasyonları ANSYS/Static Structural ile simüle edilmiştir. Tek-yönlü AYE yöntemiyle gerçekleştirilen bu analizlerde, BT ve MS kanatlarının kararlı akış aerodinamiği ve statik yapısı eş-zamanlı incelenmiştir. Karşılaştırma yapmak amacıyla üç farklı malzemenin tanımlandığı BT ve MS kanatlarının çeşitli hücum açılarındaki maksimum yer değiştirmeleri bulunmuştur. Tek-yönlü AYE analizleri sonucunda  $\alpha = 5^\circ$ 'deki farklı malzemeli kanatlar için toplam deformasyon konturları Şekil 4.20'de verilmiştir. Her hücum açısında bulunan maksimum uç sehimi sonuçları da Şekil 4.21(a)'da gösterilmiş ve alaşım malzemelerinin kullanıldığı sonuçların daha yakından görünümü ise Şekil 4.21(b)'de sunulmuştur.



Şekil 4.20 : Farklı malzemelere sahip kanatların 5°'lik hücum açısında elde edilen toplam deformasyonları (a) BT (b) MS.



Şekil 4.21 : İncelenen hücum açılarında ( $\alpha$ ) kullanılan (a) farklı malzemeler için maksimum uç sehim ( $\delta_{max}$ ) sonuçları (b) alaşım malzemeleri için sonuçların daha yakından görünümü.

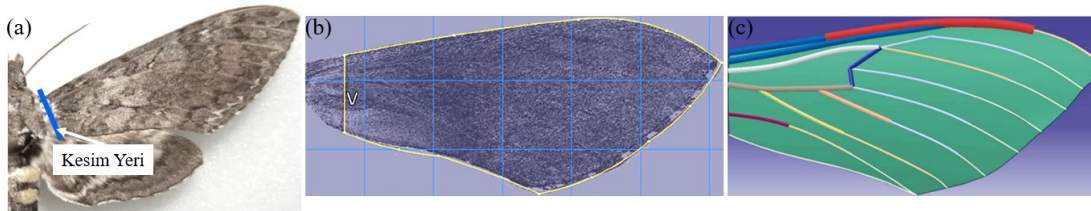
Maksimum sehimler, sertlik matrisine ve bunun sonucunda da Young modülüne ters orantılıdır. Şekil 4.21’de görüleceği üzere maksimum uç eğimi, daha düşük bir Young modülüne sahip *cuticle* için daha fazla olup daha yüksek bir Young modülüne sahip titanyum alaşımı (Çizelge 4.5) için daha az olarak saptanmıştır. *Cuticle* MS kanadı, BT kanadına ve kullanılan diğer alaşım malzemelerine kıyasla çok daha fazla uç eğimine sahiptir. Alüminyum alaşımlı kanatların titanyum alaşımlı kanatlardan 1,4 kat daha fazla uç eğimine sahip olduğu bulunurken, *cuticle* kanatların titanyum alaşımlı kanatlardan yaklaşık 50 kat daha fazla uç eğimine sahip olduğu saptanmıştır.

#### 4.4 Seçilen Atmaca Güvesi Kanadının Farklı Yapılarda Modellenmesi ve Modal Analizleri

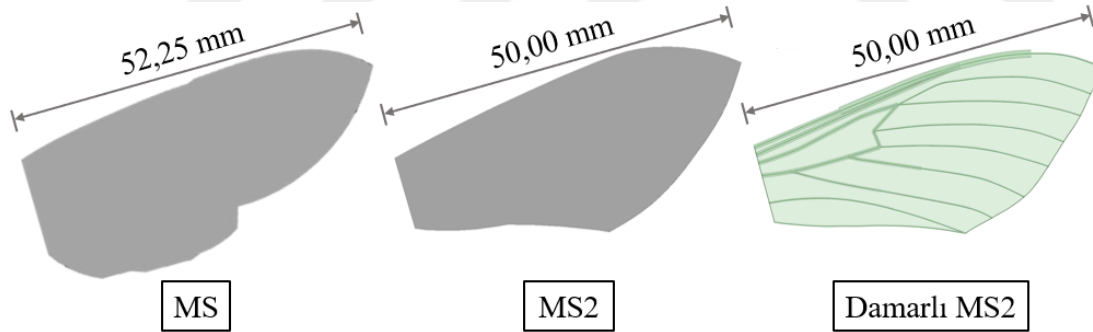
Zamandan bağımsız HAD ve SE analizleri gerçekleştirilen kanatlardan MS kanadının aerodinamik açıdan daha verimli olması ve özellikle *cuticle* malzemeli MS kanadında deformasyonların daha iyi gözlemlenebilmesi sebebiyle analizlere MS kanadıyla devam edilmiştir. Ön ve arka kanat bölgeleri birleştirilerek modellenmiş MS kanadının sadece ön kanat bölgesi ele alınarak yeni bir kanat modeli oluşturulmuş ve yeni modellenen düz-ön kanat yapısı “MS2” olarak adlandırılmıştır. Daha sonra MS2 kanat yapısına gerçek böcek kanadında olduğu gibi damar yapıları dahil edilmiş ve bu şekilde modellenen damarlı-ön kanat “Damarlı MS2” olarak tanımlanmıştır. Hem kanatların doğal frekanslarını elde etmek hem de MS2 ve damarlı MS2 kanatlarının doğru bir şekilde modellendiğini kontrol etmek amacıyla sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak kanatların modal analizleri gerçekleştirilmiştir.

#### 4.4.1 Kanat geometrileri

Bu çalışmadaki düz kanat yapıları Solidworks kullanılarak modellenmiş ve ANSYS/SpaceClaim'deki kiriş (*beam*) özelliği ile düz-ön kanada damar yapıları eklenmiştir. Gerçek atmaca güvesi *Manduca sexta* böceğinin düz-ön kanadını ve buradaki damarlı yapıyı modellemek için Sims [65] çalışmasında deneysel ve sayısal olarak modal analizleri gerçekleştirilen kanat modelleri örnek alınmıştır (Şekil 4.22). Usherwood ve Ellington [61] çalışmasından yararlanılarak ön ve arka kanat bölgeleri birleştirilmiş şekilde modellenen *MS* kanadına kıyasla, Sims [65] çalışmasından yararlanılarak ön kanat bölgesi modellenen *MS2* kanadı ve bu bölgeye damarlı yapı eklenilerek modellenen *Damarlı MS2* kanadı Şekil 4.23'te verilmiştir.



Şekil 4.22 : Sims [65] çalışmasında kullanılan (a) gerçek *Manduca sexta* ön kanadı, (b) modellenmiş düz-ön kanat ve (c) damarlı kanat.



Şekil 4.23 : *Manduca sexta* kanadı taklit edilerek modellenen kanatlar.

Çizelge 4.10 : MS, MS2 ve Damarlı MS2 kanatlarının geometrik özellikleri.

Modellenen Kanat	$R$ [m]	$\bar{c}^*$ [m]	$S$ [m <sup>2</sup> ]
MS	0,05225	0,01846	0,000965
MS2	0,05000	0,01594	0,000797
Damarlı MS2	0,05000	0,01638	0,000819

\* $\bar{c}$  değeri Eşitlik (2.1) kullanılarak hesaplanmıştır.

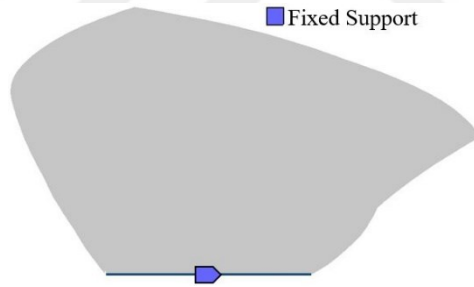


#### 4.4.2 Malzeme özellikleri ve sınır koşulları

Sims [65] tarafından gerçekleştirilen deneysel ve sayısal çalışmalarda, öncelikle gerçek *Manduca sexta* ön kanadı fotokopi makinesine yerleştirilerek kağıt malzemeli düz kanadın modal analizleri yapılmıştır. Daha sonra membran ve damar bölgeleri gerçek böcek kanadı malzemesine benzer şekilde *cuticle* malzemesiyle modellenmiştir. Kanatların modal analizleri için sonlu elemanlar modelinde kullanılan malzemelerin mekanik özellikleri Çizelge 4.11’de verilmiş ve kabuk modellerin sınır koşulu olarak Şekil 4.24’te gösterildiği gibi kanat kökünde *fixed support* tanımlanmıştır.

Çizelge 4.11 : MS, MS2 ve Damarlı MS2 kanatlarının malzeme özellikleri.

Malzeme	$\rho_m$ [kgm <sup>-3</sup> ]	$E$ [GPa]	$\nu$ [-]	$B$ [GPa]	$G$ [GPa]
Kağıt	0,860	0,0075	0,3	0,00625	0,00288
Membran, <i>Cuticle</i>	2300	1,9	0,495	63,333	0,63545
Damar, <i>Cuticle</i>	2300	3,7	0,495	123,33	1,23750

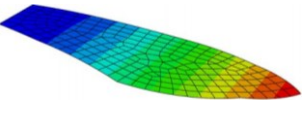
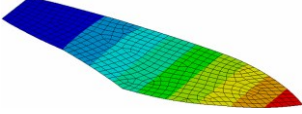
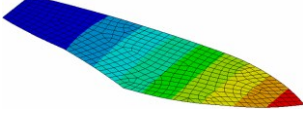
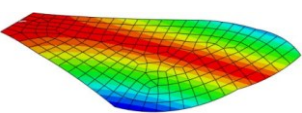
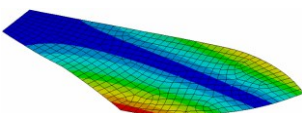
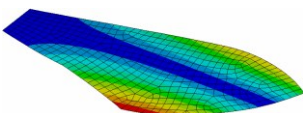


Şekil 4.24 : Kabuk model için sınır koşulu (Fixed Support = mavi).

#### 4.4.3 Düz kanadın modal analizleri ve literatürdeki verilerle doğrulanması

Çizelge 4.12’de, *Manduca sexta* ön kanadından esinlenilmiş düz kanat modellerinin ilk eğilme modu (*first bending mode*, Mode 1) ve ilk burulma modu (*first torsion mode*, Mode 2) gösterilmiştir. Öncelikle Sims [65] çalışmasında olduğu gibi 0,12 mm kalınlığındaki düz-ön kanat için kağıt malzemesi tanımlanmış ve modal analiz sonucunda doğal frekanslar literatürdeki verilerle [65] oldukça benzer çıkmıştır. Buna ek olarak, iki-yönlü AYE analizlerinde kullanılmak üzere modellenen 0,30 mm kalınlıklı ve *cuticle* malzemeli düz-ön kanadın doğal frekansları da modal analizle elde edilmiş ve mod şekilleri aynı çizelge üzerinde belirtilmiştir.

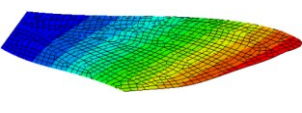
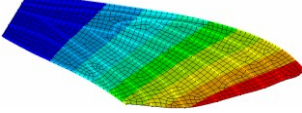
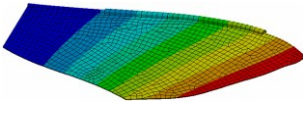
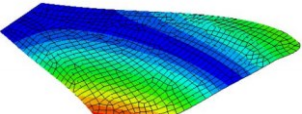
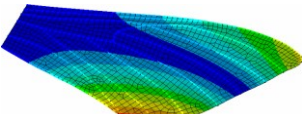
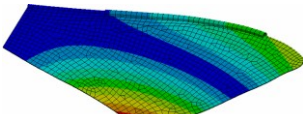
Çizelge 4.12 : Düz-ön kanatların modal analiz sonuçları.

	0,12 mm kağıt Düz-ön kanat [65]	0,12 mm kağıt MS2	0,30 mm <i>cuticle</i> MS2
<i>Mode 1</i>	22 Hz 	22,141 Hz 	19,26 Hz 
<i>Mode 2</i>	109 Hz 	108,69 Hz 	87,043 Hz 

#### 4.4.4 Damarlı kanadın modal analizleri ve literatürdeki verilerle doğrulanması

Çizelge 4.13'te, *Manduca sexta* ön kanadından esinlenilmiş damarlı kanat modellerinin ilk eğilme modu ve ilk burulma modu verilmiştir. Aynı şekilde, Sims [65] çalışmasındaki gibi 0,12 mm kalınlıklı damarlı-ön kanat için *cuticle* malzemesi tanımlanarak modal analizler gerçekleştirilmiş ve doğal frekans sonuçları literatürdeki verilere [65] oldukça yakın çıkmıştır. Bu sayede damar komponentlerinin ve çap ölçülerinin doğru modellendiği anlaşılmıştır. Ayrıca iki-yönlü AYE analizlerinde kullanılmak üzere modellenen 0,12 mm kalınlıklı, *cuticle* malzemeli ve sadece hücum-kenarında (LE) damar bulunan ve *LE Damarlı MS2* olarak adlandırılmış kanadın doğal frekansları da modal analizle elde edilerek mod şekilleri çizelgede gösterilmiştir.

Çizelge 4.13 : Damarlı-ön kanatların modal analiz sonuçları.

	0,12 mm <i>cuticle</i> Damarlı-ön kanat [65]	0,12 mm <i>cuticle</i> Damarlı MS2	0,12 mm <i>cuticle</i> LE Damarlı MS2
<i>Mode 1</i>	41 Hz 	40,598 Hz 	24,701 Hz 
<i>Mode 2</i>	91 Hz 	91,209 Hz 	62,618 Hz 



## 5. İKİ-YÖNLÜ AKIŞKAN-YAPI ETKİLEŞİMİ ANALİZLERİ

Havada asılı kalma yeteneklerine sahip böcek kanatlarının düşük Reynolds sayılarındaki aerodinamiği ile farklı malzeme ve damarlanma durumlarındaki yapısal dinamikleri, biyo-esinlenmiş çırpan kanatlı MHA uygulamalarında sıkça ele alınmaktadır. Çalışmanın önceki kısımlarında (bölüm 4.3) atmaca güvesi kanadından esinlenilmiş kanat modelinin zamandan bağımsız aerodinamiği ve tek-yönlü akışkan-yapı etkileşimi analiz edilmiştir. Bu kısımda ise biyo-esinlenmiş kanadın farklı yapıları (Şekil 4.23) ele alınarak saf-dalma hareketi altında zamana bağlı aerodinamiği ve iki-yönlü akışkan-yapı etkileşimleri incelenmektedir.

### 5.1 Akışkan ve Malzeme Özellikleri

Zamana bağlı akış analizlerinde, akışkan olarak ‘hava’ seçilmiş ve sıkıştırılmaz, laminer akış özellikleri kullanılmıştır. Havanın yoğunluğu ve dinamik viskozitesi sırasıyla  $\rho_f = 1,225 \text{ kgm}^{-3}$  ve  $\mu = 1,7894 \times 10^{-5} \text{ kgm}^{-1}\text{s}^{-1}$  olarak kabul edilmiştir. Membran ve damar yapıları için Çizelge 4.11’de verilen *cuticle* malzemesi kullanılmıştır. Buna ek olarak rijit ve esnek malzemeli kanatların iki-yönlü AYE analizlerini karşılaştırmak için 1000 GPa Young modülüne sahip rijit bir malzeme de tanımlanmıştır.

### 5.2 Kinematik Özellikler

Tobacco hawkmoth *Manduca sexta* türleri, ileriye doğru uçuş ve havada asılı kalma yetenekleri sayesinde biyo-esinlenmiş çırpan kanatlı MHA tasarımlarında en çok kullanılan böceklerden biridir. Literatürdeki birçok araştırmacı, havada asılı kalan erkek (M) ve dişi (F) *Manduca sexta* türlerini *M1*, *F1* ve *F2* olarak kategorize etmişlerdir. Gerçek *Manduca sexta* türlerine [21] ve gerçek parametrelerden esinlenerek oluşturulmuş kanat modellerine [26], [38], [66] ait uçuş özellikleri ise Çizelge 5.1’de incelenmiştir. Burada, havada asılı durumdaki farklı *Manduca sexta* türleri için kanat çırpma frekansı ( $f$ ), vuruş düzlemi açısı ( $\beta$ ) ve vuruş genliği ( $\phi$ ) gibi parametreleri kapsayan uçuş koşulları dikkate alınmıştır.

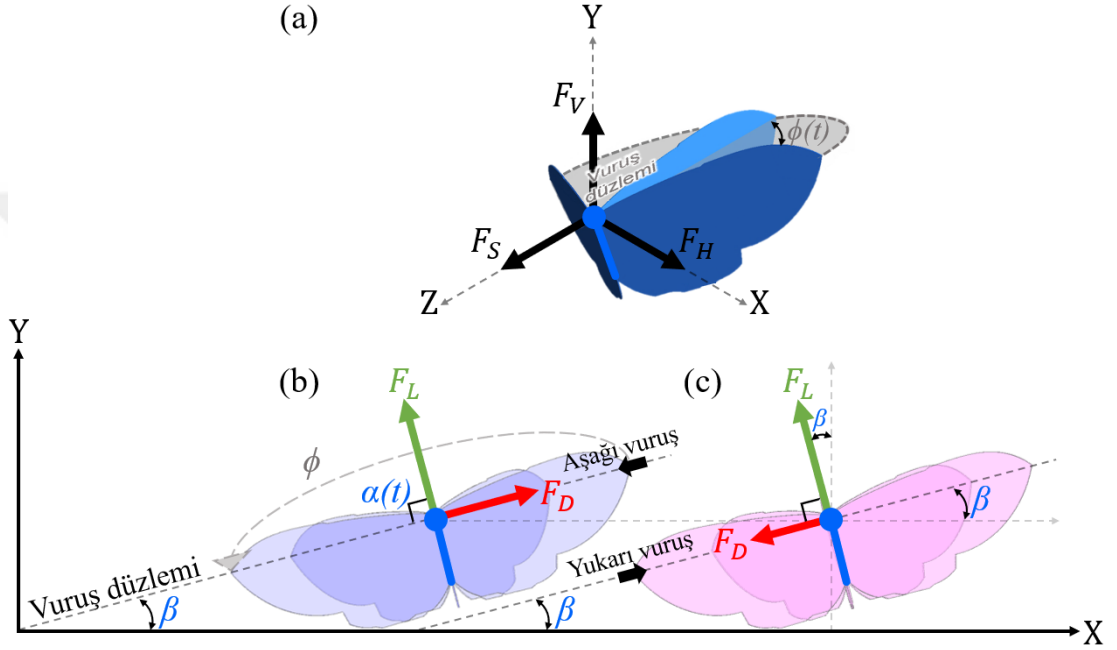
Çizelge 5.1 : Havada asılı durumdaki *Manduca sexta* kanadının literatürde mevcut kinematik verileri.

<i>Türler</i>	$f$ [ $s^{-1}$ ]	$\beta$ [ $^{\circ}$ ]	$\phi$ [ $^{\circ}$ ]	<i>Kaynak</i>
M1 - A		11,0	114,5	[21]
M1 - B		15,5	115,1	[21]
M1 - C		18,5	113,5	[21]
M1 - Ortalama	26,10	15,0	114,4	[21]
F1 - A		17,8	121,9	[21]
F1 - B		17,9	123,6	[21]
F1 - C		13,2	118,8	[21]
F1 - Ortalama	26,30	16,3	121,4	[21]
F2 - A		21,8	106,5	[21]
F2 - B		21,1	115,7	[21]
F2 - C		27,2	117,4	[21]
F2 - Ortalama	25,40	23,4	113,2	[21]
Türetilmiş M1	26,10	23,6	114,6	[26]
Türetilmiş M1	26,10	15,0	114,6	[38]
Türetilmiş M1	29,46	15,0	110,8	[66]

Çizelge 5.1’de de görülebileceği üzere, *Manduca sexta* kanatlarının vuruş düzlemi açıları genellikle  $10^{\circ}$  ila  $30^{\circ}$  aralığındadır. Gerçekte *Manduca sexta* kanatları vuruş pozisyonu (anlık vuruş) açısı, yunuslama açısı ve sapma açısı şeklinde üç serbestlik dereceli harekete sahiptir. Bu çalışmada ise MS, MS2 ve LE damarlı MS2 kanatlarının sadece vuruş pozisyonu açısına sahip yani diğer açılar sabit olduğu varsayılarak tek serbestlik dereceli hareket için zamana bağlı aerodinamik araştırılmıştır. Çizelge 5.1’de verilen parametreler referans alınarak öncelikle eğimli ve dikey vuruş düzlemleri boyunca saf dalma hareketi gerçekleştiren rijit bir kanadın aerodinamiği incelenmiştir. Burada amaç zamana bağlı HAD yöntemi kullanılarak farklı kanat çırpma frekansları, vuruş düzlemi açıları ve vuruş genlikleri için üretilen aerodinamik kuvvetleri karşılaştırmaktır. Böylece analizlerden uygun parametreler seçilerek farklı kanat yapılarının iki-yönlü AYE analizleri gerçekleştirilecektir.

Mevcut çalışmada havada asılı durum için kuvvet dengesi dikkate alındığında koordinat sistemi Şekil 5.1’de gösterildiği gibi oluşturulmuştur. Şekil 4.3(b)’de modellenen MS kanadı belirli bir vuruş düzlemi boyunca sabit bir yunuslama açısıyla [ $\alpha(t) = 90^{\circ}$ ] koordinat düzlemine yerleştirilmiş ve kullanıcı tanımlı bir fonksiyon (UDF) aracılığıyla kanat modeline basit sinüzoidal hareket uygulanmıştır.

Koordinat sisteminin yatay ( $X$ ), dikey ( $Y$ ) ve sayfa düzlemine dik ( $Z$ ) eksenlerindeki kuvvetler sırasıyla yatay ( $F_H$ ), dikey ( $F_V$ ) ve kenar ( $F_S$ ) aerodinamik kuvvetler olarak tanımlanmıştır. Saf-dalma hareketi kanat kökü etrafında gerçekleştirilmiş ve kanadın ilk konumuna yani  $-Z$  eksenine göre kanat pozisyonu, anlık vuruş açısı [ $\phi(t)$ ] olarak belirtilmiştir [Şekil 5.1(a)]. Ayrıca kanadın çırpma hareketini gerçekleştirdiği vuruş düzlemine paralel ve dik etki eden sürüklenme ( $F_D$ ) ve kaldırma ( $F_L$ ) kuvvetlerinin yönleri aşağı vuruş [Şekil 5.1(b)] ve yukarı vuruş [Şekil 5.1(c)] boyunca gösterilmiştir.



Şekil 5.1 : Belirli bir vuruş düzlemi açısında ( $\beta$ ) havada asılı durumdaki MS kanadına etki eden (a) yatay ( $F_H$ ), dikey ( $F_V$ ) ve kenar ( $F_S$ ) aerodinamik kuvvetler, (b) aşağı vuruşta sürüklenme ( $F_D$ ) ve kaldırma ( $F_L$ ) kuvvetleri, (c) yukarı vuruşta sürüklenme ( $F_D$ ) ve kaldırma ( $F_L$ ) kuvvetleri.

Kanada saf-dalma hareketi tanımlayabilmek amacıyla bir UDF kodu hazırlanmıştır. Buradaki UDF kodu, C programlama dilinde yazılmış ve kodun doğruluğu ise Şenol [67] tez çalışmasında ve TÜBİTAK 1001 projemiz kapsamında test edilmiştir. UDF kodunun içerisine, anlık kanat çırpma açıları [ $\phi(t)$ ] için Eşitlik 5.1 ve bunun zamana bağlı türevi yani hız [ $d\phi(t)/dt$ ] için Eşitlik 5.2 tanımlanmıştır:

$$\phi(t) = \frac{\phi}{2} \sin(2\pi ft) \quad (5.1)$$

$$\frac{d\phi(t)}{dt} = \phi \pi f \cos(2\pi ft) \quad (5.2)$$

burada  $\phi$  vuruş genliğini,  $f$  kanat çırpma frekansını ve  $t$  ise zamanı göstermektedir.

### 5.3 Esnek Olmayan MS Kanadının Zamana Bağlı HAD Analizleri

Tez çalışmasının bu kısmında, havada asılı durumdaki *Manduca sexta* kanadının *F1-Ortalaması* için kinematik özellikleri (Çizelge 5.1) temel alınarak esnek olmayan MS kanadının saf-dalma hareketi altında zamana bağlı aerodinamiği incelenmiştir. Farklı kinematik parametrelerle gerçekleştirilen analizlerde ele alınan durumlar Çizelge 5.2’de belirtilmiştir. Burada *F1-Ortalaması*’na benzer şekilde *Durum 1* oluşturulmuş, kanat çırpma frekansı ( $f$ ) azaltılarak *Durum 2*, artırılarak da *Durum 3* oluşturulmuştur. Daha sonra *Durum 3*’teki vuruş genliği ( $\phi$ ) azaltılarak *Durum 4* oluşturulmuştur. Son olarak ise vuruş düzlemi açısının ( $\beta$ ) etkisini gözlemlemek amacıyla *Durum 1, 5 ve 6* karşılaştırılmıştır. Çizelge 5.2’de ayrıca Eşitlik (2.11) ve Eşitlik (2.12) kullanılarak hesaplanan referans hız ( $U_{ref}$ ) ve Reynolds sayısı ( $Re$ ) değerleri belirtilmiştir.

Çizelge 5.2 : MS kanadının zamana bağlı HAD analizinde kullanılan kinematik parametreler.

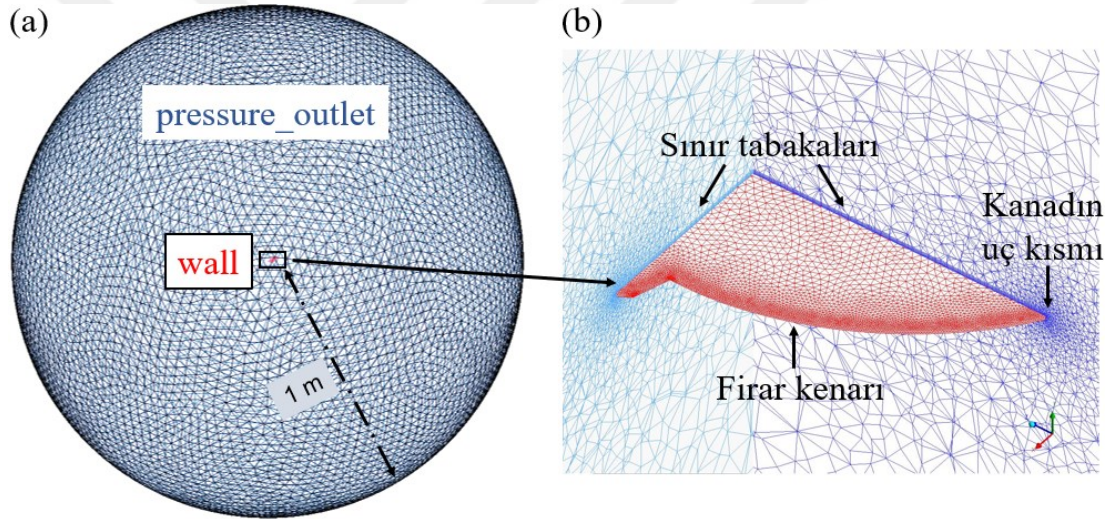
<i>Durum No</i>	$f$ [ $s^{-1}$ ]	$\beta$ [ $^{\circ}$ ]	$\phi$ [ $^{\circ}$ ]	$U_{ref}$ [ $ms^{-1}$ ]	$Re$ [-]
1	26,30	15	121,4	2,97	3753
2	26,10	15	121,4	2,95	3728
3	29,46	15	121,4	3,33	4208
4	29,46	15	110,8	3,04	3842
5	26,30	30	121,4	2,97	3753
6	26,30	90	121,4	2,97	3753

\* $U_{ref}$  ve  $Re$  değerleri Eşitlik (2.11) ve Eşitlik (2.12) kullanılarak hesaplanmıştır.

#### 5.3.1 Akış alanı ve sınır koşulları

Mevcut çalışmada zamana bağlı çırpma hareketi sinüzoidal olarak tanımlanmış ve önce yarım yukarı vuruş, sonra yarım aşağı vuruş ve daha sonra da bunların ikinci yarımaları olarak tekrar yarım aşağı vuruş ve yarım yukarı vuruş şeklinde hareket dört bölgede ele alınmıştır. Çizelge 5.2’de verilen her bir durum için MS kanadının anlık aerodinamik kuvvetlerini elde etmek amacıyla ANSYS/Fluent kullanılmış ve zamana bağlı HAD simülasyonları gerçekleştirilmiştir. İncelenen uçuş koşullarında da Reynolds sayılarının düşük olması ( $Re < 10^4$ , Çizelge 5.2) nedeniyle MS kanadı etrafındaki hava akışı laminer olarak kabul edilmiştir. Sıkıştırılmaz, laminer, 3B, zamana bağlı akış koşulları için Eşitlik (3.1)-(3.4)’te verilen Navier-Stokes denklemleri kullanılmıştır.

Solidworks kullanılarak modellenen MS kanadının etrafına 1 m yarıçaplı O-tipi bir akış alanı [Şekil 5.2(a)] yerleştirmek için kanat ANSYS/Design Modeler'a gönderilmiştir. Şekil 5.2(b)'de gösterildiği gibi kanat yüzeyinden itibaren 7 sınır tabakası ilk kalınlığı  $0,002\bar{c}$  olacak şekilde modellenmiş ve kanada yakın kısımda daha sık ağ yapısı örülmüştür. Ağ yapısı oluşturulmuş hacimler, serbest akış hızının  $0 \text{ ms}^{-1}$  olduğu havada asılı uçuş (*hover flight*) sınır koşulları kapsamında [Şekil 5.2(a)] ANSYS/Fluent'e aktarılmıştır. Burada sınır koşulları, dış alan için *pressure\_outlet* ve kanat için *wall* olarak tanımlanmıştır. Havada asılı durum için tüm örgü yapısının hareket ettirilmesi uygun olup dinamik ağ yapısı (*dynamic mesh*) kullanılmıştır. Bunun için *smoothing* örgü yapısı oluşturma seçeneği kullanılmış ve *dynamic mesh* kısmına *compiled UDF* kodu aktararak basit sinüzoidal hareket sağlanmıştır. SIMPLE ve Least Squares Cell Based yöntemleri seçilerek analizler gerçekleştirilmiştir.



Şekil 5.2 : (a) Havada asılı uçuştaki sınır koşulları (*pressure\_outlet* = mavi, *wall* = kırmızı) (b) Kanat etrafındaki ağ yapısının ve sınır tabakalarının yakından görünümü.

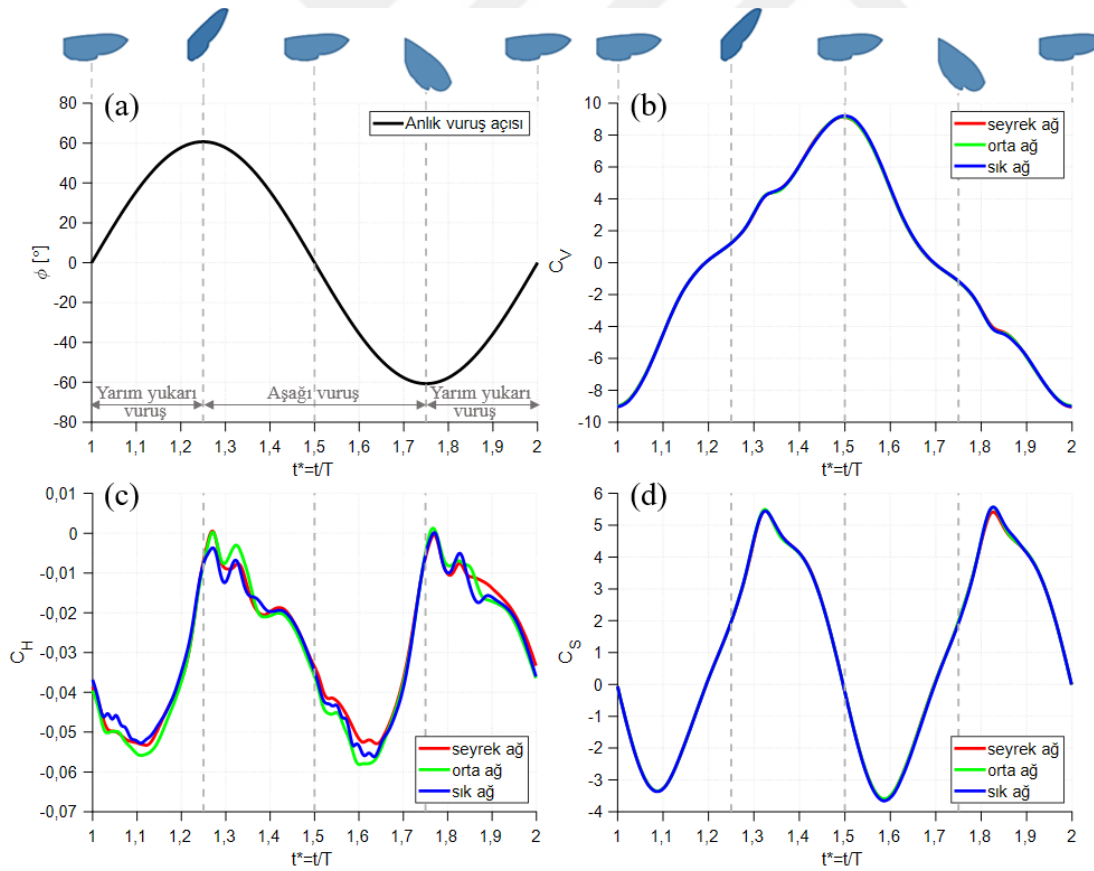
### 5.3.2 Ağ yapısı iyileştirme çalışması

Ağ yapısı iyileştirme çalışması, MS kanadının dikey vuruş düzlemi ( $\beta = 90^\circ$ ) boyunca havada asılı kalacağı *Durum 6* göz önünde bulundurularak yapılmıştır. Daha önce ANSYS/Design Modeler kullanılarak hazırlanan akışkan alanlarında ağ yapısı oluşturmak amacıyla yapısal kısımlar bastırılarak ANSYS/Meshing'e gönderilmiştir. Seyrek, orta ve sık ağ şeklinde üç farklı örgü yapısı oluşturulmuştur. Çizelge 5.2'deki *Durum 6* kinematik parametreleri kullanılarak MS kanadının HAD analizleri 2 CPU 16 core Intel Xeon Z640 bilgisayarda gerçekleştirilmiştir.

Her ağ yapısına karşılık gelen toplam eleman sayıları ile her ağ yapısında elde edilen aerodinamik kuvvet katsayılarının sayısal yakınsamaları için gereken analiz süreleri Çizelge 5.3'te verilmiştir. Bir periyottaki her çeyrek vuruş boyunca kanadın pozisyonları Şekil 5.3'ün üst kısımlarında belirtilmiştir. Şekil 5.3(a)'da, yarım yukarı vuruş ile başlayan bir döngü boyunca elde edilen anlık vuruş açıları  $[\phi(t)]$  gösterilmiştir. Bir periyot aralığındaki  $[1T \ 2T]$  dikey, yatay ve kenar aerodinamik kuvvet katsayılarının ( $C_V, C_H, C_S$ ) değişimi ise Şekil 5.3(b)-(d)'de verilmiş ve bu şekilde aerodinamik kuvvet katsayılarının yakınsadığı görülmüştür.

Çizelge 5.3 : Ağ yapısı iyileştirme çalışmasındaki eleman sayıları.

Ağ yapısı	Toplam eleman sayısı	Zaman adımı ( $\Delta t$ )	Birim periyottaki analiz süresi
Seyrek	1393423	0,0001 s	15 sa 30 dk
Orta	2020648	0,0001 s	26 sa 10 dk
Sık	7226635	0,0001 s	109 sa 20 dk



Şekil 5.3 : Durum 6 için ağ yapısı iyileştirme çalışması sonuçları (a) Anlık vuruş açısı  $[\phi(t)]$  (b) Dikey aerodinamik kuvvet katsayısı ( $C_V$ ) (c) Yatay aerodinamik kuvvet katsayısı ( $C_H$ ) (d) Kenar aerodinamik kuvvet katsayısı ( $C_S$ ).

Ağ yapısı iyileştirme çalışmasında seyrek, orta ve sık örgülü analizlerde benzer sonuçlar elde edilirken sık örgü yapılı analizlerin çok fazla zaman alması (Çizelge 5.3) sebebiyle zamana bağlı HAD analizleri için ona en yakın sonuçları veren orta sıklıktaki ağ yapısı seçilmiştir.

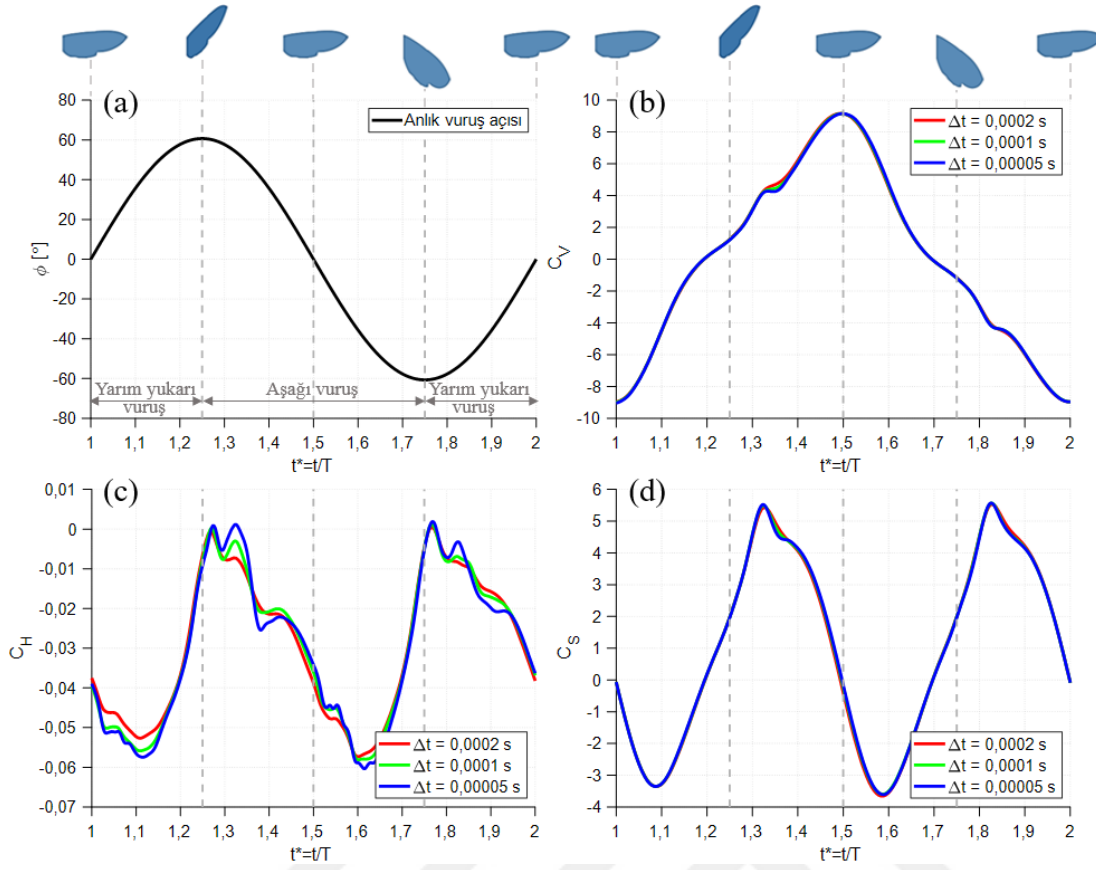
### 5.3.3 Zaman adımı iyileştirme çalışması

Zaman adımı iyileştirme çalışması, yine MS kanadının *Durum 6*'daki koşulları göz önünde bulundurularak dikey vuruş düzleminde ( $\beta = 90^\circ$ ) uygulanmıştır. Havada asılı koşul için HAD simülasyonları orta sıklıkta ağ yapısıyla üç farklı zaman adımında gerçekleştirilmiş ve bütün simülasyonlarda her bir zaman adımı için 20 alt-iterasyon kullanılmıştır. Çizelge 5.2'deki *Durum 6* kinematik parametreleri kullanılarak MS kanadının zamana bağlı HAD analizleri 2 CPU 16 core Intel Xeon Z640 bilgisayarda gerçekleştirilmiştir.

Her bir zaman adımına karşılık gelen birim periyottaki iterasyon sayıları ile her bir zaman adımında elde edilen aerodinamik kuvvet katsayılarının sayısal yakınsamaları için gereken analiz süreleri Çizelge 5.4'te verilmiştir. Yarım yukarı vuruş hareketiyle başlayan anlık vuruş açısının  $[\phi(t)]$  ve dikey, yatay, kenar aerodinamik kuvvet katsayılarının ( $C_V, C_H, C_S$ ) bir periyot aralığındaki  $[1T \ 2T]$  anlık sonuçlarını gösteren Şekil 5.4'te yine aerodinamik kuvvet katsayılarının yakınsadığı görülmüştür.

Çizelge 5.4 : Zaman adımı iyileştirme çalışmasındaki eleman sayıları.

Zaman adımı ( $\Delta t$ )	Ağ yapısı	Birim periyottaki iterasyon ( $T/\Delta t$ )	Birim periyottaki analiz süresi
0,0002 s	Orta	190	16 sa 25 dk
0,0001 s	Orta	380	26 sa 10 dk
0,00005 s	Orta	760	36 sa 15 dk



Şekil 5.4 : Durum 6 için zaman adımı iyileştirme çalışması sonuçları (a) Anlık vuruş açısı [ $\phi(t)$ ] (b) Dikey aerodinamik kuvvet katsayısı ( $C_v$ ) (c) Yatay aerodinamik kuvvet katsayısı ( $C_H$ ) (d) Kenar aerodinamik kuvvet katsayısı ( $C_s$ ).

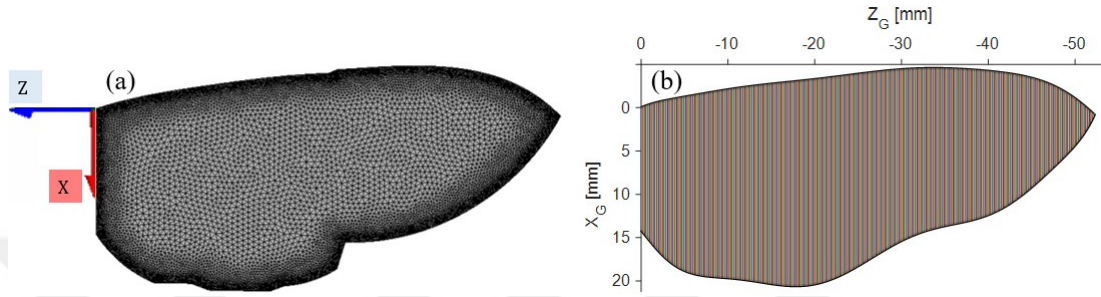
Şekil 5.4'te, zaman adımının 0,0002 s olarak uygulandığı analizlerde daha sık zaman adımlarına kıyasla özellikle tepe kısımlarında birtakım farklılıklar oluşmuştur. 0,00005 s zaman adımında ise analiz süreleri oldukça uzundur (Çizelge 5.4). Bu nedenle Çizelge 5.2'de verilen durumların zamana bağlı HAD analizlerinin 0,0001 s zaman adımında yani birim periyotta 380 iterasyonda gerçekleştirilmesi uygun görülmüştür.

Ağ yapısı ve zaman adımı iyileştirme çalışmalarının sonuçlarındaki benzerlik, sayısal analizleri doğrulama açısından önemlidir. Analizlerin bir periyodunu tamamlamaları için gereken süre ve sonuçların doğruluğu dikkate alındığında havada asılı uçuş koşulundaki HAD analizleri için orta sıklıktaki ağ yapısı ve 0,0001 s zaman adımı kullanılmıştır.



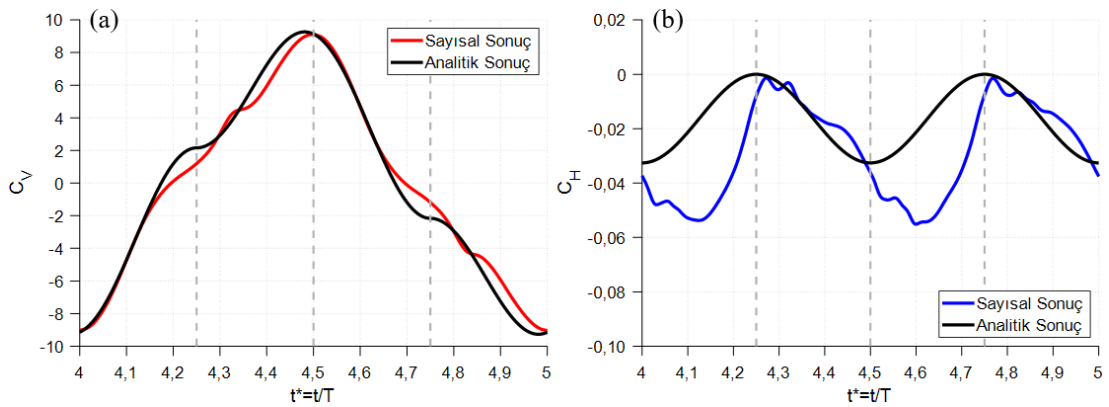
### 5.3.4 Aerodinamik kuvvetlerin literatürdeki verilerle doğrulanması

TÜBİTAK 1001 projemiz kapsamında ve Çalış [68] tarafından gerçekleştirilen tez çalışmasında, aynı MS kanat geometrisi [Şekil 5.5(a)], MATLAB'a aktarılarak kanat açıklığı boyunca kanat 700 eş parçaya bölünmüştür [Şekil 5.5(b)]. Buradaki her bir parça için hesaplanan aerodinamik kuvvetlerden toplam dikey ve yatay aerodinamik kuvvetler analitik yöntemle elde edilmiştir.



Şekil 5.5 : (a) Zamana bağlı HAD yöntemi ile analiz edilen MS kanadı (b) Analitik yöntem kullanılarak analiz edilen MS kanadı [68].

Çizelge 5.2'de verilen *Durum 6*'ya benzer şekilde kinematik parametreler, Çalış [68] tarafından gerçekleştirilen çalışmada da  $f = 26,3 \text{ s}^{-1}$ ,  $\beta = 90^\circ$  ve  $\phi = 121,4^\circ$  olarak MATLAB koduna tanımlanmış ve sinüzoidal hareket denklemi girilerek kuvvetlerin analitik sonuçları bulunmuştur. Zamana bağlı HAD yöntemiyle, orta sıklıkta ağ yapısı [Şekil 5.5(a)] ve 0,0001 s zaman adımı kullanılarak [4T 5T] periyot aralığında elde edilen dikey ve yatay aerodinamik kuvvet katsayıları, analitik yöntem kullanılarak elde edilen katsayılarla [68] karşılaştırılmıştır (Şekil 5.6). Böylece sonuçların oldukça benzer çıkmasıyla analizlerin doğru bir şekilde yapıldığı gözlenmiştir.



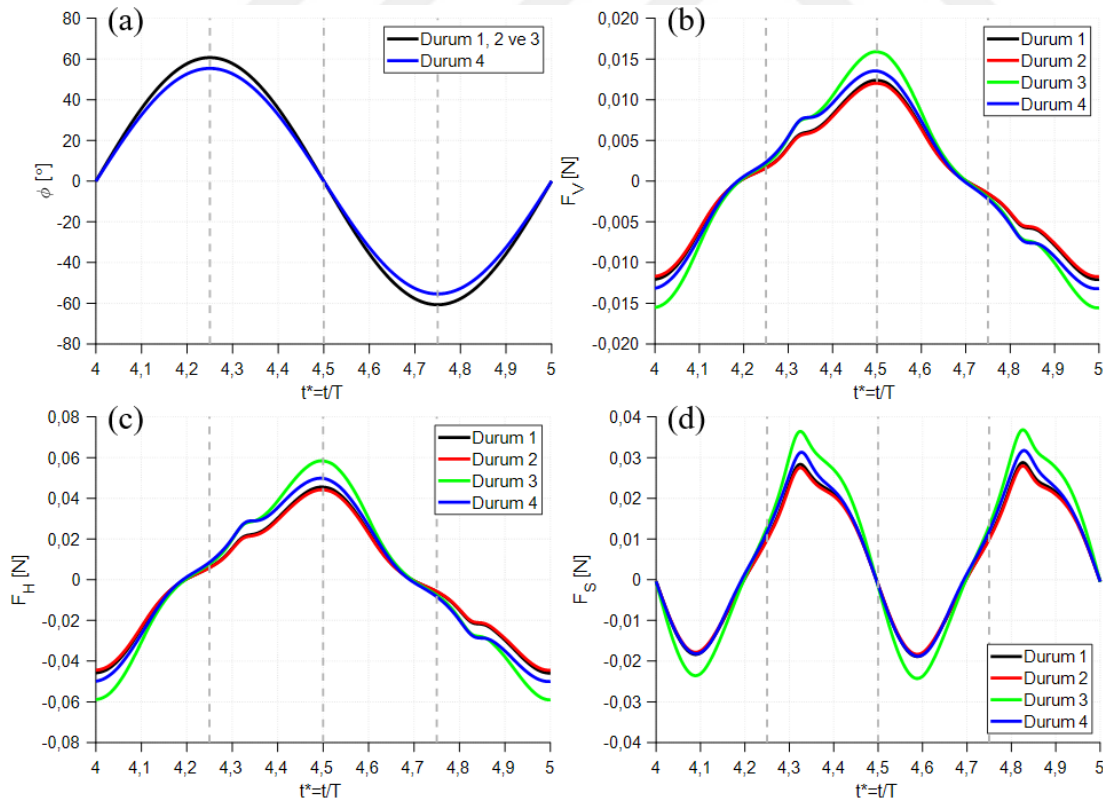
Şekil 5.6 : Durum 6 için sayısal sonuçların, literatürdeki analitik verilerle [68] karşılaştırılması (a) Dikey aerodinamik kuvvet katsayısı (C<sub>v</sub>) (b) Yatay aerodinamik kuvvet katsayısı (C<sub>H</sub>).

Şekil 5.6(a)'daki  $C_V$  değerlerinin, Şekil 5.6(b)'deki  $C_H$  değerlerinden yaklaşık 200 kat daha büyük olduğu göz önünde bulundurularak,  $C_H$  grafiğinin oldukça küçük sayı aralığında olması sebebiyle sayısal sonuçların  $C_V$  grafiğine kıyasla daha az benzediği sanılmaktadır. Ancak, Şekil 5.6(b)'deki grafiğin oldukça yakın değer aralığında çizildiği unutulmamalıdır. Analitik çözümde bazı 3B akış özellikleri (kanat uzunluğu boyunca akış ve iz etkileşimleri gibi) göz ardı edilerek [66] daha pürüzsüz kuvvetler elde edilmiş ve bu yüzden de analitik ve sayısal sonuç arasında küçük farklılıklar oluşmuştur. Ayrıca, havada asılı durum analizleri sonucunda  $C_H$  değerlerinin sıfıra yakın çıktığı da gözlenmektedir. Kanadın simetrik yapısı ve esnek olmaması sebebiyle de saf-dalma hareketindeki  $C_V$  değerlerinin simetrik olduğu görülmektedir.

### 5.3.5 Zamana bağlı HAD analizi sonuçları

#### a. Durum 1, 2, 3 ve 4 için aerodinamik kuvvetlerin karşılaştırılması:

Çizelge 5.2'de, Durum 1, 2, 3 ve 4 için elde edilen zamana bağlı aerodinamik kuvvetler Şekil 5.7'de gösterilmiştir. Burada zamandan bağımsız çözümleri daha doğru bir şekilde gözlemlemek için bütün sonuçlar  $[4T \ 5T]$  periyot aralığında verilmiştir.

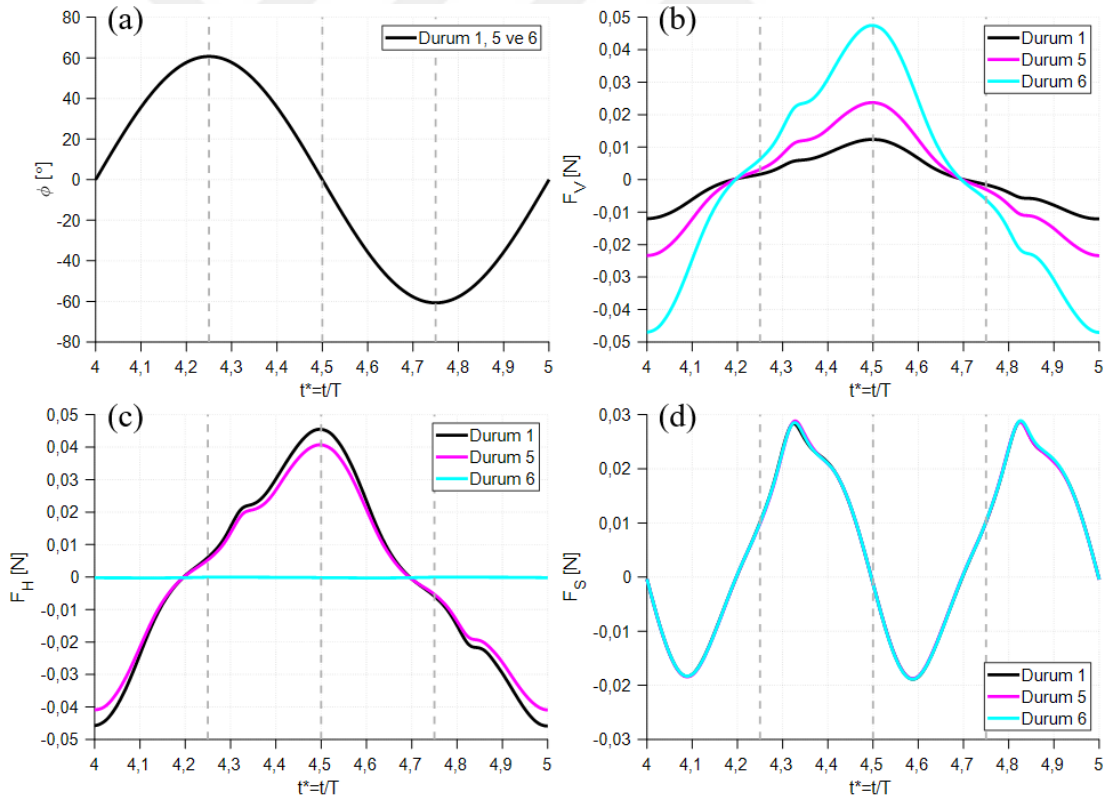


Şekil 5.7 : Durum 1, 2, 3 ve 4 için zamana bağlı HAD analizi sonuçları (a) Anlık vuruş açısı [ $\phi(t)$ ] (b) Dikey aerodinamik kuvvet ( $F_V$ ) (c) Yatay aerodinamik kuvvet ( $F_H$ ) (d) Kenar aerodinamik kuvvet ( $F_S$ ).

Burada, incelenen bütün durumlar için dikey [Şekil 5.7(b)] ve yatay [Şekil 5.7(c)] aerodinamik kuvvetlerin maksimum değerleri  $t^* = 4,5$  anına denk gelen yarım aşığı vuruşta elde edilmiştir. Bunun yanı sıra, kenar [Şekil 5.7(d)] aerodinamik kuvvetler  $t^* = 4,32$  ve  $t^* = 4,82$  zamanlarında olmak üzere iki tepe oluşturmuştur. Aerodinamik kuvvetlerin maksimum genlikleri en geniş olarak hem en yüksek frekansa hem de en yüksek vuruş genliğine dolayısıyla da en fazla referans hızına sahip olan Durum 3'te (yeşil çizgili) görülmüştür, ayrıca en kısa olarak da tam tersi koşullardaki Durum 2'de (kırmızı çizgili) elde edilmiştir.

#### b. Durum 1, 5 ve 6 için aerodinamik kuvvetlerin karşılaştırılması:

Vuruş düzlemi açısının etkisini görebilmek amacıyla aynı vuruş genliğine ve aynı frekanslara sahip Durum 1, 5 ve 6 için farklı vuruş düzlemi açılarında sayısal analizler gerçekleştirilmiştir. Şekil 5.8'de,  $[4T \ 5T]$  periyot aralığında elde edilen anlık aerodinamik kuvvetler gösterilmiştir.



Şekil 5.8 : Durum 1, 5 ve 6 için zamana bağlı HAD analizi sonuçları (a) Anlık vuruş açısı [ $\phi(t)$ ] (b) Dikey aerodinamik kuvvet ( $F_v$ ) (c) Yatay aerodinamik kuvvet ( $F_h$ ) (d) Kenar aerodinamik kuvvet ( $F_s$ ).

Burada, dikey aerodinamik kuvvet [Şekil 5.8(b)] için maksimum genlik en geniş olarak dikey vuruş düzleminde ( $\beta = 90^\circ$ ) gezinme hareketi yapan Durum 6'da (açık mavi çizgili) görülmüş ve  $\beta$ ,  $90^\circ$ 'den  $15^\circ$ 'ye azalırken bu genlik de daralmıştır. Dikey aerodinamik kuvvetin aksine yatay aerodinamik kuvvet [Şekil 5.8(c)] için maksimum genlik en dar olarak Durum 6'da görülmüş ve  $\beta$ ,  $90^\circ$ 'den  $15^\circ$ 'ye azalırken bu genlik genişlemiştir. Ayrıca sadece vuruş düzlemi açısını değiştirmenin kenar aerodinamik kuvveti pek etkilemediği gözlenmiştir [Şekil 5.8(d)].

Mevcut çalışmada zamana bağlı HAD analizleri tek bir MS kanadı için gerçekleştirilmiştir. İki kanat olduğu göz önünde bulundurulunca, havada asılı durum için analiz edilen durumlardan elde edilen ortalama aerodinamik kuvvetlerin iki katı hesaba katılmıştır. İki MS kanadı için, ortalama dikey aerodinamik kuvvet ( $\overline{F_V}$ ) ve ortalama yatay aerodinamik kuvvet ( $\overline{F_H}$ ), bileşke kuvvetleriyle ( $\overline{F_R}$ ) birlikte Çizelge 5.5'te verilmiştir

Çizelge 5.5 : İki MS kanadı için ortalama aerodinamik kuvvet sonuçları.

Durum No	$\overline{F_V}$ [mN]	$\overline{F_H}$ [mN]	$\overline{F_R}$ [mN]
1: $U_{ref} = 2,97 \text{ ms}^{-1}$ ; $f = 26,30 \text{ Hz}$ ; $\beta = 15^\circ$ ; $\phi = 121,4^\circ$	0,2703	-0,1728	0,3208
2: $U_{ref} = 2,95 \text{ ms}^{-1}$ ; $f = 26,10 \text{ Hz}$ ; $\beta = 15^\circ$ ; $\phi = 121,4^\circ$	0,2577	-0,1901	0,3202
3: $U_{ref} = 3,33 \text{ ms}^{-1}$ ; $f = 29,46 \text{ Hz}$ ; $\beta = 15^\circ$ ; $\phi = 121,4^\circ$	0,3462	-0,1758	0,3883
4: $U_{ref} = 3,04 \text{ ms}^{-1}$ ; $f = 29,46 \text{ Hz}$ ; $\beta = 15^\circ$ ; $\phi = 110,8^\circ$	0,3064	-0,1094	0,3253
5: $U_{ref} = 2,97 \text{ ms}^{-1}$ ; $f = 26,30 \text{ Hz}$ ; $\beta = 30^\circ$ ; $\phi = 121,4^\circ$	0,2317	-0,2128	0,3146
6: $U_{ref} = 2,97 \text{ ms}^{-1}$ ; $f = 26,30 \text{ Hz}$ ; $\beta = 90^\circ$ ; $\phi = 121,4^\circ$	-0,02898	-0,2974	0,2988

Çizelge 5.5'te görülebileceği üzere ortalama dikey aerodinamik kuvvet, kanat çırpma frekansı azaltıldığında (Durum 1 & 2) azalırken kanat çırpma frekansı artırıldığında (Durum 1 & 3) artmıştır. Aynı frekanslara ve aynı vuruş düzlemi açısına sahip durumlar için vuruş genliği azaltıldığında (Durum 3 & 4) ortalama dikey aerodinamik kuvvet de azalmıştır. Daha yüksek bir vuruş düzlemi açısına sahip durumlar daha düşük bir ortalama dikey aerodinamik kuvvet üretmiştir (Durum 1, 5 & 6).

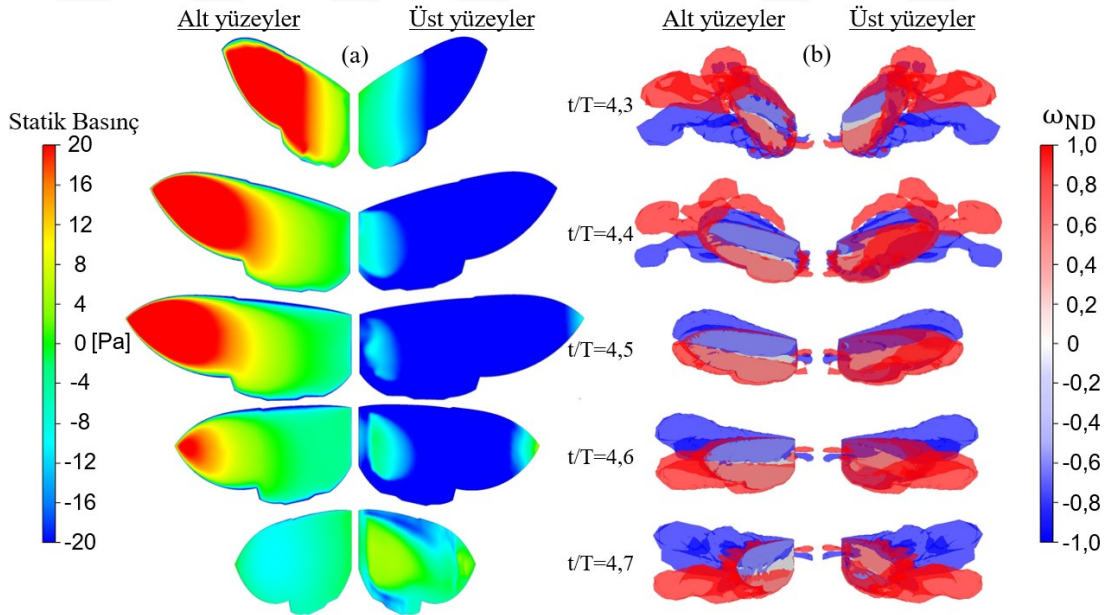
Bütün parametreler dikkate alındığında ortalama dikey aerodinamik kuvvet yaklaşık 0,35 mN olarak Durum 3'te maksimum değere ulaşmıştır. Böcek kütlelerini dengelemek için gereken kuvvet ise yaklaşık 15 mN yani buradaki HAD analizinden elde edilen kuvvetin yaklaşık 40 katıdır. Bu sebeple rijit ve düz kanat modelinin simetrik saf-dalma hareketi *Manduca sexta* böceğini havada asılı tutabilmek için yeterli değildir.

Ancak, saf-dalma hareketinde esnek kanat kullanılırsa aerodinamik yük altında oluşacak deformasyonlar sayesinde simetrik yapı bozularak kuvvetin artacağı öngörülmektedir. Tezin bu kısmındaki amaç sadece kinematik parametrelerin etkilerini açıkça görebilmek olduğundan burada gereken amaca ulaşılmıştır.

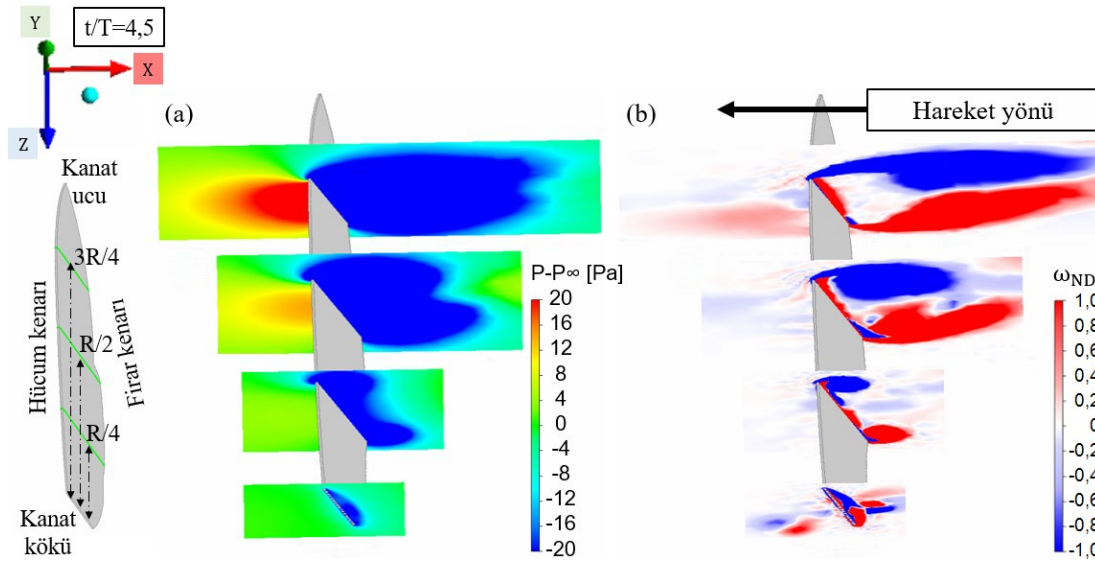
c. Durum 1 için aşağı vuruş boyunca oluşan basınç ve girdaplar:

Durum 1'deki kinematik koşullara sahip MS kanadının etrafında oluşan statik basınç ( $P - P_\infty$ ) ve boyutsuz Z-girdap ( $\omega_{ND}$ ) konturları aşağı vuruş hareketi boyunca ele alınmıştır (Şekil 5.9). Basınç ve girdap oluşumunu daha net görebilmek için yarım aşağı vuruşta ( $t/T = 4,5$ ); kanat kökü,  $R/4$ ,  $R/2$  ve  $3R/4$  kesitlerinde 2B olarak görselleştirilmiştir (Şekil 5.10).

Atmosferik basıncın ( $P_\infty$ ) 101325 Pa olarak kabul edildiği durumda MS kanadının alt ve üst yüzelerindeki statik basınç dağılımları için kırmızı renkli kısımlar yüksek-basınç bölgelerini ( $P - P_\infty = 20$  Pa), mavi renkli kısımlar da düşük-basınç bölgelerini ( $P - P_\infty = -20$  Pa) göstermektedir. Boyutsuz Z-girdap ( $\omega_{ND}$ ) değerleri Eşitlik 2.15 kullanılarak bulunmuş ve saat yönünün tersindeki pozitif eş-girdaplar kırmızı renkte, saat yönündeki negatif eş-girdaplar da mavi renkte belirtilmiştir.



Şekil 5.9 : Durum 1 için aşağı vuruş boyunca (a) statik basınç ( $P-P_\infty$ ) konturları ve (b) boyutsuz Z-girdap ( $\omega_{ND}$ ) konturları.



Şekil 5.10 : Durum 1 sonuçlarının  $t/T=4,5$  anında yakından incelenmesi (a) Statik basınç ( $P-P_{\infty}$ ) konturları (b) Boyutsuz Z-girdap ( $\omega_{ND}$ ) konturları.

Şekil 5.9'da görüldüğü üzere, daha yüksek basınçlı bölgeler ve daha güçlü girdaplar kanadın uç kısmında oluşmuştur. Aşağı vuruş hareketinin başında ( $t/T = 4,3$ ), daha yüksek basınç bölgeleri kanadın alt yüzeyinde yoğunlaşmış ve burada bir önceki yukarı vuruş hareketinin etkisiyle daha karmaşık eş-girdaplar görülmüştür. Aşağı vuruş hareketi boyunca alt yüzeylerdeki basınçlar azalmaya başlamıştır. Kanadın üst yüzeylerinde ise düşük basınçlı emme yüzeyleri oluşmuştur. Buna ek olarak, pozitif eş-girdaplar firar kenarı etrafında ve negatif eş-girdaplar ise hücüm kenarı etrafında görülmüştür.

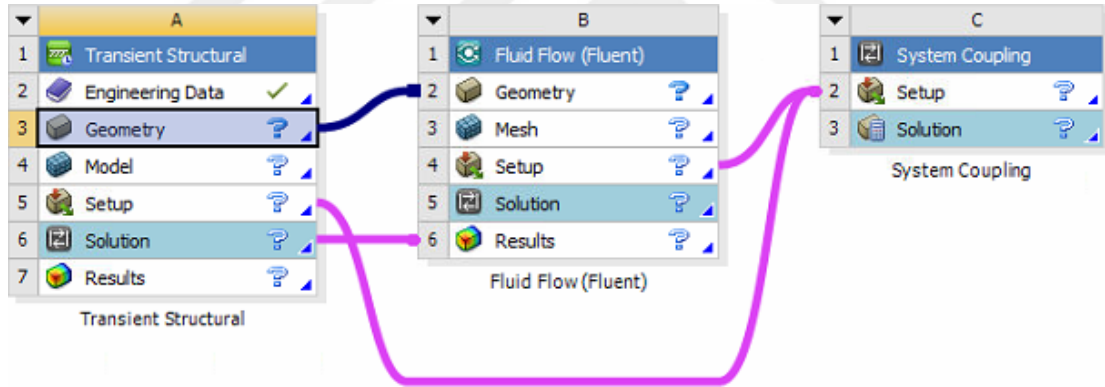
Şekil 5.10'da ise basınç ve girdap oluşumlarının çeyrek aralıklarla yerleştirilmiş düzlemlerdeki 2B görselleri, sonuçların veter boyunca daha iyi görülmesini sağlamıştır. Burada yüksek basınç ve baskın girdap oluşumları açık bir şekilde kanat ucunda görülmüştür.  $t/T = 4,5$  anında kanat üst yüzeyinde oluşan emme yüzeyi aynı zamanda yüksek eş-yüzey Z-girdabının elde edildiği bölgedir. Maksimum basınç kanadın alt yüzeyinde görülürken, bunun simetriğine denk gelecek şekilde büyük bir girdap kanadın üst yüzeyinde üretilmiştir. Hücüm-kenarı girdabının oluşumu ve bunun kanat kökünden kanat ucuna doğru büyümesi yine net bir şekilde görülmüştür. Üstelik hareketin tersi yönündeki girdap oluşumu da açık bir şekilde anlaşılmıştır. Ayrıca, saat yönünün tersinde firar-kenarı girdabının oluşumu kanat uç kısmında baskın şekilde görülmüştür.



## 5.4 Esnek Atmaca Güvesi Kanat Modellerinin İki-Yönlü AYE Analizleri

Bu kısımda öncelikle MS2 kanadına rijit bir malzeme ( $E = 1000$  GPa) tanımlanarak kanadın katı ve kabuk elemanlı modelleri için havada asılı koşulda iki-yönlü AYE analizi gerçekleştirilmiştir. Burada amaç, kabuk modellemenin katı modelleme ile benzer sonuç verip veremeyeceğini görmek ve diğer analizler için uygun eleman yapısını belirlemektir. Daha sonra ise uygun bulunan eleman yapısında esnek malzeme (*cuticle*) kullanıldığında ve ayrıca damar yapısı eklendiğinde aerodinamik kuvvetlerin ne şekilde değişeceğini gözlemlemek amaçlanmıştır.

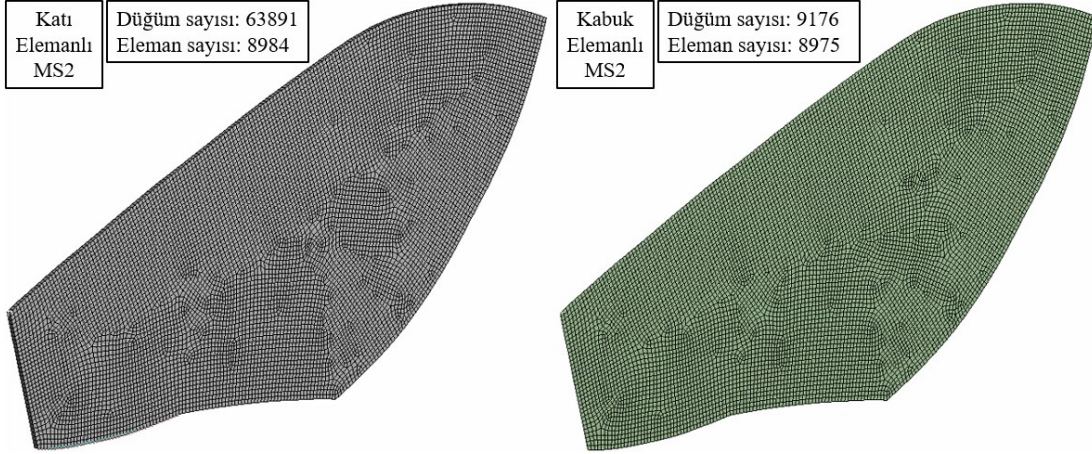
İki-yönlü AYE analizlerinde kullanılan genel ANSYS/Workbench proje şematiği Şekil 5.11’de gösterilmiştir. Burada zamana bağlı yapısal ve akışkan analizlerinde ortak geometri ele alınarak analizlerin kurulumları (*Setup*) System Coupling kısmında birleştirilmiştir. Deforme olan yapının aerodinamik karakteristiğini gözlemlemek amacıyla yapısal çözümler (Transient Structural / *Solution*), akışkan çözücüsünün sonuçlarına (Fluent / *Results*) bağlanmıştır.



Şekil 5.11 : İki-yönlü AYE analizi için ANSYS/Workbench şeması.

### 5.4.1 Düz kanat modelleri için iki-yönlü AYE analizleri

Katı elemanlı MS2 modelinde Şekil 5.12(a)'daki gibi 3B olarak altı-yüzlü ağ yapısı (*hexa mesh*) kullanıldığında ve kabuk elemanlı MS2 modelinde ise Şekil 5.12(b)'deki gibi 2B olarak dört-kenarlı ağ yapısı (*quad mesh*) kullanıldığında her ikisinde de yaklaşık 9000 elemanlı ağ yapıları oluşmuştur. Düğüm sayıları ise kabuk elemanlı modelde 9176 iken katı elemanlı modelde 63891'dir.



Şekil 5.12 : Katı ve kabuk elemanlı olarak modellenmiş MS2 kanatları.

Ağ yapıları oluşturulduktan sonra, kanat kökü etrafında basit harmonik hareket sağlamak amacıyla Şekil 5.13'te gösterildiği gibi kanat kökünde sinüzoidal fonksiyon tanımlanmıştır. Daha önce, esnek olmayan MS kanadı için saf-dalma hareketi gerçekleştirildiğinde (bölüm 5.3) yüksek  $\overline{F}_V$  ve düşük  $\overline{F}_H$  değerleri Durum 4 için elde edilmiştir (Çizelge 5.5). Bu kısımda da Durum 4'ün kinematik özellikleri (Çizelge 5.2) temel alınarak sadece vuruş genliği yarıya indirilmiş ve saf-dalma hareketi altında rijit MS2 kanadının zamana bağlı aerodinamiği incelenmiştir:

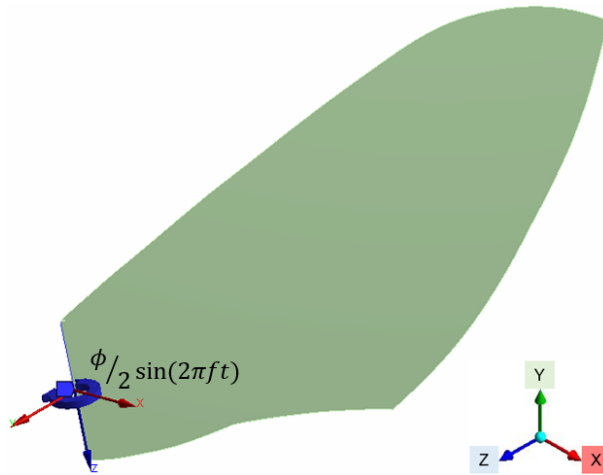
$$f = 29,46 \text{ s}^{-1}$$

$$\beta = 15^\circ$$

$$\phi = 55,4^\circ$$

$$U_{ref} = 1,46 \text{ ms}^{-1}$$

$$Re = 1593$$



Şekil 5.13 : Kanat kökü etrafında sinüzoidal hareket tanımlanması.



Kanatların yapısal analiz kısmında kurulumları tamamlandıktan sonra akışkan analizi için ANSYS/Fluent programında *smoothing* örgü yapısı oluşturma seçeneği kullanılmış ve bölüm 5.3.1 'den farklı olarak *dynamic mesh* kısmında:

hava (*air*) → *deforming*

dış alan (*pressure\_outlet*) → *stationary*

kanat (*wall*) → *system coupling*

olarak tanımlanmıştır.

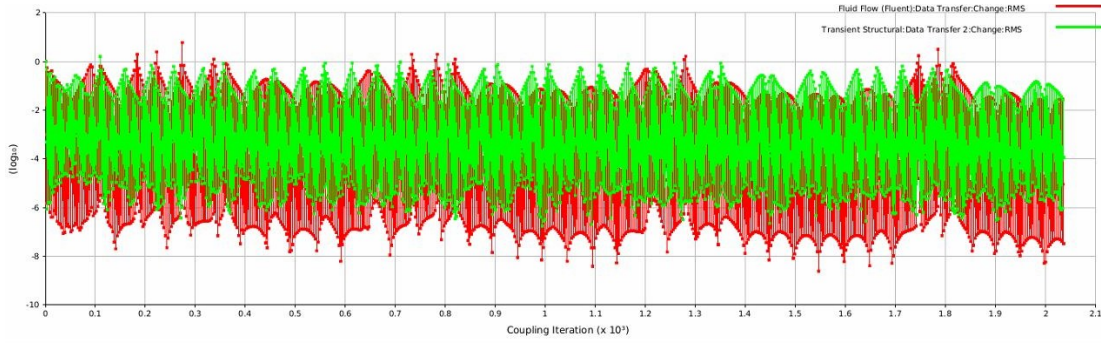
Akışkan ve yapısal kısımlarda orta sıklıkta ağ yapısı ve 0,0001 s zaman adımı kullanılmıştır. İki periyot sürdürülen analizlerin yapısal ve akışkan arayüzlerindeki veri aktarımı ve System Coupling paketinde eşleşen düğüm ve elemanların yüzdesi Şekil 5.14'te belirtilmiştir. İki-yönlü AYE analizinde veri aktarımlarının başarılı bir şekilde gerçekleştiğini ve analizin sorunsuz bir şekilde tamamlandığını gösteren bilgi Şekil 5.15'te verilmiştir.

Properties of DataTransfer : Data Transfer			Properties of DataTransfer : Data Transfer 2		
	A	B		A	B
1	Property	Value	1	Property	Value
2	Source		2	Source	
3	Participant	Transient Structural	3	Participant	Fluid Flow (Fluent)
4	Region	Fluid Solid Interface	4	Region	wall
5	Variable	Incremental Displacement	5	Variable	force
6	Target		6	Target	
7	Participant	Fluid Flow (Fluent)	7	Participant	Transient Structural
8	Region	wall	8	Region	Fluid Solid Interface
9	Variable	displacement	9	Variable	Force
10	Data Transfer Control		10	Data Transfer Control	
11	Transfer At	Start Of Iteration	11	Transfer At	Start Of Iteration
12	Under Relaxation Factor	1	12	Under Relaxation Factor	1
13	RMS Convergence Target	0.01	13	RMS Convergence Target	0.01
14	Ramping	None	14	Ramping	None

Solution Information : System Coupling		
COUPLING STEP = 1		
SIMULATION TIME = 1.00000E-04 [s]		
	source	Target
COUPLING ITERATION = 1		
MAPPING SUMMARY		
interface-1		
Data Transfer		
Mapped Area [%]	100	100
Mapped Elements [%]	100	99
Mapped Nodes [%]	100	100
Data Transfer 2		
Mapped Area [%]	100	100
Mapped Elements [%]	99	100
Mapped Nodes [%]	100	100

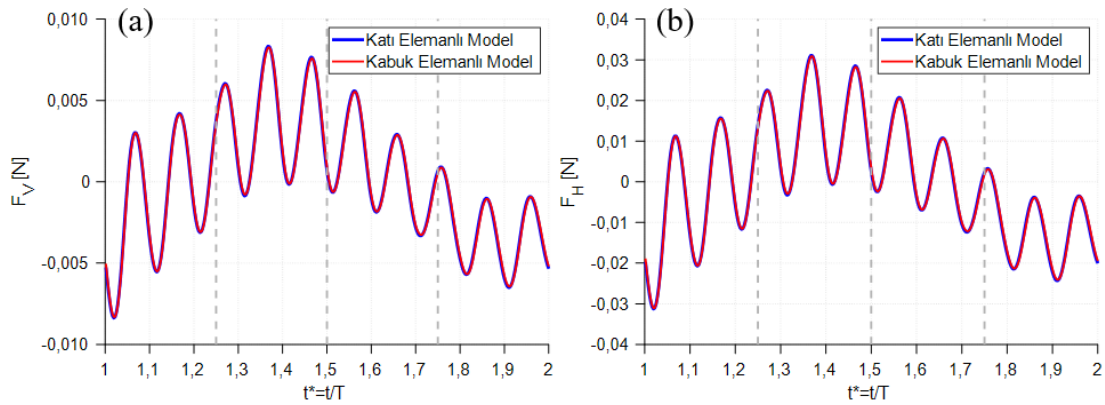
Şekil 5.14 : Yapısal ve akış analizleri arasındaki veri aktarımı şeması.



Solution Information : System Coupling	
Participant solution status	Converged
Transient Structural	Converged
Fluid Flow (Fluent)	Converged
Shut Down	
Timing Summary [s]	
Coupling Engine Time :	5.1021E+02
Coupling Participant Time	
Fluid Flow (Fluent) :	4.7809E+04
Transient Structural :	7.9761E+03
Total Time :	5.6296E+04
System coupling run completed successfully.	

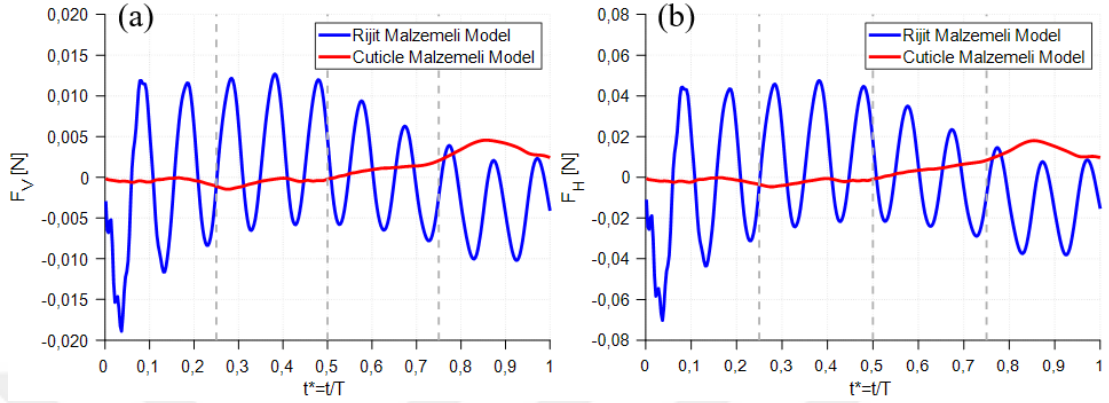
Şekil 5.15 : İki-yönlü AYE analizinin başarılı bir şekilde tamamlanması.

Düz-ön kanatların katı ve kabuk elemanlı modellenmesi sonucunda elde edilen dikey ( $F_V$ ) ve yatay ( $F_H$ ) aerodinamik kuvvetler Şekil 5.16'daki gibi karşılaştırıldığında sonuçların oldukça benzer çıktığı gözlenmiştir. Buradaki kuvvet sonuçlarının fazla dalgalı çıkmasının sebebi, rijit malzemenin tanımından kaynaklıdır. Katı elemanda daha fazla düğüm bulunması sebebiyle analiz bir periyodunun tamamlanması için gereken süre, kabuk elemanlı modelin analizinden 1,5 kat daha uzundur. Bu sebeple iki-yönlü AYE analizlerinde kabuk modellerin de doğru sonuç verdiği görülmüş ve analizlerin devamında kabuk model kullanılması uygun bulunmuştur.



Şekil 5.16 : Katı ve kabuk elemanlı olarak modellenen MS2 kanadının iki-yönlü AYE analizi sonucunda elde edilen (a) dikey ( $F_V$ ) ve (b) yatay ( $F_H$ ) aerodinamik kuvvet sonuçları.

MS2 kanadında gerçek böcek kanadı malzemesi (*cuticle*) kullanıldığında ise rijit malzemeye kıyasla bir periyotluk analiz sonucunda elde edilen dikey ( $F_V$ ) ve yatay ( $F_H$ ) aerodinamik kuvvetler Şekil 5.17’de karşılaştırılmıştır. Esnek malzemenin tanımından kaynaklı, rijit malzemeye kıyasla daha düzgün bir grafik elde edilmiştir.

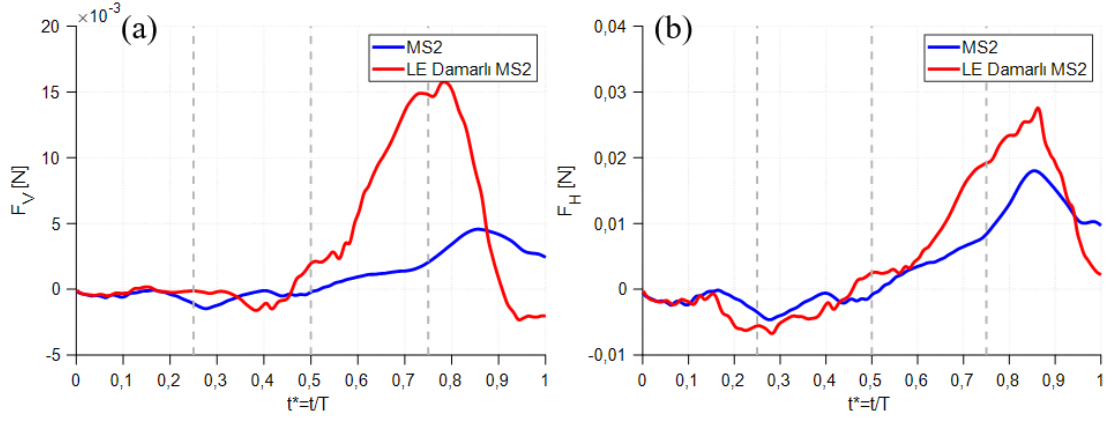


Şekil 5.17 : Rijit ve *cuticle* malzemeleri tanımlanan MS2 kanadının iki-yönlü AYE analizi sonucunda elde edilen (a) dikey ( $F_V$ ) ve (b) yatay ( $F_H$ ) aerodinamik kuvvet sonuçları.

Daha önce, esnek olmayan MS kanadı için gerçekleştirilen saf-dalma hareketinde (bölüm 5.3), dikey aerodinamik kuvvetler sıfırın etrafında simetrik bir şekilde oluşarak ortalama kuvvetin oldukça küçük çıkmasına sebep olmuştur [Şekil 5.7(a)]. Şimdi ise kanadın deforme olması ve simetrisinin bozulmasıyla ortalama dikey aerodinamik kuvvetin arttığı anlaşılmıştır.

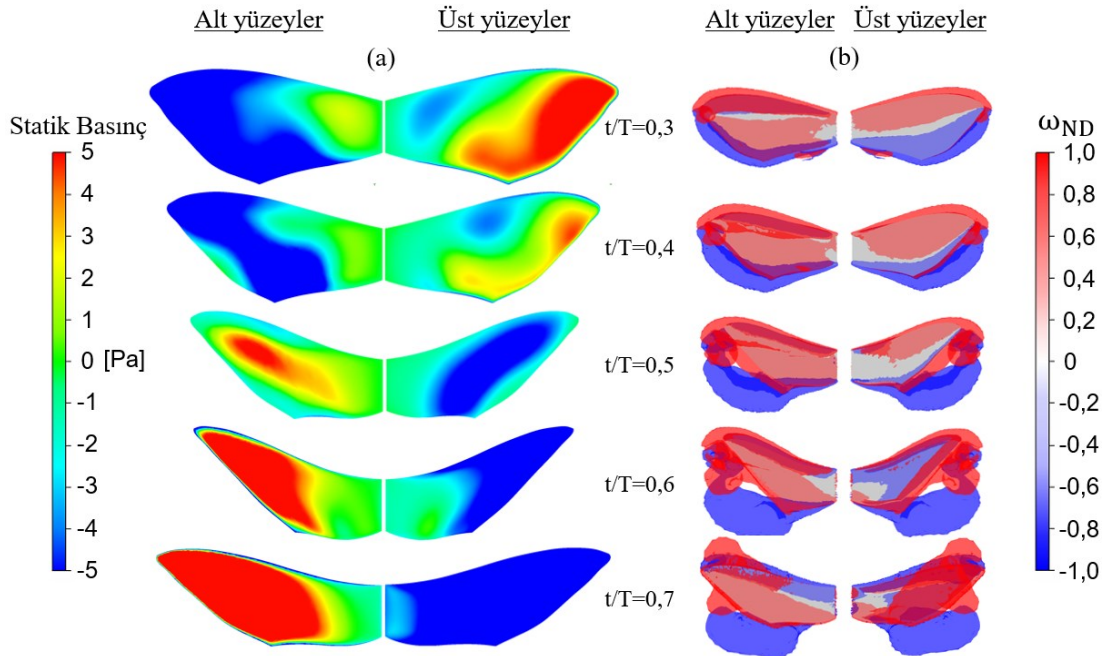
#### 5.4.2 Damarlı düz kanat modelleri için iki-yönlü AYE analizleri

Hücum-kenarına damar yapısı eklenen LE Damarlı MS2 kanadının membran ve damar kısımları için *cuticle* malzemesi (Çizelge 4.11) kullanıldığında damarsız düz-ön kanada kıyasla iki-yönlü AYE analizi sonucunda elde edilen dikey ( $F_V$ ) ve yatay ( $F_H$ ) aerodinamik kuvvetler Şekil 5.18’de karşılaştırılmıştır. Buradaki grafikler LE Damarlı MS2 kanadının bir tanesi için gerçekleştirilmiştir. İki kanat olduğu göz önünde bulundurulunca, grafikteki değerlerin iki katı hesaba katılmalıdır. Böylece, gerçek böceğin ağırlığını ( $\approx 1500$  mg) kaldırabilmek için gereken dikey kuvvetin ( $\approx 15$  mN) damar yapısı eklenen kanatlarla üretilebildiği anlaşılmış ve tez çalışmasının amacına ulaşılmıştır.



Şekil 5.18 : *Cuticle* malzemeli MS2 ve LE Damarlı MS2 kanatlarının iki-yönlü AYE analizi sonucunda elde edilen (a) dikey ( $F_V$ ) ve (b) yatay ( $F_H$ ) aerodinamik kuvvet sonuçları.

Ön kenarı damarlı MS2 kanadının aşağı vuruş süresince oluşan statik basınç ( $P - P_\infty$ ) ve boyutsuz Z-girdap ( $\omega_{ND}$ ) konturları ise Şekil 5.19’da verilmiştir. Atmosferik basınç ( $P_\infty$ ) 101325 Pa olarak kabul edildiğinde, kanadın alt ve üst yüzeylerindeki statik basınç dağılımları için kırmızı renk yüksek-basınç bölgelerini ( $P - P_\infty = 5$  Pa), mavi renk de düşük-basınç bölgelerini ( $P - P_\infty = -5$  Pa) göstermektedir. Boyutsuz Z-girdap ( $\omega_{ND}$ ) değerleri Eşitlik 2.15 kullanılarak bulunmuş ve pozitif eş-girdaplar kırmızı renkte, negatif eş-girdaplar da mavi renkte belirtilmiştir.



Şekil 5.19 : LE Damarlı MS2 için aşağı vuruş boyunca iki-yönlü AYE analizi sonuçları (a) Statik basınç ( $P - P_\infty$ ) konturları (b) Boyutsuz Z-girdap ( $\omega_{ND}$ ) konturları.

İki-yönlü AYE analizi sonucunda oluşan Şekil 5.19(a)'daki statik basınç konturlarına bakıldığında, esnek olmayan MS kanadının HAD analizi sonuçlarına [Şekil 5.9(a)] kıyasla farklılıklar görülmüştür. Bunun sebebi, kanadın deforme olmasıyla aşağı vuruş hareketinde kanat ucunun yukarı doğru bükülmesinden kaynaklıdır. Bu yüzden, aşağı vuruş hareketinin başında ( $t/T = 0,3$ ), daha yüksek basınç bölgeleri kanadın üst yüzeyinde yoğunlaşmış ve aşağı vuruş boyunca alt yüzeylerdeki basınçlar artmaya başlamıştır. Kanadın üst yüzeylerinde yine düşük basınçlı emme yüzeyleri oluşmuştur. Ayrıca, pozitif eş-girdaplar hücum-kenarı etrafında da görülmüştür [Şekil 5.19(b)].





## 6. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu tez çalışması kapsamında yaban arısı ve atmaca güvesi kanatlarından esinlenilmiş üç boyutlu (3B) kanatların aerodinamik ve aeroelastik karakteristikleri ayrıntılı bir şekilde incelenmiştir. Kanatları ve damar yapılarını modellemek için Solidworks ve ANSYS/SpaceClaim kullanılmıştır. Akış ve yapı analizlerinde ANSYS paketi dahilindeki programlardan (Meshing, Fluent, Static Structural, Transient Structural, System Coupling, Modal gibi) yararlanılmıştır. Analiz sonuçları ANSYS/CFD Post ile görselleştirilmiş ve MATLAB ile de grafikler oluşturulmuştur.

Hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) yöntemi ile 3B, sıkıştırılmaz, laminar, zamandan bağımsız ve zamana bağlı Navier-Stokes denklemleri çözülmüştür. Esnek olmayan BT ve MS kanatlarının ileri uçuş koşulundaki kararlı-akış analizleri sonucunda maksimum aerodinamik verimlilik  $\alpha = 5^\circ$ 'de elde edilmiş ve MS kanadının daha verimli olduğu görülmüştür. Maksimum  $C_L$ ; BT için  $\alpha = 40^\circ$ 'de, MS için ise  $\alpha = 30^\circ$ 'de bulunurken, hücum açısı arttığında girdaplar daha baskın ve kararsız hale gelerek iz kalınlıkları artmıştır. Esnek olmayan MS kanadının havada asılı uçuş koşulundaki kararsız-akış analizlerinde ortalama dikey aerodinamik kuvveti artıran parametreler; yüksek frekans, yüksek genlik ve düşük vuruş düzlemi açısı olarak bulunmuştur. Maksimum dikey kuvvetler, yarım aşağı vuruşta ( $t/T = 4,5$ ) elde edilmiştir.

Sonlu elemanlar (SE) yöntemiyle de zamandan bağımsız ve zamana bağlı yer değiştirme hesaplamaları yapılmıştır. Tek-yönlü AYE analizlerinde *cuticle*, alüminyum alaşım *Al-6061* ve titanyum alaşımı *Ti-6Al-4V* gibi farklı malzemelerdeki kanatların çeşitli hücum açılarında ( $\alpha = 0^\circ - 90^\circ$ ) basınç yüklerine karşı verdikleri statik aeroelastik tepkiler karşılaştırılmıştır. Bunun için zamandan bağımsız aerodinamik yükler, sonlu elemanlar modeline aktarılmış ve analizler sonucunda MS kanadının BT kanadına kıyasla 11 kat daha fazla uç sehimine uğradığı ve maksimum yer değiştirmenin en fazla 3 mm olarak  $\alpha = 90^\circ$ 'de oluştuğu görülmüştür.



İki-yönlü AYE analizlerinde ise havada asılı durumdaki atmaca güvesi kanadından biyo-esinlenilmiş farklı kanat yapılarının (düz-ön kanat, damarlı-ön kanat, rijit kanat, esnek kanat) dinamik aeroelastik tepkileri karşılaştırılmıştır. Buradaki AYE analizi için ANSYS/System Coupling aracılığıyla HAD ve SE analizleri eş-zamanlı gerçekleştirilmiştir. Analizler sonucunda, *cuticle* malzemeli kanadın hücum-kenarına damar yapısı eklenmesiyle oluşturulan LE Damarlı MS2 kanadın ortalama dikey aerodinamik kuvveti oldukça artırdığı bulunmuş ve böylece gerçek böceğin ağırlığını dengeleyebilecek dikey aerodinamik kuvvet üretilebilmiştir. Buradaki maksimum dikey kuvvetler, periyodun üçüncü çeyreğinde ( $t/T=0,75$ ) elde edilmiştir.

Gelecek çalışmalarda, kanat hareketi ve kanat yapısı geliştirilerek sayısal ve deneysel çalışmalar gerçekleştirilebilir. Örneğin, bu tezde kullanılan saf-dalma hareketine yunuslama hareketi de eklenerek hücum açısının zamana göre değişmesi sağlanarak dikey aerodinamik kuvvetin daha da artması sağlanabilir. Ayrıca, kanat sayısı 2'den 4'e çıkarılarak ve ön-arka kanatların birbirinden bağımsız hareket edebilmesi sağlanarak daha kullanışlı modeller oluşturulabilir. Son olarak da kanat yapısında akıllı malzemeler (*smart materials*) kullanılarak daha fonksiyonlu mekanizmaların üretimi gerçekleştirilebilir.



## KAYNAKLAR

- [1] **Grasmeyer, J.M., Keennon, M.T.,** (2001). Development of the black widow micro air vehicle, *Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications*, 519–535.
- [2] **Mak, L.C., Kumon, M., Whitty, M., Jayantha, K., Furukawa, T.,** (2009). Design and development of the micro aerial vehicles and their cooperative systems for target, search and tracking, *International Journal of Micro Air Vehicles*, 1(2), 139-153.
- [3] **Keennon, M., Klingebiel, K., Won, H., Andriukov, A.,** (2012). Development of the nano hummingbird: A tailless flapping wing micro air vehicle, 50<sup>th</sup> *AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 9-12 Ocak 2012, Nashville, Tennessee, ABD.
- [4] **Ward, T.A., Fearday, C.J., Salami, E., Soın, N.B.,** (2017). A bibliometric review of progress in micro air vehicle research, *International Journal of Micro Air Vehicles*, 9(2), 146-165.
- [5] **Shyy, W., Lian Y., Tang, J., Liu, H., Trizila, P., vd.,** (2008). Computational aerodynamics of low Reynolds number plunging, pitching and flexible wings for MAV applications, *Acta Mechanica Sinica*, 24, 351-373.
- [6] **Kurtuluş, D.F.,** (2011a). Introduction to micro air vehicles: concepts, design and applications, *Recent Developments in Unmanned Aircraft Systems (UAS, including UAV and MAV)*, Von Karman Institute for Fluid Dynamics, 187-217.
- [7] **Kurtuluş, D.F.,** (2017). MHA tasarımlarına ilham veren kanatlı böceklerin uçuş özellikleri, *Sürdürülebilir Havacılık Araştırmaları Dergisi*, 2(2), 66-75.
- [8] **Ma, K.Y., Felton, S.M., Wood, R.J.,** (2012). Design, fabrication, and modeling of the split actuator microrobotic bee, *2012 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, 7-12 Ekim 2012, Vilamoura, Algarve, Portekiz, 1133-1140.
- [9] **Karásek, M., Hua, A., Nan, Y., Lalami, M., Preumont, A.,** (2014). Pitch and roll control mechanism for a hovering flapping wing MAV, *International Journal of Micro Air Vehicles*, 6(4), 253-264.
- [10] **Phan, H.V., Kang, T., Park, H.C.,** (2017). Design and stable flight of a 21 g insect-like tailless flapping wing micro air vehicle with angular rates feedback control, *Bioinspiration & Biomimetics*, 12(3), 036006.
- [11] **Zou, Y., Zhang, W., Ke, X., Lou, X., Zhou, S.,** (2017). The design and microfabrication of a sub 100 mg insect-scale flapping-wing robot, *Micro & Nano Letters*, 12(5), 297-300.

- [12] **James, J., Iyer, V., Chukewad, Y., Gollakota, S., Fuller, S.B.,** (2018). Liftoff of a 190 mg laser-powered aerial vehicle: The lightest wireless robot to fly, *2018 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, 21-25 Mayıs 2018, Brisbane, Avustralya, 3587-3594.
- [13] **Kurtuluş, D.F., David, L., Farcy, A., Alemdaroğlu, N.,** (2006a). A parametrical study with laser sheet visualization for an unsteady flapping motion, *36<sup>th</sup> AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit*, 5-8 Haziran 2006, San Francisco, Kaliforniya.
- [14] **Kurtuluş, D.F., David, L., Farcy, A., Alemdaroğlu, N.,** (2006b). Laser sheet visualization for flapping motion in hover, *44<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 9-12 Ocak 2006, Reno, Nevada.
- [15] **Ellington, C.P., Berg, C., Willmott, A.P., Thomas, A.L.R.,** (1996), Leading-edge vortices in insect flight, *Nature*, 384, 626-630.
- [16] **Frank, S.,** (2011). Vortex tilting and the enhancement of spanwise flow in flapping wing flight, *University of Central Florida*, Honors in the Major Thesis (HIM) 1990-2015, 1218.
- [17] **Weis-Fogh, T.,** (1973). Quick estimates of flight fitness in hovering animals, including novel mechanisms for lift production, *Journal of Experimental Biology*, 59, 169-230.
- [18] **Betteridge, D.S., Archer, R.D.,** (1974). A study of the mechanics of flapping wings, *Aeronautical Quarterly*, 25(2), 129-142.
- [19] **Dudley, R., Ellington, C.P.** (1990a). Mechanics of forward flight in bumblebees. I. Kinematics and morphology, *Journal of Experimental Biology*, 148, 19-52.
- [20] **Dudley, R., Ellington, C.P.** (1990b). Mechanics of forward flight in bumblebees. II. Quasi-steady lift and power requirements, *Journal of Experimental Biology*, 148, 53-88.
- [21] **Willmott, A.P., Ellington, C.P.** (1997a). The mechanics of flight in the hawkmoth *Manduca sexta*. I. Kinematics of hovering and forward flight, *Journal of Experimental Biology*, 200, 2705-2722.
- [22] **Willmott, A.P., Ellington, C.P.** (1997b). The mechanics of flight in the hawkmoth *Manduca sexta*. II. Aerodynamic consequences of kinematic and morphological variation, *Journal of Experimental Biology*, 200, 2723-2745.
- [23] **Lai, J.C.S., Platzer, M.F.,** (1999). Jet characteristics of a plunging airfoil, *AIAA Journal*, 37(12), 1529-1537.
- [24] **Lau, G.K., Chin, Y.W., Goh, J.T.W., Wood, R.J.,** (2014). Dipteran-insect-inspired thoracic mechanism with nonlinear stiffness to save inertial power of flapping-wing flight, *IEEE Transactions on Robotics*, 30(5), 1187-1197.
- [25] **Kurtuluş, D.F., David, L., Farcy, A., Alemdaroğlu, N.,** (2008). Aerodynamic characteristics of flapping motion in hover, *Experiments in Fluids*, 44, 23-36.

- [26] **Liu, H., Kawachi, K.,** (1998). A numerical study of insect flight, *Journal of Computational Physics*, 146, 124-156.
- [27] **Hu, H., Tamai, M., Murphy, J.T.,** (2008). Flexible-membrane airfoils at low Reynolds numbers, *Journal of Aircraft*, 45(5), 1767-1778.
- [28] **Cleaver, D.J., Calderon, D.E., Wang, Z., Gursul, I.,** (2016). Lift enhancement through flexibility of plunging wings at low Reynolds numbers, *Journal of Fluids and Structures*, 64, 27-45.
- [29] **Shyy, W., Ifju, P., Viieru, D.,** (2005). Membrane wing-based micro air vehicles, *Applied Mechanics Reviews*, 58(4), 283-301.
- [30] **Aono, H., Chimakurthi, S.K., Wu, P., Sallström, E., Stanford, B.K., vd.,** (2010). A computational and experimental study of flexible flapping wing aerodynamics, *48<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 4-7 Ocak 2010, Orlando, Florida, ABD.
- [31] **Agrawal, A., Agrawal, S.K.,** (2009). Design of bio-inspired flexible wings for flapping-wing micro-sized air vehicle applications, *Advanced Robotics*, 23, 979-1002.
- [32] **Combes, S.A.,** (2010). Materials, structure, and dynamics of insect wings as bioinspiration for MAVs, *Encyclopedia of Aerospace Engineering*.
- [33] **Sims, T.W., Palazotto, A.N., Norris, A.,** (2010). A structural dynamic analysis of a *Manduca sexta* forewing, *International Journal of Micro Air Vehicles*, 2(3), 119-140.
- [34] **O'hara, R.P., Palazotto, A.N.,** (2012). The morphological characterization of the forewing of the *Manduca sexta* species for the application of biomimetic flapping wing micro air vehicles, *Bioinspiration & Biomimetics*, 7(4), 046011.
- [35] **Ha, N.S., Truong, Q.T., Goo, N.S., Park, H.C.,** (2013). Biomechanical properties of insect wings: The stress stiffening effects on the asymmetric bending of the *Allomyrina dichotoma* beetle's hind wing, *PLoS ONE*, 8(12), e80689.
- [36] **Combes, S.A., Daniel, T.L.,** (2003a). Flexural stiffness in insect wings. I. Scaling and the influence of wing venation, *Journal of Experimental Biology*, 206, 2979-2987.
- [37] **Combes, S.A., Daniel, T.L.,** (2003b). Into thin air: contributions of aerodynamic and inertial-elastic forces to wing bending in the hawkmoth *Manduca sexta*, *Journal of Experimental Biology*, 206, 2999-3006.
- [38] **Nakata, T., Liu, H.,** (2011). Aerodynamic performance of a hovering hawkmoth with flexible wings: A computational approach, *Proceedings of the Royal Society B: Biological Sciences*, 279(1729), 722-731.
- [39] **Guerrero, J.,** (2009). Numerical simulation of the unsteady aerodynamics of flapping flight, Doktora tezi. Department of Civil, Environmental and Architectural Engineering, *University of Genoa, Cenova, İtalya*.
- [40] <<https://amp.flipboard.com/@SouthernLiving/scientists-unlock-the-hummingbird-s-secret-to-vibrant-iridescent-colors/a->

[hoadCYXiSNyZSY0S6xR9Fw%3Aa%3A48927823-affdd75273%2Fsouthernliving.com](http://hoadCYXiSNyZSY0S6xR9Fw%3Aa%3A48927823-affdd75273%2Fsouthernliving.com)> [Eriřim tarihi: 17.11.2020].

- [41] **Calow, G.**, (2009). Tiger cranefly - *Nephrotoma flavescens*, *NatureSpot*, <<https://www.naturespot.org.uk/species/tiger-cranefly>> 22 Haziran 2009, [Eriřim tarihi: 17.11.2020].
- [42] Seven-spotted ladybug with open wings on a blade of grass, *Masterfile*, <<https://www.masterfile.com/image/en/700-02798185>> [Eriřim tarihi: 17.11.2020].
- [43] **HApeacock**, (2015). Large white - *Pieris brassicae*, *NatureSpot*, <<https://www.naturespot.org.uk/species/large-white>> 19 Temmuz 2015, [Eriřim tarihi: 17.11.2020].
- [44] <<https://infoagro.com.ar/los-polinizadores-nocturnos-la-vida-secreta-de-las-polillas/>> [Eriřim tarihi: 17.11.2020].
- [45] **HApeacock**, (2012). Broad-bodied chaser - *Libellula depressa*, *NatureSpot*, <<https://www.naturespot.org.uk/species/broad-bodied-chaser>> 12 Temmuz 2012, [Eriřim tarihi: 17.11.2020].
- [46] **Nicholls, D.**, (2010). White-tailed bumble bee - *Bombus lucorum* agg, *NatureSpot*, <<https://www.naturespot.org.uk/species/white-tailed-bumble-bee>> 23 Temmuz 2010, [Eriřim tarihi: 17.11.2020].
- [47] **Sane, S.P.**, (2003). The aerodynamics of insect flight, *Journal of Experimental Biology*, 206, 4191-4208.
- [48] **Sun, M., Du, G.**, (2003). Lift and power requirements of hovering insect flight, *Acta Mechanica Sinica*, 19(5), 458-469.
- [49] **Bektaş, M., Kurtuluş, D.F., Güler, M.A.**, (2018). Steady-state CFD analysis of 3D bio-inspired flapping wings, *International Symposium on Sustainable Aviation*, 9-11 Temmuz 2018, Roma, İtalya.
- [50] **Akça, İ.**, Böcek morfolojisi ve fizyolojisi, Ders sunumu, Ondokuz Mayıs Üniversitesi, Ziraat Fakültesi, Bitki Koruma Bölümü.
- [51] **Mills, R.**, (2013-2015). Bug basics: wings <<https://www.bobs-bugs.info/bug-basics-wings/>> *Bob's Bugs*, [Eriřim tarihi: 21.11.2020].
- [52] **Truong, T.V., Nguyen, Q-V., Lee, H.P.**, (2017). Bio-inspired flexible flapping wings with elastic deformation, *Aerospace 2017*, 4(3), 37.
- [53] **Singh, B., Chopra, I.**, (2008). Insect-based hover-capable flapping wings for micro air vehicles: experiments and analysis, *AIAA Journal*, 46(9), 2115-2135.
- [54] **Ames, R.G., Wong, O., Komerath, N.**, (2001). On the flowfield and forces generated by a flapping rectangular wing at low Reynolds number, *Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications*,
- [55] **Kurtuluş, D.F., Farcy, A., Alemdaroğlu, N.**, (2005). Unsteady aerodynamics of flapping airfoil in hovering flight at low Reynolds numbers, *43<sup>rd</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 10-13 Ocak 2005, Reno, Nevada.

- [56] **Kurtuluş, D.F.**, (2011b). Unsteady aerodynamics of flapping aerofoils: case studies with experimental, numerical, theoretical and soft computing methods, *Recent Developments in Unmanned Aircraft Systems (UAS, including UAV and MAV)*, Von Karman Institute for Fluid Dynamics, 219-255.
- [57] **Maxworthy, T.**, (1981). The fluid dynamics of insect flight, *Annual Review of Fluid Mechanics*, 13(1), 329-350.
- [58] **Versteeg, H.K., Malalasekera, W.**, (1995). An introduction to computational fluid dynamics: The finite volume method, *John Wiley & Sons*, New York.
- [59] **Byrne, D.N.**, (1988). Relationship between wing loading, wingbeat frequency and body mass in homopterous insects, *Journal of Experimental Biology*, 135, 9-23.
- [60] **Shyy, W., Aono, H., Kang, C., Liu, H.**, (2013). An introduction to flapping wing aerodynamics, Cambridge aerospace series (37), 1. Baskı, *Cambridge: Cambridge University Press*.
- [61] **Usherwood, J.R., Ellington, C.P.**, (2002a). The aerodynamics of revolving wings. I. Model hawkmoth wings, *Journal of Experimental Biology*, 205(11), 1547–1564.
- [62] **Usherwood, J.R., Ellington, C.P.**, (2002b). The aerodynamics of revolving wings. II. Propeller force coefficient from mayfly to quail, *Journal of Experimental Biology*, 205(11), 1565–1576.
- [63] **Ellington, C.P.**, (1984). The aerodynamics of hovering insect flight. II. Morphological parameters, *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. B*, 305(1122), 17–40.
- [64] **Rubio, J.E.**, (2014). Modal characterization and structural dynamic response of a crane fly forewing, Yüksek lisans tezi, *University of New Orleans*, New Orleans, LA.
- [65] **Sims, T.W.**, (2010). A structural dynamic analysis of a *Manduca sexta* forewing, Yüksek Lisans Tezi, *Air Force Institute of Technology*, Ohio, USA.
- [66] **Kim, J.K., Han, J.H.**, (2014). A multibody approach for 6-DOF flight dynamics and stability analysis of the hawkmoth *Manduca sexta*, *Bioinspiration & Biomimetics*, 9(1), 016011.
- [67] **Şenol, G.**, (2016). Design and testing of a four-bar flapping wing mechanism, Yüksek lisans tezi, *Orta Doğu Teknik Üniversitesi*, Ankara, Türkiye.
- [68] **Çalış, Ö.**, (Henüz yayımlanmamış). Modelling and control of 3D flapping flight, Yüksek lisans tezi, *Orta Doğu Teknik Üniversitesi*, Ankara, Türkiye.



## ÖZGEÇMİŞ

**Ad-Soyad** : Mürvet BEKTAŞ  
**Uyruğu** : T.C.  
**Doğum Tarihi ve Yeri** : 11.03.1994, Tirebolu/GİRESUN  
**E-posta** : bektasmurvet@gmail.com

### ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2017, Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uzay Mühendisliği
- **Yüksek Lisans** : 2020, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği

### MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

Yıl	Yer	Görev
2015	Pegasus Hava Taşımacılığı A.Ş.	Stajyer
2016	TEI TUSAŞ Motor Sanayii A.Ş.	Stajyer
2017-2020	ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Aerodinamik Laboratuvarı	TÜBİTAK Burslu Proje Asistanı

**YABANCI DİL:** İngilizce (İleri düzey), Almanca (Temel düzey)

### TEZDEN TÜRETİLEN YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- **Bektaş, M.**, Kurtuluş, D.F., Güler, M.A., (2018). Steady-state CFD analysis of 3D bio-inspired flapping wing models, *International Symposium on Sustainable Aviation*, 9-11 Temmuz 2018, Roma, İtalya.
- **Bektaş, M.**, Güler, M.A., Kurtuluş, D.F., (2019). Numerical investigation of a hawkmoth wing undergoing pure plunge motion in hover, *Ankara International Aerospace Conference*, 18-20 Eylül 2019, Ankara, Türkiye.
- **Bektaş, M.**, Güler, M.A., Kurtuluş, D.F., (2020). One-way FSI analysis of bio-inspired flapping wings, *International Journal of Sustainable Aviation*, 6(3), 172-194.

## **DİĞER YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:**

- Şengil, N., Zengin, G., Yağbasan M.C., Mesut, M.N., **Bektaş, M.**, (2013). Markov zincirleri yöntemi ile ısı transferi probleminin çözülmesi, *19. Ulusal Isı Bilimi ve Tekniği Kongresi*, 9-12 Eylül 2013, Samsun, Türkiye.

