

**İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ**

**ÇAPRAZ AKIŞLI FAN GÖMÜLÜ BİR KANAT KONFIGÜRASYONU  
AERODİNAMİĞİNİN DENEYSEL VE SAYISAL İNCELENMESİ**

**DOKTORA TEZİ**

**Celalettin Ekmel COŞKUNSES**

**Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı**

**Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı**

**ŞUBAT 2025**



**İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ**

**ÇAPRAZ AKIŞLI FAN GÖMÜLÜ BİR KANAT KONFIGÜRASYONU  
AERODİNAMİĞİNİN DENEYSEL VE SAYISAL İNCELENMESİ**

**DOKTORA TEZİ**

**Celalettin Ekmel COŞKUNSES  
(511942003)**

**Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı**

**Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı**

**Tez Danışmanı: Prof. Dr. Onur TUNÇER**

**ŞUBAT 2025**



**ISTANBUL TECHNICAL UNIVERSITY ★ GRADUATE SCHOOL**

**EXPERIMENTAL AND NUMERICAL STUDY OF THE AERODYNAMICS  
OF A CROSS FLOW FAN EMBEDDED WING CONFIGURATION**



**Ph.D. THESIS**

**Celalettin Ekmel COŞKUNSES  
(511942003)**

**Department of Aeronautics and Astronautics Engineering**

**Aeronautics and Astronautics Engineering Programme**

**Thesis Advisor: Prof. Dr. Onur TUNÇER**

**FEBRUARY 2025**



İTÜ, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü'nün 511942003 numaralı Doktora Öğrencisi Celalettin Ekmel COŞKUNSES, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “ÇAPRAZ AKIŞLI FAN GÖMÜLÜ BİR KANAT KONFİGÜRASYONU AERODİNAMİĞİNİN DENEYSEL VE SAYISAL İNCELENMESİ” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

**Tez Danışmanı :** **Prof. Dr. Onur TUNÇER** .....  
İstanbul Teknik Üniversitesi

**Jüri Üyeleri :** **Prof. Dr. Bayram ÇELİK** .....  
İstanbul Teknik Üniversitesi

**Prof. Dr. Metin MURADOĞLU** .....  
Koç Üniversitesi

**Prof. Dr. Fırat Oğuz EDİS** .....  
İstanbul Teknik Üniversitesi

**Prof. Dr. Ahmet Cihat BAYTAŞ** .....  
Gelişim Üniversitesi

**Teslim Tarihi** : 26 Kasım 2024  
**Savunma Tarihi** : 07 Şubat 2025



## ÖNSÖZ

Tez çalışmasının yönetilmesindeki rolü ve tezin hazırlanması sürecindeki yönlendirme ve yardımları nedeniyle tez danışmanı değerli hocam Prof. Dr. Onur TUNÇER'e teşekkürlerimi sunarım. Ayrıca tez çalışmasının çeşitli aşamalarında değerli görüş ve önerileri ile destek olan jüri üyeleri Prof. Dr. Metin MURADOĞLU'na ve Prof. Dr. Bayram ÇELİK'e de müteşekkirim.

Bu tez çalışması İTÜ Bilimsel Araştırma Projeleri Birimi tarafından 39603 no'lu proje ile desteklenmiştir. Bu destek nedeniyle söz konusu kuruma teşekkür ederim. Tez çalışması kapsamındaki deneyler için İTÜ Trisonik laboratuvarındaki Eiffel hava tünelinin kullanımındaki destek ve yardımlarından dolayı Dr. Öğr. Üyesi Hayri ACAR'a ve Dr. Öğr. Üyesi Duygu ERDEM'e de teşekkür ederim. Ayrıca Murat SARITAŞ'a LabVIEW uygulamalarındaki yardımları, Serdar ve Emre KÖROĞLU çiftine prosedürlerle ilgili hususlar başta olmak üzere çeşitli konulardaki yardım ve destekleri için teşekkür ederim.

Kasım 2024

Celalettin Ekmel COŞKUNSES  
(Uçak Mühendisi)



## İÇİNDEKİLER

### Sayfa

|                                                                                  |      |
|----------------------------------------------------------------------------------|------|
| ÖNSÖZ.....                                                                       | vii  |
| İÇİNDEKİLER.....                                                                 | ix   |
| KISALTMALAR.....                                                                 | xi   |
| SEMBOLLER.....                                                                   | xiii |
| ÇİZELGE LİSTESİ.....                                                             | xv   |
| ŞEKİL LİSTESİ.....                                                               | xvii |
| ÖZET .....                                                                       | xxi  |
| SUMMARY.....                                                                     | xxv  |
| 1. GİRİŞ .....                                                                   | 1    |
| 1.1 Tezin Amacı ve Kapsamı.....                                                  | 3    |
| 1.1.1 Tez çalışmasının özgün yönü .....                                          | 4    |
| 1.1.2 Tez çalışmasının uygulama alanı .....                                      | 4    |
| 1.1.3 Tezin ikincil amaçları .....                                               | 5    |
| 1.2 Literatür Araştırması .....                                                  | 5    |
| 1.2.1 Çapraz akışlı fan.....                                                     | 6    |
| 1.2.2 Çapraz akışlı fanın hava araçlarında kullanımı .....                       | 6    |
| 1.2.3 Fan-kanat.....                                                             | 11   |
| 2. YÖNTEM .....                                                                  | 17   |
| 2.1 Deneyisel İnceleme Yöntem ve Teknikleri.....                                 | 17   |
| 2.1.1 Temel performans parametreleri ve deney matrisi.....                       | 18   |
| 2.1.2 Deney modeli .....                                                         | 18   |
| 2.1.3 İz bölgesinde dinamik basınç ölçümü için deney düzeneği.....               | 21   |
| 2.1.3.1 Deney verilerinin toplanması ve analizi.....                             | 24   |
| 2.1.3.2 İz bölgesinde periyodik akış incelemesi .....                            | 27   |
| 2.1.4 Kuvvet-denge mekanizması ile aerodinamik kuvvetlerin ölçümü .....          | 28   |
| 2.1.4.1 Kuvvet-denge mekanizması kalibrasyon ve ölçüm düzeneği .....             | 30   |
| 2.1.4.2 Deney verilerinin toplanması ve analizi.....                             | 33   |
| 2.1.5 İplikler ile akış görüntüleme yöntemi.....                                 | 34   |
| 2.2 Analitik Yöntemle Birinci Mertebeden İnceleme .....                          | 35   |
| 2.3 Sayısal İnceleme Yöntemi .....                                               | 36   |
| 2.3.1 Çözüm bölgesi ve ağ yapısı .....                                           | 37   |
| 2.3.2 Hesaplamalı akışkanlar dinamiği yazılımı çözücüsü .....                    | 40   |
| 2.3.3 Türbülans modeli ve giriş türbülans parametreleri.....                     | 41   |
| 3. SONUÇLAR VE TARTIŞMALAR.....                                                  | 43   |
| 3.1 İz Bölgesindeki Dinamik Basınç Dağılımı, Sürüklenme ve İtke Katsayıları..... | 43   |
| 3.1.1 Fan rotorun dönmediği durumda Reynolds sayısı etkisi .....                 | 43   |
| 3.1.2 Fan rotorun döndüğü durumda UHO ve Re parametrelerinin etkisi .....        | 44   |
| 3.1.3 Hücum açısı etkisi .....                                                   | 47   |
| 3.1.4 İz bölgesinde periyodik akış incelemesi .....                              | 49   |
| 3.1.4.1 Deney modeli mevcut değil iken inceleme .....                            | 49   |
| 3.1.4.2 Deney modeli mevcut iken inceleme.....                                   | 50   |

|                                                                                                              |            |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------------|
| 3.2 Kuvvet-Denge Mekanizması ile Aerodinamik Kuvvet Ölçüm Sonuçları.....                                     | 52         |
| 3.2.1 Sürüklenme ve itki katsayılarına Re ve UHO parametrelerinin etkisi.....                                | 52         |
| 3.2.2 Statik itki .....                                                                                      | 53         |
| 3.2.3 Taşıma katsayısına Re ve UHO parametrelerinin etkisi .....                                             | 54         |
| 3.2.4 Sürüklenme katsayısına hücum açısı etkisi .....                                                        | 55         |
| 3.3 Akış Ayrılmasına Reynolds Sayısı, Hücum Açısı ve Uç Hız Oranı                                            |            |
| Parametrelerinin Etkisi .....                                                                                | 56         |
| 3.4 Sayısal İnceleme Sonuçları ve Deney Sonuçları ile Karşılaştırma .....                                    | 58         |
| 3.4.1 Daimi akış yaklaşımı için sonuçlar .....                                                               | 59         |
| 3.4.1.1 Aerodinamik kuvvet katsayıları ve bileşenleri .....                                                  | 59         |
| 3.4.1.2 Fan rotor döndürme momenti ve şaft gücü .....                                                        | 62         |
| 3.4.1.3 Fan-kanat çevresindeki akış bölgesi özellikleri .....                                                | 64         |
| 3.4.1.4 Hücum açısı etkisi .....                                                                             | 65         |
| 3.4.1.5 Giriş türbülans parametreleri etkisi .....                                                           | 67         |
| 3.4.1.6 Türbülans modeli etkisi .....                                                                        | 69         |
| 3.4.1.7 Fan rotor açısal konumunun etkisi .....                                                              | 72         |
| 3.4.2 Daimi olmayan akış yaklaşımı için sonuçlar .....                                                       | 74         |
| 3.4.2.1 Aerodinamik kuvvet katsayıları ve bileşenleri .....                                                  | 75         |
| 3.4.2.2 Fan rotor döndürme momenti ve şaft gücü .....                                                        | 80         |
| 3.4.2.3 Fan-kanat çevresindeki akış bölgesi özellikleri .....                                                | 81         |
| 3.4.2.4 Daimi ve daimi olmayan akış yaklaşımları için sonuçlar arasındaki farklılığın değerlendirilmesi..... | 89         |
| <b>4. SONUÇ VE ÖNERİLER.....</b>                                                                             | <b>91</b>  |
| 4.1 Sonuçlar .....                                                                                           | 91         |
| 4.1.1 Deneysel inceleme sonuçları .....                                                                      | 91         |
| 4.1.2 Sayısal inceleme sonuçları .....                                                                       | 93         |
| 4.1.2.1 Daimi akış için sayısal inceleme sonuçları .....                                                     | 93         |
| 4.1.2.2 Daimi olmayan akış için sayısal inceleme sonuçları.....                                              | 95         |
| 4.1.2.3 Sayısal inceleme sonuçları arasındaki farklılığın değerlendirilmesi..                                | 97         |
| 4.1.3 Deneysel ve sayısal inceleme sonuçları arasındaki farklılıkların değerlendirilmesi .....               | 97         |
| 4.2 Tez Çalışmasının Literatüre Katkıları .....                                                              | 97         |
| 4.3 Gelecekteki Çalışmalar İçin Öneriler .....                                                               | 98         |
| <b>KAYNAKLAR.....</b>                                                                                        | <b>99</b>  |
| <b>EKLER .....</b>                                                                                           | <b>103</b> |
| <b>ÖZGEÇMİŞ.....</b>                                                                                         | <b>107</b> |

## KISALTMALAR

|             |                                                                                             |
|-------------|---------------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>2-B</b>  | : İki boyutlu                                                                               |
| <b>3-B</b>  | : Üç boyutlu                                                                                |
| <b>BDT</b>  | : Bilgisayar destekli tasarım                                                               |
| <b>CNC</b>  | : Bilgisayarlı sayısal kontrol ( <i>Computerized Numerical Control</i> )                    |
| <b>ÇAF</b>  | : Çapraz akışlı fan                                                                         |
| <b>DAQ</b>  | : Veri toplama ( <i>Data Acquisition</i> )                                                  |
| <b>DC</b>   | : Doğru akım ( <i>Direct Current</i> )                                                      |
| <b>DES</b>  | : ( <i>Detached Eddy Simulation</i> )                                                       |
| <b>DXF</b>  | : Çizim değişim formatı ( <i>Drawing Exchange Format</i> )                                  |
| <b>EWP</b>  | : Gömülü kanat itki sistemi ( <i>Embedded Wing Propulsion</i> )                             |
| <b>EWT</b>  | : <i>Enhanced Wall Treatment</i>                                                            |
| <b>EPS</b>  | : Genleştirilmiş polistiren köpük ( <i>Expanded Polystyrene Foam</i> )                      |
| <b>ESC</b>  | : Elektronik hız kontrolü ( <i>Electronic Speed Control</i> )                               |
| <b>FFT</b>  | : Hızlı Fourier dönüşümü ( <i>Fast Fourier Transform</i> )                                  |
| <b>GB</b>   | : Gigabayt                                                                                  |
| <b>HAD</b>  | : Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği                                                           |
| <b>HVAC</b> | : Isıtma-Havalandırma-İklimlendirme ( <i>Heating Ventilation Air-Conditioning</i> )         |
| <b>Hz</b>   | : Hertz                                                                                     |
| <b>IGES</b> | : <i>Initial Graphics Exchange Specification</i>                                            |
| <b>İHA</b>  | : İnsansız Hava Aracı                                                                       |
| <b>LEEF</b> | : Hücum kenarına gömülü fan ( <i>Leading Edge Embedded Fan</i> )                            |
| <b>MRF</b>  | : Hareketli referans eksen takımı ( <i>Moving Reference Frame</i> )                         |
| <b>NACA</b> | : Havacılık ulusal danışma komitesi ( <i>National Advisory Committee for Aeronautics</i> )  |
| <b>NASA</b> | : Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi ( <i>National Aeronautics and Space Administration</i> ) |
| <b>PISO</b> | : <i>Pressure-Implicit with Splitting of Operator</i>                                       |
| <b>PIV</b>  | : Parçacık görüntülemeli hız ölçümü ( <i>Particle Image Velocimetry</i> )                   |
| <b>PSD</b>  | : Güç Spektrumu Yoğunluğu ( <i>Power Spectrum Density</i> )                                 |

|              |                                                                                                        |
|--------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>RANS</b>  | : Reynolds ortalamaalı Navier-Stokes ( <i>Reynolds Averaged Navier-Stokes</i> )                        |
| <b>Re</b>    | : Reynolds Sayısı                                                                                      |
| <b>RNG</b>   | : <i>Re-Normalization Group</i>                                                                        |
| <b>St</b>    | : Strouhal sayısı                                                                                      |
| <b>SST</b>   | : Kesme gerilmesi taşınımı ( <i>Shear Stress Transport</i> )                                           |
| <b>STOL</b>  | : Kısa mesafede kalkış ve iniş ( <i>Short Take-off and Landing</i> )                                   |
| <b>TI</b>    | : Türbülans yoğunluğu ( <i>Turbulence Intensity</i> )                                                  |
| <b>TVR</b>   | : Türbülans viskozite oranı ( <i>Turbulence Viscosity Ratio</i> )                                      |
| <b>UHO</b>   | : Uç hız oranı                                                                                         |
| <b>URANS</b> | : Daimi olmayan Reynolds ortalamaalı Navier-Stokes ( <i>Unsteady Reynolds Averaged Navier-Stokes</i> ) |
| <b>VI</b>    | : Sanal Cihaz ( <i>Virtual Instrument</i> )                                                            |
| <b>VTOL</b>  | : Dikine kalkış ve iniş ( <i>Vertical Take-off and Landing</i> )                                       |

## SEMBOLLER

|                   |                                              |
|-------------------|----------------------------------------------|
| $C_D$             | : Sürüklenme katsayısı                       |
| $C_L$             | : Taşıma katsayısı                           |
| $C_T$             | : İtke katsayısı                             |
| $C_d$             | : İki boyutlu akış için sürüklenme katsayısı |
| $C_f$             | : Viskoz sürtünme katsayısı                  |
| $C_l$             | : İki boyutlu akış için taşıma katsayısı     |
| $C_p$             | : Basınç Katsayısı                           |
| $C_m$             | : Fan rotor döndürme momenti katsayısı       |
| $C_t$             | : İki boyutlu akış için itki katsayısı       |
| $D$               | : Sürüklenme kuvveti                         |
| $D'$              | : İki boyutlu akış için sürüklenme kuvveti   |
| $L$               | : Taşıma kuvveti                             |
| $L'$              | : İki boyutlu akış için taşıma kuvveti       |
| $M$               | : Mach sayısı                                |
| $M_z$             | : Fan rotoru döndürme momenti                |
| $N$               | : Dakikada fan rotor devri                   |
| $P$               | : Basınç                                     |
| $P_{\text{şaft}}$ | : Şaft gücü                                  |
| $R$               | : Evrensel gaz sabiti, Silindir yarıçapı     |
| $S$               | : Standart sapma, Statik                     |
| $T$               | : Sıcaklık, İtke kuvveti, Toplam             |
| $T'$              | : İki boyutlu akış için itki kuvveti         |
| $V$               | : Havanın akış hızı                          |
| $b$               | : Fan-kanat açıklığı                         |
| $c$               | : Fan-kanat veter uzunluğu                   |
| $d$               | : Fan rotor dış çapı                         |
| $f$               | : Frekans                                    |
| $f_s$             | : Örnekleme frekansı                         |
| $k$               | : Türbülans kinetik enerjisi                 |
| $q$               | : Dinamik basınç                             |

|                                 |                                           |
|---------------------------------|-------------------------------------------|
| <b>t</b>                        | : Zaman                                   |
| <b><math>\Gamma</math></b>      | : Sirkülasyon büyüklüğü                   |
| <b><math>\alpha</math></b>      | : Hücüm açısı                             |
| <b><math>\varepsilon</math></b> | : Türbülans yitim oranı                   |
| <b><math>\omega</math></b>      | : Açısal hız, Özgöl türbülans yitim oranı |
| <b><math>\rho</math></b>        | : Yoğunluk (hava için)                    |
| <b><math>\mu</math></b>         | : Dinamik viskozite (hava için)           |
| <b><math>\infty</math></b>      | : Serbest akış şartları                   |



## ÇİZELGE LİSTESİ

### Sayfa

|                                                                                                                                    |           |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------|
| <b>Çizelge 2.1 :</b> Deney matrisi.....                                                                                            | <b>18</b> |
| <b>Çizelge 2.2 :</b> Deney modeli teknik özellikleri.....                                                                          | <b>21</b> |
| <b>Çizelge 2.3 :</b> $V = 5$ m/s serbest akış hızı için sürüklenme katsayısının ağ çözünürlüğü ile değişimi.....                   | <b>39</b> |
| <b>Çizelge 2.4 :</b> $V = 7,5$ m/s serbest akış hızı için fan rotor merkezindeki hız büyüklüğünün ağ çözünürlüğü ile değişimi..... | <b>39</b> |
| <b>Çizelge 2.5 :</b> Çözüm bölgesi sınır koşulları.....                                                                            | <b>40</b> |
| <b>Çizelge 3.1 :</b> $\alpha = 0^\circ$ için sürüklenme katsayısının Reynolds sayısı ile değişimi.....                             | <b>52</b> |
| <b>Çizelge 3.2 :</b> $\alpha = 0^\circ$ için sürüklenme katsayısının Reynolds sayısı ile değişimi.....                             | <b>59</b> |
| <b>Çizelge 3.3 :</b> $Re = 93000$ için sürüklenme katsayısı bileşenleri.....                                                       | <b>59</b> |
| <b>Çizelge 3.4 :</b> $\alpha = 0^\circ$ ve $UHO = 1,4$ için itki katsayısının Reynolds sayısı ile değişimi.....                    | <b>60</b> |
| <b>Çizelge 3.5 :</b> $UHO = 1,4$ ve $Re = 93000$ için itki katsayısı bileşenleri.....                                              | <b>60</b> |
| <b>Çizelge 3.6 :</b> $\alpha = 0^\circ$ ve $UHO = 1,4$ için taşıma katsayısının Reynolds sayısı ile değişimi.....                  | <b>61</b> |
| <b>Çizelge 3.7 :</b> $UHO = 1,4$ ve $Re = 93000$ için taşıma katsayısı bileşenleri.....                                            | <b>61</b> |
| <b>Çizelge 3.8 :</b> Değişik akış ve çalışma koşulları için hesaplanan fan rotor shaft gücü ile çekilen güç kıyaslaması.....       | <b>63</b> |
| <b>Çizelge 3.9 :</b> Sürüklenme katsayısının hücum açısı ( $\alpha$ ) ile değişimi.....                                            | <b>66</b> |
| <b>Çizelge 3.10 :</b> $Re = 93000$ için aerodinamik kuvvet katsayılarının türbülans yoğunluğu ile değişimi.....                    | <b>67</b> |
| <b>Çizelge 3.11 :</b> $Re = 93000$ için aerodinamik kuvvet katsayılarının türbülans viskozite oranı ile değişimi.....              | <b>68</b> |
| <b>Çizelge 3.12 :</b> $Re = 124000$ , $UHO = 1,4$ için aerodinamik kuvvet katsayılarının türbülans yoğunluğu ile değişimi.....     | <b>68</b> |
| <b>Çizelge 3.13 :</b> $Re = 124000$ , $UHO = 1,4$ için aerodinamik katsayıların türbülans viskozite oranı ile değişimi.....        | <b>68</b> |
| <b>Çizelge 3.14 :</b> $UHO = 2,8$ için itki katsayısının ( $C_t$ ) Reynolds sayısı ile değişimi.....                               | <b>77</b> |
| <b>Çizelge 3.15 :</b> $UHO = 2,8$ için taşıma katsayısının Reynolds sayısı ile değişimi.....                                       | <b>79</b> |
| <b>Çizelge 3.16 :</b> Değişik akış ve çalışma koşulları için hesaplanan fan rotor shaft gücü ile çekilen güç kıyaslaması.....      | <b>81</b> |



## ŞEKİL LİSTESİ

### Sayfa

|                                                                                                                                                |    |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Şekil 1.1 : Çapraz akışlı fan (a) akış yapısı (b) farklı akış bölgeleri. ....                                                                  | 2  |
| Şekil 1.2 : Fan-kanat modeli. ....                                                                                                             | 3  |
| Şekil 1.3 : ÇAF ile sınır tabaka kontrolü (Ackeret, 1941). ....                                                                                | 7  |
| Şekil 1.4 : ÇAF gömülü uçak kanadı (Dornier, 1962). ....                                                                                       | 7  |
| Şekil 1.5 : Kanat fırlar kenarında ÇAF uygulaması (Hancock, 1980). ....                                                                        | 8  |
| Şekil 1.6 : <i>Propulsive wing</i> (Kummer ve Dang, 2010). ....                                                                                | 9  |
| Şekil 1.7 : <i>FanWing</i> (Peebles, 2001). ....                                                                                               | 11 |
| Şekil 1.8 : Art arda dizili fan-kanatlı İHA (Siliang ve Zhengfei, 2018). ....                                                                  | 15 |
| Şekil 2.1 : Fan-kanat deney modeli imalat aşamaları (a) ÇAF (b) fan rotor ve kanat profili. ....                                               | 19 |
| Şekil 2.2 : Fırçasız DC elektrik motoru ve elektronik hız kontrol devresi. ....                                                                | 20 |
| Şekil 2.3 : Fan-kanat deney modeli. ....                                                                                                       | 21 |
| Şekil 2.4 : İTÜ Trisonik lab. - Eiffel hava tüneli (a) genel görünüm (b) test bölümü ve deney düzeneği. ....                                   | 22 |
| Şekil 2.5 : Hücüm açısı ayar düzeneği (a) mekanizma (b) deney modelinde kullanımı. ....                                                        | 23 |
| Şekil 2.6 : Fırçasız DC motor radyo kumandası (a) verici (b) alıcı. ....                                                                       | 23 |
| Şekil 2.7 : Fan rotor devir ölçümü (a) devir ölçüm düzeneği (b) optik sensör. ....                                                             | 24 |
| Şekil 2.8 : 12 Volt DC güç kaynağı ve dijital DC vat ölçer. ....                                                                               | 24 |
| Şekil 2.9 : Fan-kanat modeli iz bölgesinde dinamik basınç ölçüm düzeneğinin üstten görünümü. ....                                              | 25 |
| Şekil 2.10 : Dinamik basınç sinyal iletimi (a) basınç duyargası (b) veri toplama modülü. ....                                                  | 26 |
| Şekil 2.11 : İki bileşenli kuvvet-denge mekanizması örneği (Morris ve Post, 2010). ....                                                        | 29 |
| Şekil 2.12 : Kuvvet-Denge mekanizmasının parçaları (a) imal edilen parçalar (b) hazır temin edilen parçalar. ....                              | 29 |
| Şekil 2.13 : Yük ölçüm donanımı (a) yük hücresi (b) amplifikatör/iletici. ....                                                                 | 30 |
| Şekil 2.14 : İki bileşenli kuvvet-denge mekanizması ve destek yapısı (a) mekanizma (b) destek yapısı. ....                                     | 30 |
| Şekil 2.15 : Kuvvet-denge mekanizması kalibrasyon donanımı (a) kalibrasyon yükü uygulama adaptörü (b) kalibrasyon düzeneği. ....               | 31 |
| Şekil 2.16 : Taşıma yükü için kalibrasyon doğrusu. ....                                                                                        | 32 |
| Şekil 2.17 : Sürüklenme yükü için kalibrasyon doğrusu. ....                                                                                    | 32 |
| Şekil 2.18 : Aerodinamik kuvvetlerin kuvvet-denge mekanizmasında ölçüm düzeneği. ....                                                          | 32 |
| Şekil 2.19 : Fan-kanat modelinde iplik yöntemi uygulaması (a) iplik tahtası (b) modelin üst yüzeyi (c) modelin alt yüzeyi. ....                | 34 |
| Şekil 2.20 : Çözüm bölgesi ve sınırları. ....                                                                                                  | 38 |
| Şekil 2.21 : Çözüm bölgesindeki ağ yapısı (a) fan-kanat modeli çevresine uygulanan ağ yapısı (b) fan rotor çevresine uygulanan ağ yapısı. .... | 38 |

|                                                                                                                                                                                       |    |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| <b>Şekil 2.22 :</b> $V = 7,5$ m/s serbest akış hızı için fan rotor merkezindeki hız büyüklüğünün ağ çözünürlüğü ile değişimi. ....                                                    | 39 |
| <b>Şekil 3.1 :</b> $\alpha = 0^\circ$ ve fan rotor dönmüyor iken iz bölgesinde dinamik basınç değişimi. ....                                                                          | 44 |
| <b>Şekil 3.2 :</b> $\alpha = 0^\circ$ için sürüklenme katsayısının Reynolds sayısı ile değişimi. ....                                                                                 | 44 |
| <b>Şekil 3.3 :</b> $\alpha = 0^\circ$ için iz bölgesindeki dinamik basınç dağılımının UHO ve Reynolds sayısı ile değişimi. ....                                                       | 45 |
| <b>Şekil 3.4 :</b> $\alpha = 0^\circ$ için itki katsayısının UHO ve Reynolds sayısı ile değişimi. ....                                                                                | 46 |
| <b>Şekil 3.5 :</b> $\alpha = 0^\circ$ için fan rotor tarafından çekilen gücün UHO ve Reynolds sayısı ile değişimi. ....                                                               | 46 |
| <b>Şekil 3.6 :</b> Farklı akış ve çalışma koşulları için iz bölgesindeki dinamik basınç dağılımının hücum açısı ( $\alpha$ ) ile değişimi. ....                                       | 47 |
| <b>Şekil 3.7 :</b> Farklı akış ve çalışma koşulları için itki katsayısının hücum açısı ile değişimi. ....                                                                             | 48 |
| <b>Şekil 3.8 :</b> Farklı akış ve çalışma koşulları için fan rotor tarafından çekilen gücün hücum açısı ile değişimi. ....                                                            | 48 |
| <b>Şekil 3.9 :</b> Deney modeli sökülmiş iken hava tüneli deney bölümündeki akış ( $V = 5$ m/s) için <i>FFT</i> analizi ( $f_s = 200$ Hz) a) lineer skala b) logaritmik skala. ....   | 50 |
| <b>Şekil 3.10 :</b> Deney modeli sökülmiş iken hava tüneli deney bölümündeki akış ( $V = 5$ m/s) için <i>FFT</i> analizi ( $f_s = 2000$ Hz) a) lineer skala b) logaritmik skala. .... | 50 |
| <b>Şekil 3.11 :</b> Fan rotor dönmüyor iken $\alpha = -10^\circ$ ve $V = 5$ m/s için $X = 0$ mm konumunda <i>FFT</i> analizi ( $f_s = 200$ Hz). ....                                  | 51 |
| <b>Şekil 3.12 :</b> Fan rotor dönmüyor iken $\alpha = -10^\circ$ ve $V = 5$ m/s için $X = 40$ mm konumunda <i>FFT</i> analizi ( $f_s = 200$ Hz). ....                                 | 51 |
| <b>Şekil 3.13 :</b> Fan rotor dönmüyor iken $\alpha = 0^\circ$ ve $V = 5$ m/s için $X = 30$ mm konumunda <i>FFT</i> analizi ( $f_s = 2000$ Hz). ....                                  | 51 |
| <b>Şekil 3.14 :</b> $\alpha = 0^\circ$ için itki katsayısının UHO ve Reynolds sayısı ile değişimi. ....                                                                               | 53 |
| <b>Şekil 3.15 :</b> Statik itkinin fan rotor devri ile değişimi. ....                                                                                                                 | 54 |
| <b>Şekil 3.16 :</b> Fan rotor tarafından çekilen gücün statik itki ile değişimi. ....                                                                                                 | 54 |
| <b>Şekil 3.17 :</b> $\alpha = 0^\circ$ için taşıma katsayısının UHO ve Reynolds sayısı ile değişimi. ..                                                                               | 55 |
| <b>Şekil 3.18 :</b> Sürüklenme katsayısının hücum açısı ile değişimi. ....                                                                                                            | 55 |
| <b>Şekil 3.19 :</b> Yüksek Reynolds sayısında fan rotor çalışmıyor iken hücum açısının üst yüzeydeki akış ayrılmasına etkisi. ....                                                    | 56 |
| <b>Şekil 3.20 :</b> Yüksek hücum açılarında ve Reynolds sayılarında UHO'nun üst yüzeydeki akış ayrılmasına etkisi. ....                                                               | 57 |
| <b>Şekil 3.21 :</b> Fan-kanat üst yüzeyindeki akış ayrılması ve kontrolü süreci. ....                                                                                                 | 57 |
| <b>Şekil 3.22 :</b> Negatif hücum açısında fan rotor çalışmıyor iken Reynolds sayısındaki artışın alt yüzeydeki akış ayrılmasına etkisi. ....                                         | 58 |
| <b>Şekil 3.23 :</b> Negatif hücum açısında ve değişik Reynolds sayılarında UHO parametresinin alt yüzeydeki akış ayrılmasına etkisi. ....                                             | 58 |
| <b>Şekil 3.24 :</b> Fan rotor döndürme momentinin UHO ve Re parametreleri ile değişimi. ....                                                                                          | 63 |
| <b>Şekil 3.25 :</b> $Re = 93000$ için (a) fan-kanat çevresindeki hız konturları (b) fan-kanat iz bölgesindeki hız profili. ....                                                       | 64 |
| <b>Şekil 3.26 :</b> $Re = 93000$ için kanat profilindeki dağılım a) basınç katsayısı ( $C_p$ ) b) sürtünme katsayısı ( $C_f$ ). ....                                                  | 64 |
| <b>Şekil 3.27 :</b> $Re = 93000$ ve $UHO = 1,4$ için (a) fan-kanat çevresindeki hız konturları (b) fan-kanat iz bölgesindeki hız profili. ....                                        | 65 |

|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     |           |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------|
| <b>Şekil 3.28</b> : $Re = 93000$ ve $UHO = 1,4$ için kanat profilindeki dağılım a) basınç katsayısı ( $C_p$ ) b) sürtünme katsayısı ( $C_f$ ).....                                                                                                                                                                  | <b>65</b> |
| <b>Şekil 3.29</b> : $Re = 124000$ ve $UHO = 1,4$ için itki katsayısının hücum açısı ile değişimi. ....                                                                                                                                                                                                              | <b>66</b> |
| <b>Şekil 3.30</b> : Aerodinamik katsayılara türbülans modeli etkisi a) sürüklenme katsayısı b) itki katsayısı ( $UHO = 1,4$ ).....                                                                                                                                                                                  | <b>69</b> |
| <b>Şekil 3.31</b> : $UHO = 1,4$ için aerodinamik katsayılara türbülans modeli etkisi a) taşıma katsayısı b) fan rotor döndürme momenti katsayısı.....                                                                                                                                                               | <b>70</b> |
| <b>Şekil 3.32</b> : Farklı Reynolds sayılarında sürüklenme katsayısının hücum açısı ile değişimine türbülans modeli etkisi. ....                                                                                                                                                                                    | <b>71</b> |
| <b>Şekil 3.33</b> : Fan rotorun açısal konumu (a) orijinal konum (b) $8,2^\circ$ döndürülmüş. .                                                                                                                                                                                                                     | <b>72</b> |
| <b>Şekil 3.34</b> : $UHO = 1,4$ ve $Re = 124000$ için fan- kanat modeli çevresindeki hız konturları (a) fan rotor orijinal konumda (b) fan rotor $8,2^\circ$ döndürülmüş.....                                                                                                                                       | <b>73</b> |
| <b>Şekil 3.35</b> : $UHO = 1,4$ ve $Re = 124000$ için fan- kanat çevresindeki basınç katsayısı ( $C_p$ ) konturları (a) fan rotor orijinal konumda (b) fan rotor $8,2^\circ$ döndürülmüş.....                                                                                                                       | <b>73</b> |
| <b>Şekil 3.36</b> : $UHO = 1,4$ ve $Re = 124000$ için kanat profilinde basınç katsayısı ( $C_p$ ) dağılımı a) fan rotor orijinal konumda b) fan rotor $8,2^\circ$ döndürülmüş.....                                                                                                                                  | <b>74</b> |
| <b>Şekil 3.37</b> : $UHO = 1,4$ ve $Re = 62000$ koşulları için itki katsayısı ( $C_t$ ) ve bileşenlerinin zamanla değişimi a) itki katsayısı b) itki katsayısı bileşenleri. ....                                                                                                                                    | <b>75</b> |
| <b>Şekil 3.38</b> : $UHO = 1,4$ ve $Re = 62000$ koşulları için taşıma katsayısı ( $C_l$ ) ve bileşenlerinin zamanla değişimi a) taşıma katsayısı b) taşıma katsayısı bileşenleri. ....                                                                                                                              | <b>76</b> |
| <b>Şekil 3.39</b> : $UHO = 1,4$ ve $UHO = 2,1$ için itki katsayısının ( $C_t$ ) Reynolds sayısı ile değişimi. ....                                                                                                                                                                                                  | <b>76</b> |
| <b>Şekil 3.40</b> : $UHO = 1,4$ ve $UHO = 2,1$ için taşıma katsayısının Reynolds sayısı ile değişimi. ....                                                                                                                                                                                                          | <b>78</b> |
| <b>Şekil 3.41</b> : Fan rotor döndürme momentinin $UHO$ ve $Re$ parametreleri ile değişimi. ....                                                                                                                                                                                                                    | <b>80</b> |
| <b>Şekil 3.42</b> : $Re = 62000$ , $UHO = 2,1$ için fan-kanat modeli çevresindeki basınç katsayısı ( $C_p$ ) konturları - fan rotorun 51 tam devri sonrası.....                                                                                                                                                     | <b>82</b> |
| <b>Şekil 3.43</b> : $Re = 62000$ , $UHO = 2,1$ için fan-kanat modeli çevresindeki basınç katsayısı ( $C_p$ ) konturlarının kanatçık geçişi süresince değişimi (a) $\frac{1}{4}$ geçiş süresi sonrası (b) $\frac{1}{2}$ geçiş süresi sonrası (c) $\frac{3}{4}$ geçiş süresi sonrası (d) 1 geçiş süresi sonrası. .... | <b>82</b> |
| <b>Şekil 3.44</b> : $Re = 62000$ , $UHO = 2,1$ için kanat profilindeki basınç katsayısı ( $C_p$ ) dağılımı - fan rotorun 51 tam devri sonrası.....                                                                                                                                                                  | <b>83</b> |
| <b>Şekil 3.45</b> : $Re = 62000$ , $UHO = 2,1$ için kanat profilindeki basınç katsayısı ( $C_p$ ) dağılımının kanatçık geçişi süresince değişimi a) $\frac{1}{4}$ geçiş süresi sonrası b) $\frac{1}{2}$ geçiş süresi sonrası c) $\frac{3}{4}$ geçiş süresi sonrası d) 1 geçiş süresi sonrası. ....                  | <b>83</b> |
| <b>Şekil 3.46</b> : Akış bölgesinde basınç katsayısı ( $C_p$ ) değişimi incelemesi için tanımlanan konum. ....                                                                                                                                                                                                      | <b>84</b> |
| <b>Şekil 3.47</b> : $Re = 62000$ , $UHO = 2,1$ için fan rotor çıkışında basınç katsayısının ( $C_p$ ) zamanla değişimi a) bir kanatçık geçişi süresince b) bir fan rotor devri süresince.....                                                                                                                       | <b>84</b> |

|                                                                                                                                                                                                                                                                                               |            |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------------|
| <b>Şekil 3.48 :</b> $Re = 62000$ ve $UHO = 2,8$ için fan-kanat modeli çevresindeki hız konturları - fan rotorun 67 tam devri sonrası. ....                                                                                                                                                    | <b>84</b>  |
| <b>Şekil 3.49 :</b> $Re = 62000$ ve $UHO = 2,8$ için fan-kanat modeli çevresindeki hız konturlarının kanatçık geçişi süresince değişimi (a) $\frac{1}{4}$ geçiş süresi sonrası (b) $\frac{1}{2}$ geçiş süresi sonrası (c) $\frac{3}{4}$ geçiş süresi sonrası (d) 1 geçiş süresi sonrası. .... | <b>85</b>  |
| <b>Şekil 3.50 :</b> Akış bölgesinde hız değişimi incelemesi için tanımlanan konum. ....                                                                                                                                                                                                       | <b>85</b>  |
| <b>Şekil 3.51 :</b> $Re = 62000$ ve $UHO = 2,8$ için kanat profili üst yüzeyi yakınında hızın zamanla değişimi a) 1 kanatçık geçişi süresince b) 1 fan rotor devri süresince. ....                                                                                                            | <b>86</b>  |
| <b>Şekil 3.52 :</b> $UHO = 1,4$ ve $Re = 124000$ için fan rotorun 42 tam devri sonrası fan-kanat modeli çevresindeki (a) hız konturları (b) basınç katsayısı ( $C_p$ ) konturları.....                                                                                                        | <b>86</b>  |
| <b>Şekil 3.53 :</b> $UHO = 1,4$ ve $Re = 124000$ için fan-kanat modeli çevresindeki ve içerisindeki akım çizgileri - fan rotorun 42 tam devri sonrası. ....                                                                                                                                   | <b>87</b>  |
| <b>Şekil 3.54 :</b> $Re = 124000$ ve $UHO = 1,4$ için iz bölgesinde statik basınç a) zamanla değişim b) <i>FFT</i> analizi sonucu.....                                                                                                                                                        | <b>87</b>  |
| <b>Şekil 3.55 :</b> $Re = 124000$ ve $UHO = 1,4$ için iz bölgesinde hız büyüklüğü a) zamanla değişim b) <i>FFT</i> analizi sonucu.....                                                                                                                                                        | <b>88</b>  |
| <b>Şekil A.1 :</b> Deney modeli iz bölgesinde dinamik basınç ölçümü - veri akış şeması. ....                                                                                                                                                                                                  | <b>104</b> |
| <b>Şekil A.2 :</b> Kuvvet-denge mekanizmasında kuvvet ölçümü - veri akış şeması. ....                                                                                                                                                                                                         | <b>104</b> |
| <b>Şekil B.1 :</b> Dinamik basınç ölçümü ve <i>FFT</i> analizi için VI - blok diyagram.....                                                                                                                                                                                                   | <b>105</b> |
| <b>Şekil B.2 :</b> Dinamik basınç ölçümü ve <i>FFT</i> analizi için VI - ön panel. ....                                                                                                                                                                                                       | <b>105</b> |
| <b>Şekil C.1 :</b> Yük hücresi konfigürasyon yazılımı kullanıcı ara yüzü. ....                                                                                                                                                                                                                | <b>106</b> |

## ÇAPRAZ AKIŞLI FAN GÖMÜLÜ BİR KANAT KONFIGÜRASYONU AERODİNAMİĞİNİN DENEYSEL VE SAYISAL İNCELENMESİ

### ÖZET

Son yıllarda sivil ve askeri amaçlı kullanımı giderek artan insansız hava araçları (İHA) için uygun itki seçeneklerinden birisi dağıtılmış veya kanada gömülü itki sistemi olup bu yöntemin düşük hızlı hava araçları için öne çıkan uygulaması çapraz akışlı fan (ÇAF) gömülü kanatlardır. Bu tez çalışmasında incelenen fan-kanat kısmen gömülü ÇAF'a sahip olup, başta İHA'lar olmak üzere düşük uçuş hızları ve yüksek manevra kabiliyeti gerektiren hava araçları için uygundur. Tez çalışmasının amacı düşük ses altı hızlarda (Mach sayısı  $< 0,1$ ) uçan mini İHA'larda kullanılabilecek bir fan-kanat modeli çevresindeki akışın ve modele etkileyen aerodinamik kuvvetlerin fan rotor uç hız oranı (UHO), Reynolds sayısı (Re) ve hücum açısı ( $\alpha$ ) parametreleri ile değişiminin deneysel ve sayısal yöntemlerle incelenmesidir.

Deneysel incelemenin kapsamı deney matrisindeki UHO ve Re değerleri ile belirlenmiştir. Deneysel ve sayısal incelemelerde UHO için 1,4, 2,1 ve 2,8; Re için 62000, 93000 ve 124000;  $\alpha$  için  $-10^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $10^\circ$  ve  $20^\circ$  değerleri kullanılmıştır. Deneysel incelemede İstanbul Teknik Üniversitesi Trisonik laboratuvarındaki Eiffel tipi hava tüneline iki boyutlu (2-B) akış yaklaşımıyla modelin iz bölgesinde pitot-statik tüpü ile dinamik basınç dağılımı ölçülerek Jones yöntemi ile sürüklenme ve itki katsayıları dolaylı yoldan elde edilmiştir. Modele etkileyen aerodinamik kuvvetlerin iki-bileşenli kuvvet-denge mekanizmasında doğrudan ölçümü yöntemi ile sürüklenme, itki ve taşıma katsayıları elde edilmiştir. Deney verilerinin işlenmesi ve analizinde LabVIEW ölçüm-otomasyon yazılımından yararlanılmıştır. Modelin üst yüzeyindeki akış ayrılması iplikler ile akış görüntüleme yöntemi kullanılarak incelenmiştir.

Sayısal incelemelerden beklenen sonuçlarla ilgili tahminde bulunmak ve kıyaslamak için analitik yöntem uygulanarak potansiyel teoremin taşıma kuvveti için 1. mertebeden yaklaşık çözümünden yararlanılmıştır. Hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) analizi ile fan-kanat modeli çevresindeki akış ve modele etkileyen aerodinamik kuvvetler belirlenen sınır ve akış koşulları için 2-B sıkıştırılamaz akış yaklaşımı kullanılarak sayısal olarak incelenmiştir. HAD analizinde süreklilik ve momentum denklemleri türbülans modeli denklemleri ile birlikte çözülmüşlerdir. Türbülans modeli olarak  $k-\epsilon$  *realizable* modeli ve duvar fonksiyonu olarak *Enhanced Wall Treatment (EWT)* kullanılmıştır. Sıkıştırılamaz akış kabulüyle enerji denklemi çözüme dahil edilmemiştir. Fan rotorun dönüşünü modellemek için çözüm bölgesi iki adet ağ ara yüzü ile üç farklı bölgeye bölünmüştür. ANSYS Meshing yazılımı ile çözüm bölgesinde hibrit ağ yapısı oluşturulmuştur. Uygun ağ çözünürlüğünü belirlemek için ağdan bağımsızlık çalışması yapılmıştır. HAD analizinde ANSYS Fluent ver. 2020R2 yazılımının basınç tabanlı çözücüsü kullanılmıştır. Çözücüde basınç-hız bağlaşım yöntemi; daimi akış için bağlaşık algoritma, daimi olmayan akış için ise *Pressure-Implicit with Splitting of Operator (PISO)* algoritması kullanılmıştır. HAD analizinde fan rotor dönerken önce daimi akış kabulü ile Reynolds ortalamalı Navier-Stokes

(RANS) modeli hareketli eksen takımı (MRF) yöntemi kullanılarak çözülmüştür. Sonraki aşamada, daimi olmayan Reynolds ortalama Navier-Stokes (URANS) modeli çözümünde fan rotora dönüş hareketi vermek için kayan ağ yöntemi kullanılmıştır. HAD analizi ile ayrıca daimi akış için hücum açısı etkisi, türbülans modeli ve giriş türbülans parametrelerinin etkileri ve fan rotorun açısasal konum etkisi incelenmiştir.

Hava tüneline 0° hücum açısında yapılan deneylerde Jones yöntemiyle elde edilen sürüklenme ve itki katsayıları ile kuvvet-denge mekanizmasındaki ölçümlerle elde edilenler arasında farklılıklar gözlenmiştir. İkinci yöntemle elde edilen sürüklenme katsayıları daha büyük, itki katsayıları ise daha küçük bulunmuştur. Bu bulgular üç boyutlu (3-B) model üzerindeki ek sürüklenme yaratan parça ve model bağlantıları ile açıklanmıştır. Her iki yöntemle elde edilen sonuçlara göre 0° hücum açısında ve fan rotor dönmüyor iken Re değerindeki artış sürüklenme katsayısında azalmaya neden olmuştur. Fan rotor dönerken itki katsayısı üzerindeki UHO etkisinin Re etkisine göre daha güçlü olduğu, ancak taşıma katsayısı üzerinde her iki parametrenin yakın etkiye sahip olduğu saptanmıştır. Daha yüksek UHO değerleri itki ve taşıma katsayılarını arttırmış, buna karşın artan Re değeri ile itki katsayısı artarken, taşıma katsayısı azalmıştır. Fan rotor dönmüyor iken sürüklenme katsayısına  $\alpha$  etkisi kuvvet-denge mekanizmasındaki ölçümlerle incelenmiş, incelenen farklı akış koşullarının tümünde  $\alpha$  değerindeki artış ile sürüklenme katsayısının arttığı gözlemlenmiştir. Fan rotor dönüyor iken itki katsayısına  $\alpha$  etkisi Jones yöntemi kullanılarak farklı UHO ve Re değerleri için incelenmiş  $\alpha$  değerindeki artışın itki katsayısını azalttığı ve yüksek hücum açısında net itkinin ortadan kalktığı görülmüştür. İplikler ile akış görüntüleme yöntemi kullanılarak yapılan deneylerde fan rotor çalışmıyor iken, yüksek Re değerinde ve 10° hücum açısında, kanat profili üst yüzeyinin firar kenarına yakın bölgesinde akış ayrılması oluşumu gözlemlenmiştir. Artan  $\alpha$  değeri ile birlikte bu akış ayrılması kanat profili üst yüzeyinin orta bölgesine genişlemiş, fan rotor çalışıp UHO değeri 1'in üstüne çıktığında ise ortadan kalkmıştır. Sonuçta UHO, Re ve  $\alpha$  parametrelerinin etkisi ile ilgili deneysel bulguların ilgili literatürdeki bulgularla uyumlu olduğu görülmüştür.

HAD analizinde daimi akış yaklaşımında 0° hücum açısında ve fan rotor dönmüyor iken farklı Re değerleri için hesaplanan sürüklenme katsayıları Jones yöntemi deney sonuçlarından en fazla % 2 sapma göstermiştir. Fan rotor dönerken daimi akış veya donmuş rotor yaklaşımı uygulandığında 0° hücum açısında ve UHO = 1,4 iken farklı Re değerleri için hesaplanan itki katsayıları Jones yöntemi deney sonuçlarından en fazla % 12 sapma göstermiştir. HAD analizinde UHO = 2,1 için hesaplanan itki katsayılarında deney sonuçlarıyla büyük farklılıklar görülmüş, UHO = 2,8 için ayrıca yakınsama sorunlarıyla da karşılaşmıştır. UHO = 2,1 ve 2,8 için karşılaşılan problemler artan UHO değeri ile akıştaki daimi olmayan özelliklerin güçlenmesine ve daimi akış yaklaşımının geçerliliğini yitirmesine bağlanmıştır. Daimi akış için hücum açısı etkisi incelendiğinde  $\alpha$  değeri arttıkça sürüklenme katsayısının deneylerde elde edilen değerlerin üstüne çıktığı görülmüştür. Re = 124000 ve UHO = 1,4 akış ve çalışma koşulları için hesaplanan itki katsayısı negatif hücum açısında ve yüksek hücum açısında deney sonuçlarından önemli farklılık göstermiştir. Çözüm bölgesi giriş sınır koşulu türbülans parametreleri olan türbülans yoğunluğu ve türbülans viskozite oranının daimi akış için farklı akış ve çalışma koşullarında hesaplanan aerodinamik kuvvet katsayıları üzerindeki etkilerinin önemsiz olduğu, ancak türbülans modeli seçiminin önemli etkisi olduğu saptanmıştır. Ancak çeşitli akış ve çalışma koşulları için SST  $k-\omega$  türbülans modeli kullanılıp deney sonuçları ile kıyaslandığında genelde  $k-\epsilon$  *realizable* modeline göre belirgin bir üstünlüğü olmadığı görülmüştür. Fan

rotor dönerken daimi akış yaklaşımı ile *MRF* yöntemi kullanıldığında fan rotorun açısasal konumunun fan-kanat modeli çevresindeki akışa ve hesaplanan aerodinamik kuvvet katsayılarına önemli etkisi olduğu saptanmıştır. Bu ve diğer bulgular nedeniyle fan rotor dönerken daimi akım yaklaşımının ve *MRF* yönteminin geçerliliği sorgulanmış, HAD analizinin daimi olmayan akış yaklaşımı ile tekrarlanması ve sonuçların kıyaslanması gerekli görülmüştür.

Daimi olmayan akış için  $0^\circ$  hücum açısında ve fan rotor dönerken yapılan HAD analizinde ortalama daimi akış durumuna yakınsama gerçekleştiğinde fan rotor çıkışından sonraki akışın kanatçıkların belli bir konumdan geçiş frekansına göre periyodik bir yapıya dönüştüğü ve bu durumun aerodinamik kuvvet katsayılarının zamana göre değişimine de yansıdığı gözlenmiştir. Daimi olmayan akış için farklı  $Re$  ve UHO değerleri için hesaplanan ortalama itki katsayısının daimi akış sonuçları ile kıyaslandığında  $UHO = 2,1$  ve  $UHO = 2,8$  için deney sonuçlarına daha yakın olduğu ancak  $UHO = 1,4$  için önemli bir sapma olduğu saptanmıştır. UHO değerindeki artış ortalama itki katsayısında artışa neden olurken,  $Re$  değerindeki artış azalmaya neden olmuştur. Hesaplanan ortalama taşıma katsayıları için daimi akış sonuçlarına benzer biçimde deney sonuçlarından büyük farklılık görülmüştür. UHO değerindeki artış ortalama taşıma katsayısında önemli artışa neden olurken  $Re$  değerindeki artış önemsiz bir azalmaya neden olmuştur. Sonuçta daimi olmayan akış için hesaplanan ortalama aerodinamik kuvvet katsayılarının UHO ve  $Re$  parametreleri ile değişimlerinin genel olarak deneylerde gözlemlenen değişim eğilimini gösterdiği saptanmıştır. Model çevresindeki akış özellikleri incelendiğinde daimi akış durumundan farklı olarak fan rotor çıkışındaki jete karşı gelen kanat profilinin üst yarıçap konumunda pik yapan bir yüksek basınç bölgesi varlığı ve jetin fırar kenarına kadar kanat profili üst yüzeyine bitişik kaldığı gözlenmiştir. Fan rotor dönerken modelin iz bölgesindeki akışta hız büyüklüğünün ve statik basıncın zamanla değişimi incelenerek *FFT* analizi uygulandığında zayıf bir periyodik akış yapısı saptanmıştır.

Daimi ve daimi olmayan akış için fan rotor dönerken yapılan HAD analizi sonuçları arasındaki önemli farklılıklar daimi akış yaklaşımı ve *MRF* yönteminin fan rotor çevresindeki düzenli olmayan akış yapısını yansıtamadığını göstermiş, sayısal inceleme için daimi olmayan akış yaklaşımı ile *URANS* modeli ve kayan ağ yönteminin uygulanması gerektiği saptanmıştır. Tez çalışmasındaki deneysel ve sayısal inceleme sonuçları arasındaki farklılıkların HAD analizindeki daimi akım yaklaşımı ve kullanılan türbülans modelinden, fan-kanat deney modeli geometrisindeki detayların HAD analizine tam yansıtılamamış olmasından, kuvvet-denge mekanizmasındaki ölçümler 3-B model üzerinde yapılırken HAD analizinin ise 2-B akış yaklaşımı ile yapılmasından ve küçük değerlerdeki taşıma kuvvetlerinin kuvvet-denge mekanizmasında yeterli hassasiyet ile ölçülememesinden kaynaklandığı değerlendirilmiştir.

Sunulan bu tez çalışmasının ilgili literatüre sağladığı ana katkılar belirlenen bir deney matrisine göre boyutsuz UHO ve  $Re$  parametrelerinin fan-kanat aerodinamik performansına etkilerinin incelenmesi, fan-kanat modeli iz bölgesinde dinamik basınç ölçümleri ile Jones yöntemi kullanılarak 2-B akış yaklaşımı ile itki katsayısının elde edilmesi ve fan-kanat yüzeyindeki akış ayrılması ve kontrolü sürecinin iplikler ile akış görüntüleme yöntemi kullanılarak incelenmesi olarak özetlenebilir.



## **EXPERIMENTAL AND NUMERICAL STUDY OF THE AERODYNAMICS OF A CROSS FLOW FAN EMBEDDED WING CONFIGURATION**

### **SUMMARY**

The unmanned air vehicles (UAVs) are increasingly used for civil and military purposes in the recent years and distributed or wing-embedded propulsion system is one of the suitable propulsion options for UAVs. The prominent application of this method for the low-speed air vehicles is a cross-flow fan (CFF) embedded wing. Fan-wing studied in this thesis has a partially embedded CFF and is suitable for air vehicles that require low flight speeds and high maneuverability, especially UAVs. The aim of the thesis is to study the flow around a fan-wing model that can be used in mini UAVs flying in low subsonic speeds (Mach number  $< 0.1$ ) and the variation of the aerodynamic forces acting on the model with the parameters of fan rotor tip speed ratio (TSR), Reynolds number (Re) and angle of attack ( $\alpha$ ) using experimental and numerical methods.

The scope of experimental study was determined by the TSR and Re values in the test matrix. In the experimental and numerical study following values were used for the parameters: 1.4, 2.1 and 2.8 for TSR; 62000, 93000 and 124000 for Re;  $-10^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $10^\circ$  and  $20^\circ$  for  $\alpha$ . The Re and TSR values used in the test matrix were obtained with free flow speeds of 5, 7.5 and 10 m/s and fan rotor speeds between 2250 and 9000 rpm, which were determined by taking into account the technical constraints of the wind tunnel and the fan rotor drive motor of the model. In the experimental study, drag and thrust coefficients were obtained indirectly by the Jones method using two-dimensional (2-D) flow approach and measuring the dynamic pressure distribution with a pitot-static tube in the wake region of the model in the Eiffel type wind tunnel of Tri-sonic Lab. at Istanbul Technical University. Direct measurement method of the aerodynamic forces acting on the model was applied in a two-component force-balance mechanism to obtain drag, thrust and lift coefficients. LabVIEW automation and measurement software was used in the processing and analysis of the experimental data. The power used by the fan rotor of the model was measured under various flow and operating conditions. Flow separation on the model upper surface was investigated using the flow visualization with tufts method.

The analytical method was applied and 1st order approximate solution given by the potential theory for the lift force was used to predict the results expected from the numerical study and to compare. In the computational fluid dynamics (CFD) analysis, the flow around the fan-wing model and the aerodynamic forces acting on it were studied numerically for the defined boundary and flow conditions using 2-D incompressible flow approach. In CFD analysis, continuity and momentum equations were solved along with the equations of the turbulence model. The k- $\epsilon$  realizable model was used as the turbulence model and Enhanced Wall Treatment (EWT) was used as the wall function. Due to incompressible flow assumption the energy equation was not included in the solution. C-type solution domain was divided into three

different regions separated by two mesh interfaces in order to model the rotation of the fan rotor. ANSYS Meshing software was used to create a hybrid mesh structure (quad and tri cells) in the solution domain. A mesh independence study was performed to determine the appropriate mesh resolution. In CFD analysis pressure based solver of ANSYS Fluent ver. 2020R2 was used. In solver setup pressure-velocity coupling method was used with “coupled” algorithm for steady flow and Pressure-Implicit with Splitting of Operator (PISO) algorithm for unsteady flow. In the CFD analysis for the rotating fan condition, first assuming steady flow Reynolds averaged Navier-Stokes (RANS) model was solved using the Moving Reference Frame (MRF) method. An unsteady CFD analysis was performed for the next stage using the steady solution as an initial condition and solving unsteady Reynolds averaged Navier-Stokes (URANS) model with sliding mesh method to give a rotational motion to the fan rotor. In the CFD analysis for steady flow, additionally the effects of angle of attack, turbulence model and inlet turbulence parameters and fan rotor angular position were investigated.

In the experiments carried out in the wind tunnel at  $0^\circ$  angle of attack, differences were observed between the drag, thrust coefficients obtained using the Jones method and those obtained by the measurements in the force-balance mechanism. Drag coefficients obtained with the second method were found to be larger and thrust coefficients were found to be smaller. These findings were attributed to the additional drag caused by some parts of the three dimensional (3-D) model and its attachments. According to the experimental results, at  $0^\circ$  angle of attack when the fan was not rotating, an increase in the Re value caused a decrease in the drag coefficient. When the fan was rotating, it has been determined that the TSR effect on the thrust coefficient was stronger than the Re effect, but both parameters had a close effect on the lift coefficient. Higher TSR values increased the thrust and lift coefficients; however with increasing Re value, the thrust coefficient increased and the lift coefficient decreased. It was observed that the power used by the fan rotor of the model also increased along with the increase in TSR or Re values. When the fan was not rotating, Jones method could not be applied with increasing  $\alpha$  value as reverse flow was observed in the dynamic pressure measurements in the wake region, and therefore  $\alpha$  effect of on the drag coefficient was investigated by the measurements in the force-balance mechanism. While the drag coefficient increased with the increase in  $\alpha$  value in all the different flow conditions investigated, lower drag coefficient was observed at the negative angle of attack due to peculiar geometry of the fan-wing. The effect of  $\alpha$  on the thrust coefficient while the fan was rotating was investigated for different TSR and Re values using the Jones method. It was observed that the increase in  $\alpha$  value reduced the thrust coefficient and net thrust did not exist at high angle of attack although it existed at negative angle of attack. The power used by the fan rotor of the model also decreased with increase in  $\alpha$  value. In the experiments performed using the flow visualization with tufts method, flow separation was observed in the region of the upper surface of the model close to the trailing edge at high Re value and  $10^\circ$  angle of attack when the fan was not running. With increasing  $\alpha$  value, this flow separation extended to the middle region of the upper surface of the airfoil, however it disappeared when the fan started to run and the TSR value exceeded 1. As a conclusion, it has been seen that the experimental findings regarding the effects of TSR, Re and  $\alpha$  parameters on the fan-wing aerodynamic performance were generally conforming to the findings in the relevant literature.

In the CFD analysis for steady flow approach, when the fan rotor was not rotating the drag coefficients calculated at  $0^\circ$  angle of attack for different Re values showed the same tendency for change as the Jones method experimental results and deviated by at most 2 % from them. While the fan rotor was rotating, applying steady flow or frozen rotor approach, the thrust coefficients calculated at  $0^\circ$  angle of attack and TSR = 1.4 for varying Re values deviated at most 12 % from the Jones method experimental results. For the same flow and operating conditions, there was a significant difference in the lift coefficient values from the experimental results. In the CFD analysis large differences were observed in the thrust and lift coefficients with the experimental results for TSR = 2.1, and additionally convergence problems were encountered for TSR = 2.8. The problems encountered for TSR = 2.1 and 2.8 were attributed to the strengthening of unsteady properties in the flow with increasing TSR values and caused the steady flow or frozen rotor approach to become inapplicable. When the effect of angle of attack was investigated for steady flow it was seen that although the change in drag coefficient with the  $\alpha$  parameter has shown a similar trend to that in experiments, the drag coefficient increased above the values obtained in the experiments as  $\alpha$  value increased. The thrust coefficient calculated for the flow and operating conditions of Re = 124000 and TSR = 1.4 showed significant differences from the experimental results at negative angle of attack and high angle of attack, although it had the same trend of change with  $\alpha$  parameter as in the experimental results. It has been observed for steady flow that the effects of turbulence intensity and turbulence viscosity ratio which are the turbulence parameters at the inlet boundary condition of the solution domain on the calculated aerodynamic force coefficients were insignificant but the turbulence model selection had a significant effect on the results for different flow and operating conditions. When the SST k- $\omega$  model was used for various flow and operating conditions, lower drag and thrust coefficients but higher lift coefficients were calculated comparing to the k- $\epsilon$  realizable model. However, when compared to experimental results, it was seen that in general it did not have a significant advantage over the k- $\epsilon$  realizable model. When the MRF method was used with the steady flow approach while the fan was rotating, it was determined that the angular position of the fan rotor had a significant effect on the flow around the fan-wing model and on the calculated aerodynamic force coefficients. Due to this condition and other findings, the validity of the steady flow approach and the MRF method became questionable while the fan was rotating, and it was deemed necessary to repeat the CFD analysis with the unsteady flow approach and compare the results.

According to the results of the CFD analysis performed for unsteady flow at  $0^\circ$  angle of attack while the fan was rotating, it was observed that when convergence to the average steady flow state materialized, the flow after the outlet of fan rotor turned into a periodic structure with respect to the pass frequency of the blades from a certain position, and this condition was also reflected in the change of the aerodynamic force coefficients with time. The average thrust coefficients calculated for different Re and TSR values for unsteady flow were closer to the experimental results for TSR = 2.1 and TSR = 2.8 when compared to the steady flow results, but were significantly different for TSR = 1.4. The effect of increase in TSR value had the same trend as in the experimental results and caused an increase in the average thrust coefficient. The effect of increase in Re value had a different trend for TSR = 1.4, but same trend for TSR = 2.1 comparing with experimental results and caused a decrease in the average thrust coefficient. The calculated average lift coefficients, similar to the steady flow results had a large difference from the experimental results. The effect of increase in TSR value had the same trend as the experimental results and caused a significant

increase in the average lift coefficient. The effect of increase in Re value had the same trend as the experimental results, and caused an insignificant decrease in the average lift coefficient. As a result, it was determined that the changes in the average aerodynamic force coefficients calculated for unsteady flow with the TSR and Re parameters has shown generally the change trend observed in the experiments. When the flow characteristics around the fan-wing model were investigated, unlike the steady flow case a high pressure region with a peak at the upper radius location of the airfoil opposing the jet at the fan rotor outlet was observed, and the jet remained adjacent to the airfoil upper surface until the trailing edge. For the rotating fan, when the change in velocity magnitude and static pressure in the fan-wing model wake flow over time was investigated and FFT analysis was applied, a weak periodicity in flow structure was detected.

Significant differences between the CFD analysis results for steady and unsteady flow while fan was rotating, has shown that the steady flow approach and the MRF method could not reflect the circumferentially non-uniform flow structure around the fan rotor, and it was determined that the unsteady flow approach with the URANS model and sliding mesh method should be used in the numerical study. It has been evaluated that the differences between the experimental and numerical investigation results in the thesis study are due to the steady flow approach in the CFD analysis and the turbulence model used, the details in the geometry of the fan-wing test model not being fully reflected in the CFD analysis, the measurements in the force-balance mechanism being made on the 3-D model while the CFD analysis being made with the 2-D flow approach, and the fact that the small values of the lift forces cannot be measured with sufficient precision in the force-balance mechanism.

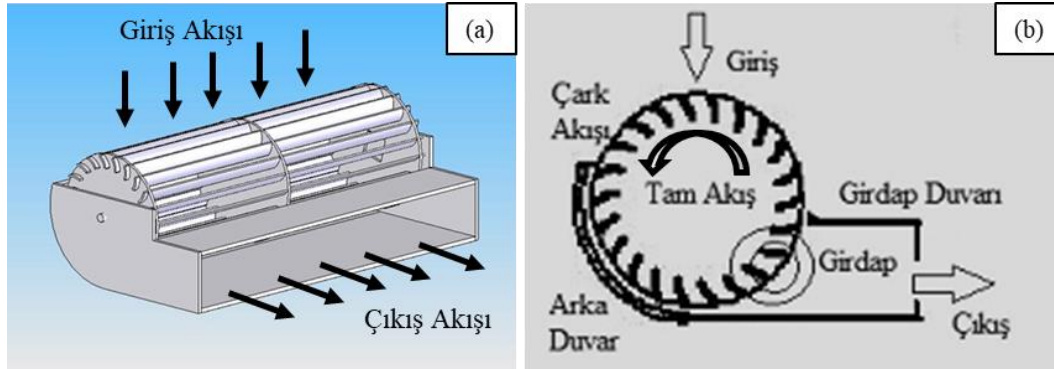
The major contributions of this thesis study to the relevant literature can be summarized as the study of the effects of dimensionless TSR and Re parameters on the fan-wing aerodynamic performance according to a determined test matrix, obtaining the thrust coefficient with the 2-D flow approach using the Jones method with dynamic pressure measurements in the fan-wing model wake region, and the investigation of the flow separation and control process on fan-wing surface using the method of flow visualization with tufts.

## 1. GİRİŞ

Son yıllarda insansız hava araçları (İHA) için ar-ge çalışmaları giderek artar ve farklı tasarımlar ortaya çıkarken aynı zamanda bunlar için uygun itki seçenekleri de araştırılmaktadır. Dağıtılmış veya kanada gömülü itki yöntemi uygun seçeneklerden biri olup bu yöntemin düşük hızlı hava araçları için öne çıkan uygulaması çapraz akışlı fan (ÇAF) gömülü kanatlardır (Kim ve Saunders, 2003). Isıtma-Havalandırma-İklimlendirme (HVAC) endüstrisinde yaygın olarak kullanılan çapraz akışlı fanlarda hava akışı temelde iki boyutludur. ÇAF'a girişteki hava akışının hız vektörü, fan rotorun dönme eksenine dik olup, Şekil 1.1a'da gösterildiği gibi hava akışı girişte radyal yönde fan rotorunun merkezine doğru bir yön izlemekte, çıkışta ise yine fan rotorunun merkezinden dışa doğru radyal yönde bir akış olmaktadır. ÇAF'da kanatçıklar fan rotorun dönme yönüne doğru eğimlidir. Hava akışı aynı kanatçık dizilerinin oluşturduğu akış kanallarından iki kez geçmekte ve böylece aynı kanatçıklar tarafından iki kez hızlandırılmaktadır. ÇAF'larda diğer bir temel özellik de statik basınçtan ziyade dinamik basınçta artışa yol açmalarıdır. Ayrıca ÇAF'lar iki boyutlu (2-B) akış özellikleri sayesinde fan rotor eksenini boyunca istenildiği kadar uzun tutulabilir (Dang ve Bushnell, 2009; Eck, 1973). Şekil 1.1b'de gösterildiği gibi ÇAF içerisindeki akış genelde birbirinden farklı üç bölge ile tanımlanabilir: faydalı işin çoğunun yapıldığı tam akış bölgesi, faydalı iş yapılmayıp akış enerjisinin kayıp enerjiye dönüştüğü merkezden kaçık girdap bölgesi ve gerek enerji transferi gerekse de yapılan faydalı işin düşük düzeyde olduğu çark akışı bölgesi (Dang ve Bushnell, 2009).

ÇAF sahip olduğu uygun akış özellikleri ve geometrik yapısı sayesinde çeşitli hava araçlarının kanatlarına kolayca entegre edilerek, sınır tabaka, iz bölgesi ve sirkülasyon kontrolü yolu ile ek taşıma kuvveti ve itki kuvveti elde edilebilir. Kanatlarda ek taşıma ve itki kuvveti elde etmede ÇAF'ın temel işlevleri sirkülasyon kontrolü, sınır tabaka kontrolü vasıtası ile akış ayrılmasını geciktirme veya taşıma kaybı (*stall*) hücum açısını büyütme, kanat profili üst yüzeyinde akışı hızlandırarak statik basıncı düşürme, akışa momentum artışı sağlamak ve akışı kanat profili üst yüzeyinden arkaya iz

bölgesine yönlendirerek iz bölgesini doldurmak suretiyle iz bölgesindeki momentum kaybını gidermektir (Dang ve Bushnell, 2009).



Şekil 1.1 : Çapraz akışlı fan (a) akış yapısı (b) farklı akış bölgeleri.

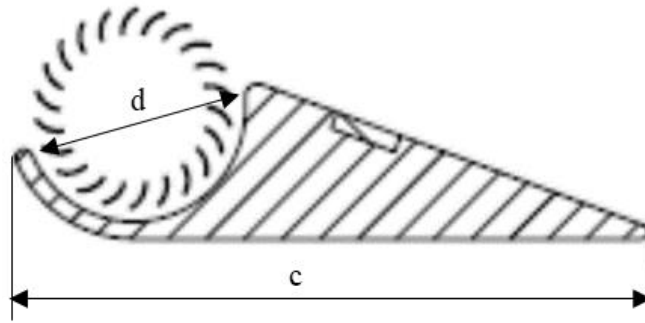
ÇAF gömülü kanatlara sahip hava araçları, pervaneli motora sahip hava araçları ile kıyaslandığında aşağıda sıralanan avantajlı özelliklere sahiptir (Dang ve Bushnell, 2009; Kim ve Saunders, 2003; Seyfang, 2012) :

- ÇAF'ların kanat profili üzerinde yüksek hücum açılarındaki akış ayrılmasını geciktirmeleri ve ek taşıma kuvveti yaratmaları ve bu sayede hava aracına kısa mesafede kalkış ve iniş (*STOL*) yeteneği sağlamaları.
- ÇAF çıkışında oluşturulan jet akışı vasıtasıyla kanadın iz bölgesinin doldurulmasıyla sürüklenme kuvveti azaltılarak net itki kuvvetinin artırılması.
- 2-B akış özelliği sayesinde, ÇAF'ın boyu kanat açıklığı boyunca istendiği kadar uzatılarak akış debisinin artırılabilmesi.
- ÇAF, iz bölgesi büyüklüğünün etkisini azalttığı için büyük iz bölgesine neden olan ve geleneksel itki sistemleri ile kullanımı uygun olmayan kalın kanat profillerinin çeşitli hava araçlarında kullanımına olanak sağlaması.
- İtki sistemi güç kaynağının devre dışı kalması durumunda ÇAF'ın gelen hava akışı ile dönme özelliği sayesinde süzülerek uçuş ve iniş imkânı sağlaması.
- Kanatlardaki ÇAF'ların dönme hızlarının ve çıkış jet akışlarının kontrolü vasıtasıyla taşıma ve itki kuvvetlerinde farklılık yaratarak geleneksel uçuş kumanda yüzeylerine olan ihtiyacı azaltan daha etkin bir uçuş kontrolü.
- Dikdörtgen kesitli bir itki sistemi sağlaması ve itkinin vektör kontrolü vasıtası ile dikine kalkış ve iniş (*VTOL*) özelliği sağlaması.

## 1.1 Tezin Amacı ve Kapsamı

Bu tez çalışmasının amacı, mini İHA’larda ve çeşitli hava araçlarında kullanılabilecek ÇAF gömülü bir kanat modeli çevresindeki akışın ve modele etkiyen aerodinamik kuvvetlerin fan rotor uç hız oranı (UHO), Reynolds sayısı (Re) ve hücum açısı ( $\alpha$ ) parametrelerine göre değişiminin, deneysel ve sayısal yöntemlerle incelenmesidir.

Tez çalışmasında ÇAF gömülü kanat modeli olarak fan-kanat konfigürasyonu seçilmiştir. Literatür Araştırması bölümüne referansla fan-kanat konfigürasyonunda ÇAF kalın kanat profilinin hücum kenarında kısmen gömülü olarak profili tamamlayıcı bir konumda yer almakta ve hava akış yönünde dönmektedir (Peebles, 2001). Söz konusu konfigürasyon üzerinde Avrupa Birliği tarafından desteklenen SOAR projesi kapsamında yakın dönemde çeşitli araştırma çalışmaları yapılmış olup, uluslararası alanda başta Çin olmak üzere güncel araştırmalar halen sürdürülmektedir. Alternatif konfigürasyonlardan ÇAF’ın kanat profilinin kanat ortasındaki bölgeye gömülü olduğu konfigürasyonun verimli olmadığı deneylerde gözlemlenmiştir (Nieh, 1988). Bu hususların yanı sıra fan-kanat konfigürasyonu, literatür araştırması bölümünde açıklanan diğer konfigürasyonlarla kıyaslandığında deney modelinin mevcut olanaklarla imal edilebilirliği bakımından da uygun görülmüştür. Şekil 1.2’de deneysel ve sayısal çalışmalarda kullanılan ve bilgisayar destekli tasarım (BDT) yazılımı ile tasarlanmış fan-kanat modeli geometrisinin kesiti gösterilmiştir.



Şekil 1.2 : Fan-kanat modeli.

Tez çalışması kapsamında Mach sayısı ( $M$ )  $< 0,1$  olan düşük ses altı hızlarda uçan mini İHA’larda kullanılabilecek bir fan-kanat modeli çevresindeki akış ve modele etkiyen aerodinamik kuvvetler ile bunların UHO, Re ve  $\alpha$  parametrelerine göre değişimi hava tüneline deneysel yöntemlerle ve ayrıca hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) analizi yöntemi ile incelenmiştir. Deneysel ve sayısal incelemelerde UHO için 1,4, 2,1 ve 2,8 değerleri; Re için 62000, 93000 ve 124000 değerleri ve  $\alpha$  için  $-10^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $20^\circ$

değerleri kullanılmıştır. Deney matrisinde kullanılan Re ve UHO değerleri hava tünelinin ve modelin fan rotor tahrik motorunun teknik kısıtları dikkate alınarak belirlenmiş olan 5, 7,5 ve 10 m/s serbest akış hızları ve 2250 – 9000 dev/dk. arası fan rotor devirleri ile elde edilmiştir. Kullanılan hücum açısı değerleri belirlenirken 0° hücum açısının yanı sıra öncelikli olarak negatif ve yüksek hücum açılarında fan-kanadın kendine has aerodinamik özelliklerinin, ayrıca çalışılan hücum açısı aralığındaki genel değişim eğiliminin incelenmesi hedeflenmiştir. Benzer yaklaşıma ilgili literatürde de rastlanmaktadır (Saraçoğlu ve Paniagua, 2015). Deneysel çalışmalarda modelin iz bölgesinde pitot-statik tüpü ile dinamik basınç ölçümleri yapılarak Jones yönteminde ve fan rotorun dönmediği durumda akışta periyodiklik araştırması için *Fast Fourier Transform (FFT)* analizinde kullanılmış, iki bileşenli kuvvet-denge mekanizmasında aerodinamik kuvvetlerin direkt ölçümleri gerçekleştirilmiş ve modelin üst yüzeyindeki akış ayrılması ve ÇAF ile kontrolü iplik yöntemi ile görüntülenmiştir. Ayrıca değişik akış ve çalışma koşullarında modelin fan rotorunun çektiği güç ölçülmüştür. HAD analizi 2-B sıkıştırılamaz akış kabulüyle daimi ve daimi olmayan akış için iki aşamada gerçekleştirilmiştir.

#### **1.1.1 Tez çalışmasının özgün yönü**

Literatürde ÇAF gömülü kanat konfigürasyonu aerodinamiğinin incelenmesi konusunda ulusal ölçekte üniversite ve araştırma kurumlarında deneysel ve sayısal herhangi bir çalışmaya rastlanmamıştır. Uluslararası literatürde yer alan konu ile ilgili deneysel ve sayısal çalışmalarla kıyaslandığında bu tez çalışmasının özgün yönleri aşağıda sıralanmıştır. Boyutsuz UHO ve Re parametrelerinin fan-kanat aerodinamik performansına etkilerinin belirlenen bir deney matrisine göre incelenmesi, fan-kanat modeli iz bölgesinde dinamik basınç ölçümleri ile Jones yöntemi kullanılarak 2-B akış için itki katsayısının elde edilmesi ve fan-kanat modeli yüzeyindeki akış ayrılması ve kontrolü süreçlerinin iplikler ile akış görüntüleme kullanılarak incelenmesi. Ayrıca fan-kanat modeline etkiyen aerodinamik kuvvet katsayılarının bileşenleri HAD analizi yöntemi ile literatürdeki çalışmalara göre daha kapsamlı olarak incelenmiştir.

#### **1.1.2 Tez çalışmasının uygulama alanı**

Tez çalışması kapsamında yer alan deneysel ve sayısal incelemelerdeki en yüksek serbest akış hızı olan 10 m/s fan-kanat modeli için kullanım olanağının araştırıldığı mini İHA'ların ortalama seyir hızlarından (15 m/s civarı) fazla farklı değildir. Mini

İHA kanatlarının veter uzunluğu da modelin veter uzunluğundan fazla farklı değildir. Buna dayanarak incelenen Re değerlerinde mini İHA’larda kullanılabilecek fan-kanatların etrafındaki akış ile ilgili çıkarımda bulunulabilir. Kanada etkileyen aerodinamik kuvvetler hızın karesi ile değiştiğinden benzer bir geometriye ve veter uzunluğuna sahip bir mini İHA kanadı için yukarıda belirtilen ortalama uçuş hızında ve aerodinamik kuvvet katsayılarındaki farklılıkların da önemsiz olması durumunda deney modeline etkileyen maksimum aerodinamik kuvvetlerin 2 - 2,5 katı kuvvetler öngörülebilir. Literatürdeki çeşitli çalışmaların ve bu tez çalışmasının sonuçlarına göre aerodinamik kuvvet katsayıları üzerindeki Re etkisi UHO etkisine göre önemsiz olduğundan aynı UHO değeri sağlandığında aerodinamik kuvvet katsayılarındaki farklılıkların ihmal edilebilecek düzeyde kalması beklenebilir.

### **1.1.3 Tezin ikincil amaçları**

Bilimsel birikime katkı olarak: dağıtılmış itki konusunda yeni doktora ve yüksek lisans tezleri için motivasyon oluşturmaları ve konu ile ilgili yeni bilimsel makale ve/veya bildirilerin yayınlanması; İHA’lar ve düşük hızlı hafif ticari uçaklar için alternatif itki sistemi araştırma ve geliştirme çalışmalarına katkı sağlaması ve gelecekteki çalışmalarda kanat geometrisi/ÇAF entegrasyonunda optimizasyon yolu ile performans ve verim artışı için bir basamak oluşturmak.

Ekonomiye ve toplumsal refaha katkı olarak: itki veriminin artırılması durumunda sağlanacak yakıt tasarrufu vasıtası ile ekonomiye ve çevreye olumlu etki; taşıma kuvveti artışı ile hava aracının insan veya yük taşıma kabiliyetinin artması, daha kısa uçuş pistlerine ihtiyaç duyulması, dolayısı ile kaynakların daha verimli kullanılması.

Askeri havacılık bağlamında, keşif amaçlı görev yapan İHA’ların havada daha uzun süre kalmaları ve daha uzun menzile sahip olmaları vasıtası ile operasyonel avantaj sağlanması.

## **1.2 Literatür Araştırması**

Literatür araştırması üç konu başlığı altında gruplandırılmıştır. Birinci bölümde ÇAF ilgili literatür araştırması kısa bir özet olarak verilmiş, ikinci bölümde ise ÇAF’ların hava araçlarında kullanımına geçiş süreci ve hava araçlarında farklı kullanım yaklaşımlarından bahsedilerek değişik konfigürasyonlar ile ilgili örnekler verilmiştir. Son bölümde ise tezin asıl konusunu oluşturan fan-kanat konfigürasyonunun

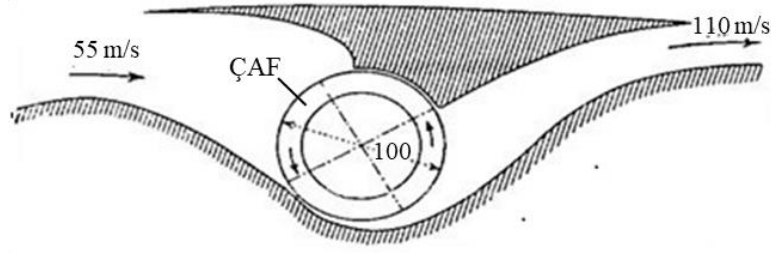
özelliklerinin yanı sıra bu konfigürasyonla ilgili yapılmış deneysel ve sayısal çalışmalardan bahsedilmiştir.

### **1.2.1 Çapraz akışlı fan**

ÇAF ile ilgili araştırmaları ilk olarak 1892 yılında Fransa da P. Mortier başlatmış ve 1893 yılında patentini almıştır. 1960'lı yıllara kadar ÇAF geometrisinde temel bir değişiklik olmadan Mortier'in patentindeki geometriye bağlı kalmıştır. 1960'lı yıllara gelindiğinde Almanya'da Bruno Eck'in çalışmalarında temel olarak akış yönlendiriciler ve fan rotor yuvası geometrisindeki değişiklikler vasıtası ile verim artışı hedeflenmiştir (Eck, 1973). Takip eden dönemlerde 2000'li yıllara dek uzanan çeşitli analitik, deneysel ve sayısal çalışmalarda temelde ÇAF performansının artırılması hedeflenmiştir. Bu çalışmalar sonucunda gövde geometrisi ile ilgili parametrelerin rotor ile ilgili parametrelere göre performans üzerinde daha belirleyici olduğu saptanmıştır; ayrıca rotor içerisinde oluşan merkezden kaçık girdap bölgesi konum ve büyüklüğünün fan performansı üzerinde önemli etkisi olduğu gözlemlenmiştir (Porter ve Markland, 1970; Mazur ve Singh, 1987; Bert ve diğ, 1996; Lazzaretto ve diğ, 2003; Moon ve diğ, 2003; Kim ve diğ, 2005).

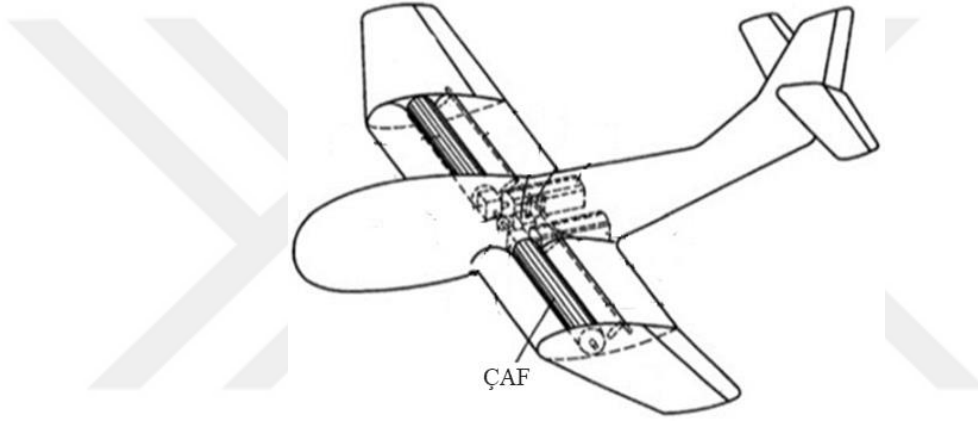
### **1.2.2 Çapraz akışlı fanın hava araçlarında kullanımı**

ÇAF'ı sahip olduğu akış özellikleri ve uygun geometrik yapısı nedeniyle uçakların kanatlarına entegre ederek ek taşıma ve itki kuvvetleri elde etme yönünde çeşitli araştırma çalışmaları yapılmıştır. ÇAF'ın hava araçlarında kullanımı ile ilgili literatürde genel olarak iki farklı yaklaşım göze çarpmaktadır. Bu yaklaşımlardan birisi VTOL özellikli hava araçlarında ÇAF'dan ek veya dikey itki kaynağı olarak yararlanmak, daha yaygın olan diğeri ise düşük hızlı hava araçlarında taşıma kuvvetini arttırmak ve itkiyi tamamen ÇAF ile sağlamaktır (Dang ve Bushnell, 2009). ÇAF'ın uçaklarda kullanılması önerisini ilk defa J. Ackeret tarafından 1938 yılında ortaya atılmıştır. Daha sonra *NACA Technical Memorandum* olarak yayınlanan makalesinde Ackeret Şekil 1.3'de gösterildiği gibi ÇAF kullanarak sınır tabaka kontrolü yardımıyla itki kuvveti elde edilmesini önermiştir (Ackeret, 1941).



**Şekil 1.3 :** ÇAF ile sınır tabaka kontrolü (Ackeret, 1941).

ÇAF'ların uçaklarda kullanımı ile ilgili ilk patent ise P. Dornier'e ait olup, 1962 yılında patenti alınan ve Şekil 1.4'de gösterilen uygulamada uçağın her iki kanat profiline orta bölümüne yerleştirilmiş ÇAF'larla taşıma kuvvetinin artırılması ve itki kuvveti elde edilmesi hedeflenmiştir.



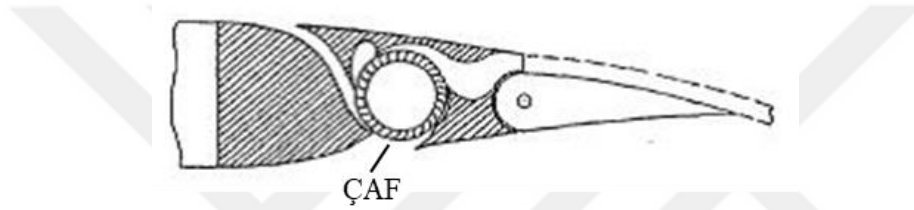
**Şekil 1.4 :** ÇAF gömülü uçak kanadı (Dornier, 1962).

Dornier'in önerisinde ÇAF'lara hava girişi kanadın üst yüzeyinden, hava çıkışı ise alt yüzeyinden gerçekleştirilerek üst yüzeydeki sınır tabakanın fan içerisine emilmesi sağlanmaktadır (Dornier, 1962) .

1970'lerin sonuna doğru havacılık endüstrisinde ÇAF'lardan uçaklarda itki kuvveti elde etmek ve taşıma kuvvetini arttırmak için yararlanmak üzere yapılan çalışmalara rastlanmaktadır. 1975 yılında ABD donanması için *LTV - Vought Systems Division* tarafından VTOL özellikli uçakların kanat firar kenarlarında kullanılmak üzere yüksek verimli ÇAF geliştirme çalışması başlatılmıştır. Söz konusu konfigürasyonda fan rotor yuvası değişken geometrili olup kalkış veya seyir durumlarına göre itki vektörü ayarlanabilmektedir (Hobson ve diğ, 2004). Bu proje kapsamında yüksek devirlerde ve transonik akış bölgesinde çalışan ÇAF konfigürasyonu ile ilgili çeşitli deneyler yapılarak uygun geometri belirlenmeye çalışılmıştır. Söz konusu çalışmalarda % 80'e yakın fan verimine ulaşılmıştır. Sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak yapılan sayısal

çalışmanın sonuçlarının deneylerle uyumlu olduğu görülmüştür (Harloff ve Wilson, 1980).

1977 yılında Lockheed-Georgia'da ÇAF'lı itki sistemi elde etmek için ÇAF'ın uçak kanatlarının firar kenarına entegrasyonu potansiyelinin araştırılması için bir girişim başlatılmıştır. Şekil 1.5'de gösterilen konfigürasyonda ÇAF'a hava girişi kanadın hem üst hem de alt yüzeylerinden hava çıkışı ise firar kenarından olmaktadır, üst yüzeyin tamamındaki sınır tabakanın fan içerisine çekilmesi hedeflenmiştir. Bu proje kapsamında uçaklarda kullanmak üzere daha yüksek verimli ÇAF konfigürasyonları geliştirmek için kapsamlı deneysel çalışmalar yapılmış ve ÇAF için % 82'lik verim değerine ulaşılmıştır (Hancock, 1980).



**Şekil 1.5 :** Kanat firar kenarında ÇAF uygulaması (Hancock, 1980).

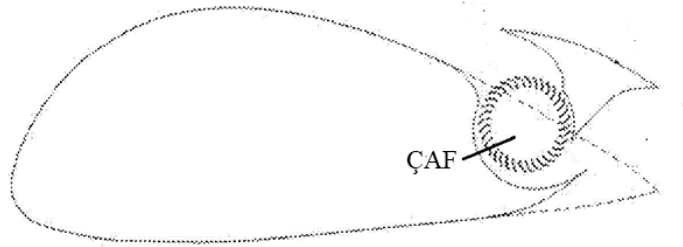
1980'lerde Texas Üniversitesi – Airlington'da daha önce Harloff ve Wilson (1980) tarafından ÇAF modeli üzerinde yapılan çalışma temel alınarak su ve hava tünellerinde çeşitli deneysel çalışmalar yapılmıştır. Bu çalışmalarda incelenen NACA0025 kalın kanat profilinden uyarlanmış olan modelde daha önce Harloff tarafından geliştirilen ÇAF konfigürasyonu kanat profilinin yaklaşık olarak ortasındaki bölgeye gömülü olup, yapılan deneylerde bu kanat konfigürasyonunun taşıma ve itki kuvvetleri bakımından verimli olmadığı gözlemlenmiştir (Nieh, 1988).

ÇAF'ın ek veya dikey itki kaynağı olarak uçaklarda kullanım yaklaşımı konusunda 2000 yılında ABD *Naval Post-Graduate School (NPS)*'de düşük hızlı, hafif ve tek kişilik olarak kavramsal tasarımı yapılan VTOL özellikli bir uçak için dikine iniş ve kalkışta ek itki kaynağı olarak gövde içerisine gömülü ÇAF uygulamasının geçerliliği incelenmiştir (Hobson ve diğ, 2004).

2000'li yılların başında NASA'da kavramsal içerikli bir çalışmada, *Revolutionary Aero-propulsion Concepts (RAC)* projesi için *Embedded Wing Propulsion (EWP)* veya dağıtılmış itki kavramı kapsamında ÇAF'ın kullanıldığı çözümlerin geniş gövdeli nakliye uçaklarına uygulanabilirliği incelenmiştir. NASA'nın RAC projesi kapsamında NPS ve Syracuse üniversitesi iki ayrı çalışma başlatmıştır (Kim ve Saunders, 2003).

NPS’de yukarıda belirtilen ilk çalışma ve *Vought Systems Division*’daki daha önceki çalışmalar temel alınarak NASA RAC projesi kapsamında gerçekleştirilen deneysel ve sayısal çalışmalarda VTOL özellikli uçaklar için yüksek performanslı ÇAF geliştirilmesi, itki veriminin ve itki/ağırlık oranının iyileştirilmesi hedeflenmiştir. Geniş bir fan hız aralığı için yapılan performans deneyleri sonucunda daha düşük devirlerde daha yüksek itki-güç oranı, daha yüksek devirlerde ise daha yüksek verim elde edilmiştir (Hobson ve diğ, 2004).

Aynı NASA projesi kapsamında Syracuse üniversitesinde ÇAF’ın hava aracı itki ihtiyacının tamamını karşılaması için yapılan araştırma çalışmaları sonucu Şekil 1.6’da gösterilen itki özellikli kanat (*Propulsive Wing*) konfigürasyonu geliştirilerek 2006 yılında ilk patenti alınmış ve 2010 yılında revize edilmiştir. Bu konfigürasyonda ÇAF, modifikasyon uygulanmış Göttingen 570 kalın kanat profilinde firar kenarına yakın bir bölgede, kanat gövdesi ile hareketli akış yönlendirici arasında yer almakta ve sınır tabakayı emerek akış ayrılmasını geciktirme görevi görmektedir. Söz konusu konfigürasyonda ek taşıma kuvveti ve itki elde edilmesi ve ayrıca itki/sirkülasyon kontrolü vasıtası ile STOL özelliği kazanılması hedeflenmiştir (Kummer ve Dang, 2010). Bu konseptte dayalı prototipler ABD’de aynı adla kurulan firma tarafından üretilmiş ve mini İHA’larda uçuşta denenmiştir.



Şekil 1.6 : *Propulsive wing* (Kummer ve Dang, 2010).

*Propulsive Wing* modeli üzerinde sayısal ve deneysel çalışmalar da yapılmıştır. Sayısal çalışmada ÇAF performansı ve kanat profili (*airfoil*) taşıma katsayısı düşük ve yüksek hücum açıları için hesaplanmıştır. Bu çalışmada 2-boyutlu sıkıştırılamaz akış yaklaşımıyla daimi olmayan Reynolds-ortalımalı Navier-Stokes (*Unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes - URANS*) akış modeli ve kayan ağ (*sliding mesh*) yöntemi ile standart  $k-\epsilon$  türbülans modeli kullanılmıştır. Çalışma sonucunda ÇAF çıkışındaki jet’in kanat profili arkasındaki iz bölgesini doldurarak ve sürüklenme kuvvetini yenerek net itki kuvveti oluşturduğu ayrıca ÇAF’ın emme etkisinin yüksek hücum açılarında

oluşan akış ayrılmasını ortadan kaldırarak  $40^\circ$  taşıma kaybı hücum açıları, 7 değerine yakın taşıma katsayıları sağladığı saptanmıştır (Kummer ve Dang, 2006). Takip eden deneysel çalışmada, sayısal çalışmanın sonuçlarının teyidi ve ÇAF'ın kanat profilinde sirkülasyon kontrolüne katkısının daha detaylı incelenmesi amaçlanmıştır. Bu amaçla hava tüneline kanat profili yüzeyinde statik basınç ve iz bölgesinde toplam basınç dağılımı ölçülmüş ayrıca Helyum kabarcıkları ile akış görüntüleme yöntemi uygulanmıştır. Deney sonuçları ile yukarıda özetlenen HAD analizi sonuçları arasında kabul edilebilir bir uyum olduğu görülmüştür (Dygert ve Dang, 2009).

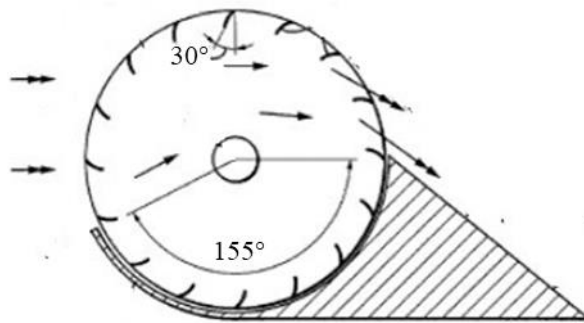
*Propulsive Wing*'in mevcut kalın profilli modelinin havacılıktaki kullanımının düşük hız uygulamaları ile sınırlı olması nedeniyle, Almanya'da *Bauhaus Luftfahrt* kurumu araştırmacıları daha yüksek hızlara çıkabilmek için *Propulsive Wing*'in kanat profili inceltirilmiş modelinin sivil havacılıkta kullanım potansiyelini araştırmak için sayısal bir çalışma yapmışlardır. Bu çalışmada Lockheed C141 ince kanat profiline entegre edilmiş ÇAF konfigürasyonu için akış alanı, taşıma ve sürüklenme katsayıları sabit bir hücum açısı ve tipik bir *Regional Jet* yolcu uçağının yaklaşık kalkış hızı için 2-B akış yaklaşımıyla HAD yazılımı kullanılarak incelenmiştir. Çalışmada *URANS* akış modeli ve kayan ağ yöntemi ile standart  $k-\varepsilon$  türbülans modeli kullanılmıştır. Belirtilen akış koşulları için taşıma katsayısı 5,3 ve itki katsayısı ise 1,3 olarak hesaplanmıştır. Sonuç olarak kalın profilli *Propulsive Wing* modeli için daha önce saptanan etkilerin ince profilli *Propulsive Wing* modeli için de geçerli olduğu görülmüştür (Golagan ve diğ., 2009).

ÇAF gömülü kanat konfigürasyonları ile ilgili olarak Syracuse Üniversitesinde yapılan daha güncel bir çalışmada ise hücum kenarına gömülü fan (*Leading Edge Embedded Fan -LEEF*) kanat profili konsepti incelenmiştir. *LEEF* kanat profili konseptinde ÇAF, seyir anında kanadın ve hücum kenarındaki sarkık kanatçıkların (*flap*) içine tamamen gömülü olup sadece kalkış ve inişlerde aktif hale gelmektedir. *LEEF* konfigürasyonunda NACA 64-3-418 kanat profili kullanılmıştır. Model üzerinde yapılan iki boyutlu (2-B) ve üç boyutlu (3-B) sayısal çalışmalarda *URANS* akış modeli ve kayan ağ tekniği ile *Spalart-Allmaras* türbülans modeli kullanılmıştır. 2-B ve 3-B sayısal çalışmaların sonucunda taşıma kaybı hücum açısı her ikisinde de  $30^\circ$ , maksimum taşıma katsayısı sırasıyla 4 ve 3,4 olarak,  $0^\circ$  hücum açısı için itki katsayıları ise sırası ile 0,6 ve 0,4 olarak hesaplanmıştır. Ek olarak jet tipi açık hava tüneline iplikler ile akış görüntüleme yöntemi kullanılarak kanat üzerinde yüksek hücum

açılarında akış ayrılması/taşıma kaybı olayı ve akış ayrılmaması için gerekli minimum fan hızları incelenmiştir. Buna göre ÇAF sayesinde minimum 2500 dev/dk. için  $45^\circ$  hücum açısına kadar hava akışı kanat yüzeyine bağlı kalmaktadır (Phan, 2015) .

### 1.2.3 Fan-kanat

Tez çalışmasının asıl konusunu oluşturan fan-kanat (*FanWing*) konfigürasyonu İngiltere’de *Imperial College*’da yapılan araştırmalarla 1998 yılında geliştirilmiş ve P. Peebles tarafından 2001 yılında patenti alınmıştır. Fan-kanat konfigürasyonunun *FanWing Ltd.* tarafından çeşitli prototip versiyonları üretilmiş ve model uçaklarda uçuşa denemiştir. Şekil 1.7’de gösterilen ilk patentteki konfigürasyonda ÇAF kalın kanat profilinin hücum kenarında kısmen gömülü olarak profili tamamlayıcı bir konumda yer almakta ve hava akış yönünde dönmektedir (Peebles, 2001). ÇAF’ın hava aracı itki kuvvetinin tamamını sağladığı söz konusu tasarımda düşük hızlı uçuşlarda yüksek itki ve arttırılmış taşıma kuvveti elde edilmesi hedeflenmiştir. Peebles tarafından gerçekleştirilen prototip uçuş testleri İngiltere’de *Imperial College*’da hava ve su tünellerinde model üzerinde yapılan deneysel çalışmalarla da desteklenerek kanat profili ve fan rotor kanatçık geometrilerinde çeşitli iyileştirmeler yapılmıştır. Fan-kanat modeli ile ilgili olarak başlangıçta İngiltere’deki *Imperial College* ve daha sonraları *FanWing Ltd.* olmak üzere çok sayıda deneysel çalışma yapılmıştır (Seyfang, 2012). Deneysel çalışmaları takiben veya onlara paralel olarak fan-kanat modelinin HAD analizi ile incelenmesi çalışmaları yapılmış ve deney sonuçları ile karşılaştırılmıştır.



Şekil 1.7 : *FanWing* (Peebles, 2001).

Seyfang tarafından yapılan deneysel çalışmalarda hava tüneline 2-B akış modeli ile aerodinamik kuvvetlerin ölçümleri yapılmış, bu çalışmalar sonucunda fan-kanat konfigürasyonu için kritik performans parametresinin UHO olduğu teyit edilmiş ve 10 değerini aşan maksimum taşıma katsayıları elde edilmiştir. Ayrıca kanat profili firar

kenarının uzatılmasının, maksimum taşıma katsayısı ve taşıma kaybı hücum açısı değerlerini etkilemediği, ancak seyir hızı şartlarında daha az sürüklenme kuvveti yarattığı, ÇAF'ın kendiliğinden dönmesi hali için taşıma/sürüklenme kuvvetleri oranını iyileştirdiği gözlemlenmiştir. Aynı araştırmacı tarafından ayrıca en uygun ÇAF kanatçık dizilimi için su tüneline boya ile görüntüleme deneyleri yapılmıştır (Seyfang, 2012). *Imperial College*'daki deneysel çalışmalarda elde edilen aerodinamik veriler Ahad tarafından geliştirilen fan-kanat simülasyon modelinde kullanılarak fan-kanatın uçuş performansı incelenmiştir. Sonuçta fan-kanatın çok kısa kalkış ve iniş mesafelerine, çok yüksek tırmanma oranına sahip olduğu, motor gücünü taşıma kuvvetine dönüştürme veriminin yüksek olduğu ve taşıma kuvveti üzerinde direkt kontrol özelliğine sahip olduğu saptanmıştır (Ahad ve Graham, 2007).

Duddempudi tarafından yapılan sayısal çalışmada fan-kanat modeli çevresindeki akış ve modele etkiyen aerodinamik kuvvetler HAD yazılımı kullanılarak 2-B daimi olmayan akış yaklaşımıyla incelenmiş, ayrıca aerodinamik performansı artırmak için uygun geometrik modifikasyonlar araştırılmıştır; HAD analizi sonuçları *Imperial College*'da daha önce hava tüneline yapılan deney sonuçları ile karşılaştırılmıştır. Bu çalışmada tüm akış bölgesi türbülanslı akış kabul edilerek SST  $k-\omega$  türbülans modeli kullanılmıştır. Önceden yapılan deneylerde gözlemlenen fan rotor içerisindeki merkezden kaçık girdabın hareketi ve fan rotor çıkışındaki kanatçıkların yakınındaki jet akışı HAD simülasyonunda büyük bir yaklaşıklıkla gözlenmiştir. Deney sonuçları ile kıyaslandığında taşıma kuvvetinde sadece % 6,5, sürüklenme kuvvetinde ise % 12,5 sapma gözlemlenmiştir. Modifikasyon uygulanmış geometri sayesinde taşıma/sürüklenme kuvvetleri oranında yaklaşık % 30 artış sağlanmıştır (Duddempudi ve diğ, 2007) .

Tahran Üniversitesinde fan-kanat modeli üzerinde 2-B daimi ve sıkıştırılamaz akış kabulüyle çeşitli sayısal çalışmalar yapılmıştır. Söz konusu çalışmaların ilkinde fan-kanat modeline etkiyen aerodinamik kuvvetler ile kanat profili üzerindeki statik basınç dağılımının fan hızına göre değişimi ve ayrıca fan rotor içindeki merkezden kaçık girdap ve kanat profili firar kenarındaki girdabın serbest akış hızı ve fan hızına göre değişimi HAD analizi ile incelenmiştir. Navier-Stokes denklemleri ve RNG  $k-\epsilon$  türbülans modeli sonlu hacimler yöntemi kullanılarak çözülmüştür. Bu çalışmanın sonuçlarına göre model üzerine etkiyen taşıma ve itki kuvvetleri fan hızıyla önemli ölçüde artmaktadır. Ancak hesaplanan taşıma kuvveti daha önceki deney sonuçlarına

göre % 8,3, itki kuvveti ise % 14,2 farklı olarak bulunmuştur. Fan rotor içindeki merkezden kaçık girdabın konumu büyük ölçüde fan hızına bağlı olup bulgular önceki deneylerle uyumludur. Fan hızındaki azalış, serbest akış hızı artışı ile aynı etkiyi yaparak kanat profili firar kenarındaki girdabın büyümesine yol açmaktadır (Askeri ve Shojaeefard, 2009a). Fan-kanat modeli üzerinde yapılan sonraki sayısal çalışmada ise performans artışı için farklı kanat profili geometrilerinin geliştirilmesi üzerinde durulmuştur. Söz konusu çalışmada önceki ile aynı akış modeli kullanılmıştır. Bu çalışma sonucunda taşıma katsayısını % 10 arttıran, sürüklenme katsayısını ise % 2,8 azaltan bir kanat profili modifikasyonu belirlenmiştir (Askari ve Shojaeefard, 2009b). Aynı araştırmacılar fan-kanat modeli üzerinde sayısal çalışmalara paralel olarak hava tüneline üç bileşenli balans kullanarak çeşitli deneysel çalışmalar da yapmıştır. 3-B akış için elde edilen deney sonuçlarıyla kıyaslayabilmek için 2-B akış için hesaplanan sayısal analiz sonuçları kanat açıklığı boyunca geçerli kabul edilerek 3-B akış durumuna adapte edilmiştir. Bu çalışmaların ilkinde fan-kanat modelinin taşıma kaybı karakteristiklerine UHO, Re parametrelerinin ve firar kenarına eklenen *flap* etkisi hava tüneline üç bileşenli balans kullanılarak aerodinamik kuvvet katsayılarının ölçümü yoluyla incelenmiştir. Taşıma kaybı hücum açısının UHO (veya fan hızı) değerindeki artış ile arttığı ve Re değerindeki artış ile azaldığı gözlemlenmiştir. Maksimum taşıma katsayıları UHO ve Re değerlerine bağlı olarak 40° ile 50° arası taşıma kaybı hücum açısı değerlerinde ölçülmüştür. Ayrıca taşıma katsayısının *flap* açısı ile arttığı belirlenmiş ancak *flap* açısı ile taşıma kaybı hücum açısı arasında bir ilişki saptanamamıştır (Askari ve diğ., 2011). Aynı araştırmacılar tarafından yapılan bir sonraki çalışmada hava tüneline üç bileşenli balans kullanılarak fan-kanat modeline etkileyen aerodinamik kuvvetlerin ve yunuslama momentinin değişik hücum açıları için ölçümleri yapılarak fan hızı ve Re parametrelerinin etkisi incelenmiştir. Ayrıca kıyaslama için HAD analizi ile fan-kanat modeline etkileyen aerodinamik kuvvetler hesaplanmış, ek olarak fan-kanat çevresindeki hız dağılımı ile kanat profili yüzeyindeki basınç ve yüzey sürtünmesi dağılımı değişik fan hızları ve Re değerleri için HAD analizi ile incelenmiştir. Sayısal incelemede öncekilerden farklı olarak türbülans modeli olarak *k-ε realizable* modeli kullanılmıştır. Deneysel çalışma sonucunda aerodinamik kuvvet katsayılarının Re değerindeki artış ile azaldığı, fan hızının artışı ile taşıma kuvveti ve yunuslama momenti katsayısının arttığı, sürüklenme kuvveti katsayısının ise azaldığı saptanmıştır. Sayısal inceleme sonuçları deney sonuçları ile uyumlu olmasına karşın, taşıma katsayısı için % 13, sürüklenme katsayısı

için % 24 farklılık saptanmıştır. Bunun muhtemel nedenleri olarak deneylerdeki belirsizlik faktörü, sayısal yöntemin içerdiği hatalar ve HAD analizindeki 2-B akış yaklaşımına karşın deneylerde kanat ucunda gerçekte var olan 3-B akış etkisi belirtilmiştir (Askari ve Shojaeefard, 2012). Aynı araştırmacılar tarafından yapılan son çalışmanın kapsamı ise fan-kanat modeli firar kenarına eklenen *flap* etkisinin deneysel ve sayısal yöntemlerle incelenmesidir. Bu çalışma kapsamında hava tüneline üç bileşenli balans kullanılarak *flap* eklenmiş modele etkiyen aerodinamik kuvvetlerin ve yunuslama momentinin ölçümleri yapılmıştır. HAD analizinde öncekilerden farklı olarak fan rotor dönüşü daha önce Moon ve diğ. (2003)'de önerilen yöntemle modellenerek çözüm bölgesini dönen ve sabit iki ayrı bölgeye ayıran kayan ağ yöntemi kullanılmıştır. Deneylerin ve HAD analizinin sonuçlarında modele eklenen *flap*'ın taşıma ve yunuslama momenti katsayılarını önemli ölçüde arttırdığı gözlemlenmiştir (Shojaeefard ve Askari, 2012).

Yakın dönemde FanWing Ltd.'in yanı sıra Alman Havacılık ve Uzay Merkezi ve von Karman Enstitüsü'nün de içinde yer aldığı ve Avrupa birliği tarafından desteklenen SOAR adlı proje kapsamında fan-kanat modeli üzerinde çeşitli sayısal ve deneysel çalışmalar yapılmıştır. Bu proje kapsamında fan-kanat modeli üzerinde yapılan ilk sayısal çalışmada fan hızı, uçuş hızı, temel geometrik parametreler ve hücum açısının taşıma ve itki kuvvetlerine etkisi HAD analizi ile incelenmiştir. Bu çalışmada iki boyutlu sıkıştırılabilir daimi olmayan akış için URANS akış modeline kayan ağ yöntemi uygulanmıştır. Türbülans modeli olarak tek denklemlili *Spalart-Allmaras* modeli kullanılmıştır. Bu çalışma sonucunda fan-kanat modelinin aerodinamik performansına UHO parametresinin önemli etkisi bir kez daha görülmüştür. Sonuçlara göre taşıma ve itki katsayıları UHO artışı ile doğrusal olarak artmaktadır. Ancak sürüklenme yerine itki kuvvetinin görülebilmesi için UHO yaklaşık olarak 1,5 değerinden yüksek olmalıdır. Buna ek olarak UHO arttıkça hesaplanan taşıma ve itki kuvveti katsayılarında zamana bağlı değişim artmaktadır. Bu çalışmaya göre fan-kanatın seyir uçuşunda UHO için en uygun değer yaklaşık 3 olarak belirlenmiştir. Aerodinamik kuvvet katsayıları ile hücum açısı arasında  $-10^\circ$  ile  $+10^\circ$  aralığında doğrusal bir ilişki saptanmış olup negatif hücum açısında pozitif taşıma ve itki kuvveti elde edilebilmektedir. Ayrıca temel geometrik parametrelerden kanat profili veter uzunluğunun fan rotor çapına oranının ve fan rotor kanatçık açılarının aerodinamik kuvvetlere önemli etkisi olduğu gözlemlenmiştir (Saraçoğlu ve Paniagua, 2015). Bu

çalışmanın devamı niteliğindeki daha güncel sayısal çalışmada aynı akış modeli ve çözüm yöntemi kullanılarak fan-kanat için daha yüksek taşıma ve itki katsayılarını sağlayacak kanat profili ve kanatçık geometrileri ile kanatçık sayılarını belirlemek için optimizasyon uygulanmıştır. Bu çalışma sonucunda kanat profiline daha fazla kamburluk ve daha düzgün geçişli bir eğri formu verilmesine ek olarak fan rotordaki kanatçık sayısının arttırılması ile itki katsayısında yaklaşık % 90, taşıma katsayısında ise yaklaşık % 10 artış elde edilmiştir (Durmaz ve diğ, 2018). Aynı proje kapsamında literatüre makale olarak yansıyan tek deneysel çalışmada ise von Karman Enstitüsü düşük hız hava tüneline fan-kanat modelinde ÇAF içerisindeki akış alanı parçacık görüntülemeli hız ölçümü (*Particle Image Velocimetry - PIV*) yöntemi ile incelenmiştir (Alviach ve diğ, 2016).

Çinli araştırmacılar tarafından Şekil 1.8’de gösterilen art arda dizili fan-kanatlar ile ilgili olarak yapılan çalışmada fan-kanatların birbirlerine göre konum ve açılarının taşıma ve itki kuvvetlerine etkisi sayısal ve deneysel yöntemlerle incelenmiştir. Sayısal yöntemde sıkıştırılamaz 2-B daimi olmayan akış için *URANS* modeli ve kayan ağ yöntemi, türbülans modeli olarak *RNG k-ε* kullanılmıştır. Deneyler açık devre hava tüneline aerodinamik kuvvetlerin ölçümü ile gerçekleştirilmiştir. Sayısal ve deneysel sonuçlar uyumlu olup aralarındaki fark % 10 içerisindeydir. Sonuçlar, modeller arasında yükseklik farkı olmaması ve aralarında belirli bir yatay mesafenin sağlanması durumunda art arda dizili fan-kanatların taşıma ve itki kuvveti performansının tek fan-kanata göre daha iyi olduğunu göstermiştir. Modellerin açısal konumu ise önemsiz bir etkiye sahiptir (Siliang ve Zhengfei, 2018).



**Şekil 1.8 :** Art arda dizili fan-kanatlı İHA (Siliang ve Zhengfei, 2018).

Cezayirli ve Çek araştırmacılar NACA4415 dikdörtgen kanada gömülü ÇAF’a sahip fan-kanat geometrisinin optimizasyonu ile ilgili deneysel ve sayısal içerikli bir çalışma

yapmışlardır. Söz konusu çalışmada kanat profili hücum kenarında klasik yapıya sahip fan-kanat geometrisi ile kanat profili hücum kenarının kesildiği konfigürasyonun aerodinamik performansları sabit fan hızında, farklı serbest akış hızları ve hücum açıları için karşılaştırılmıştır. Sonuçta kanat profili hücum kenarı kesilmiş olan fan-kanat geometrisinin aynı koşullarda daha büyük taşıma ve itki kuvvetleri sağladığı saptanmıştır (Benferhat ve diğ, 2019).

Daha önce art arda dizili fan-kanatlarla ilgili çalışma gerçekleştiren aynı Çinli araştırmacı grubu sonraki çalışmasında fan-kanadın hücum kenarında hava akışına açık olan bölgenin büyüklüğünün veya açıklık açısının aerodinamik performans üzerine etkisini sayısal olarak incelenmiştir. Bunun için kanat profili hücum kenarı bölgesinde saptırma açısı kontrol edilebilen kanatçıklar kullanmışlardır. Sonuç olarak kanat profili hücum kenarındaki kanatçıkların saptırma açılarının kontrolü ile taşıma ve itki kuvvetlerinin iyileştirilebileceği ayrıca fan rotor içerisindeki düşük basınçlı girdap bölgesinin gücü ve konumu kontrol edilerek fan-kanat aerodinamik momentinin aktif kontrolünün sağlanabileceği gösterilmiştir (Siliang ve diğ, 2020).

Aynı araştırmacı grubunun en güncel ve geniş kapsamlı çalışmasında fan-kanat için bir test platformu geliştirilip hava tüneline aerodinamik kuvvetler ve çekilen güç, fan rotor tarafından hızlandırılan hava akışı ve fan rotor içerisindeki girdap yapısı ile ilgili çeşitli deneyler yapılmıştır. Bunun yanı sıra fan-kanadın aerodinamik verimliliğini arttırmak, ayrıca taşıma-itki kuvvetleri kontrolünü birbirinden ayırmak ve kuvvet vektörü kontrolü için kanat profilinin hücum kenarında yarıklar oluşturarak sayısal simülasyonlar yapılmıştır. Çalışmanın sonunda elektrikli *STOL* hava aracı uygulaması için fan-kanatlı bir İHA tasarlanıp imal edilerek uçuş testleri gerçekleştirilmiştir (Siliang ve diğ, 2024).

## 2. YÖNTEM

Yöntem bölümünde sırasıyla tez çalışmasında kullanılan deneysel inceleme yöntem ve teknikleri, analitik yöntemle inceleme ve son olarak sayısal inceleme yöntemi (HAD analizi) hakkında bilgi verilmiştir.

### 2.1 Deneysel İnceleme Yöntem ve Teknikleri

Hava tüneli deneylerinde kanat modellerine etkiyen aerodinamik kuvvetlerin deneysel olarak incelenmesi için ilgili literatürde temelde iki farklı yöntem gözlenmektedir (Russo, 2011). Bu yöntemlerden ilki ve daha yaygın olanı kuvvet-denge mekanizması veya kuvvet duyargaları kullanarak kanat modeline etkiyen kuvvetlerin doğrudan ölçümü şeklindedir. İkinci yöntem ise kanat modeli üzerindeki statik basınç dağılımının ve arkasındaki iz bölgesindeki toplam veya dinamik basınç dağılımının ölçülerek taşıma ve sürüklenme kuvvetlerinin dolaylı yoldan hesaplanmasıdır. ÇAF gömülü kanat modellerine etkiyen aerodinamik kuvvetlerin deneysel olarak incelendiği çalışmalarda da ilk yöntemin uygulandığı örnekler daha sık rastlanmaktadır (Askari ve diğ., 2011; Askari ve Shojaeefard, 2012). İlgili literatürde ikinci yöntemin kısmen uygulandığı bir örnek de mevcuttur (Dygert ve Dang, 2009). İkinci yöntemde kanat modeli üzerinde ÇAF'ın gömülü olduğu bölgede statik basınç ölçümlerinin yapılmasındaki teknik zorlukların yanı sıra fan rotorun taşıma kuvvetine etkisi de ölçüm kapsamı dışında kalmaktadır. Bu tez çalışmasında kuvvet-denge mekanizması kullanılarak deney modeline etkiyen aerodinamik kuvvetlerin doğrudan ölçümü yapılmış ayrıca modelin iz bölgesinde pitot-statik ile dinamik basınç dağılımı ölçülerek ve detayları Russo (2011)'de verilen Jones yöntemi kullanılarak modele etkiyen sürüklenme ve itki kuvveti dolaylı yoldan hesaplanmıştır. İncelenen modelin fan rotoru kısmen çevreleyen kanat profili ön bölüm geometrisinin statik basınç ölçümleri için uygun olmaması ve fan rotorun etkisini kapsamaması nedeniyle taşıma kuvvetinin belirlenmesinde ikinci veya dolaylı yöntem kullanılmamıştır. Kanat modeline etkiyen aerodinamik kuvvetlerin ölçüm veya hesaplanması değişik hücum açıları, serbest akış hızları ve fan rotor devirlerinde tekrarlanmıştır.

### 2.1.1 Temel performans parametreleri ve deney matrisi

Fan-kanatın aerodinamik performansı açısından önemli boyutsuz parametreler UHO denklem 2.1’de, Re ise denklem 2.2’de verilmiştir. Denklem 2.1’de yer alan fan rotor uç hızı ( $V_{tip}$ ) denklem 2.1a’da açıklanmıştır.

$$UHO = V_{tip} / V \quad (2.1)$$

$$V_{tip} = (\pi \cdot N \cdot d) / 60 \quad (2.1a)$$

$$Re = (\rho \cdot V \cdot c) / \mu \quad (2.2)$$

Yukarıda verilen denklemlerde V serbest akış hızını, N dakikada fan rotor devrini, d fan rotor dış çapını, c kanat profili veter uzunluğunu,  $\mu$  dinamik vizkoziteyi (hava için) ve  $\rho$  hava yoğunluğunu göstermektedir.

Deneyssel incelemenin kapsamını belirlerken hava tünelinin serbest akış hızı ve fan rotoru döndüren motorun hızı ile ilgili teknik kısıtlara göre oluşturulan Çizelge 2.1’deki deney matrisi kullanılmıştır.

**Çizelge 2.1 : Deney matrisi.**

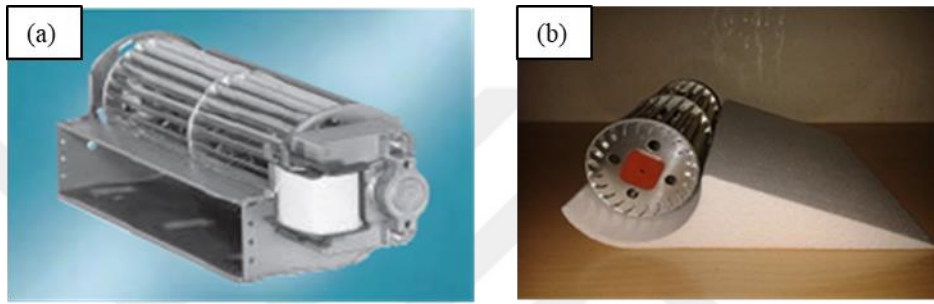
|           | Re = 6,2x10 <sup>4</sup> | Re = 9,3x10 <sup>4</sup> | Re = 1,24x10 <sup>5</sup> |
|-----------|--------------------------|--------------------------|---------------------------|
| UHO = 1,4 | ✓                        | ✓                        | ✓                         |
| UHO = 2,1 | ✓                        | ✓                        | ✓                         |
| UHO = 2,8 | ✓                        | ✓                        | ✓                         |

Deney matrisinde boyutsuz parametreler UHO ve Re satırlar ve sütunlar boyunca kademeli olarak % 50 ve % 100 artış göstermektedir. Re değerleri 5, 7,5 ve 10 m/s serbest akış hızlarına karşılık gelmektedir. Deney matrisinde değerleri 2250 ile 9000 dev/dk. arasında değişen altı farklı fan rotor devri kullanılmıştır. Fan-kanat aerodinamik performansı açısından diğer önemli parametre olan serbest akış hücum açısının etkisi -10° ile 20° aralığında incelenmiştir.

### 2.1.2 Deney modeli

Fan-kanat deney modelinde ticari kullanım amaçlı hazır satılan bir ÇAF’a ait fan rotoru kullanılmıştır. Bu ideal bir yaklaşım olmamasına karşın gerek tez çalışması kapsamını çok genişletmemek, gerekse de tezin Giriş bölümü 1.2.1’de ÇAF ile ilgili literatür özetinde belirtildiği gibi sayısal ve deneyssel çalışmaların sonucunda ÇAF

performansına birincil derecede etkiyen geometrik parametrelerin fan rotora ait olmayıp fan rotor yuvasına (*housing*) ait olduğunun belirlenmesi nedeniyle bu yol izlenmiştir. Deneylerde hedeflenen ve net itki kuvvetinin gözlemlenebildiği UHO değerlerini veya yüksek devirleri sağlayabilmek için kule fanlarda düşük devirlerde kullanılan büyük boyutlu kompozit malzemeden fan rotor yerine bu amaca uygun olan küçük boyutlu bir alüminyum fan rotor tercih edilmiştir. Bu amaçla Şekil 2.1a’da gösterilen ve yurt içi piyasadan hazır temin edilen uygun boyutlardaki bir ÇAF’dan fan rotor ve yatak aksesuarları sökülerek Şekil 2.1b’de gösterilen kanat profili ile birlikte deney modelinde kullanılmıştır.



**Şekil 2.1 :** Fan-kanat deney modeli imalat aşamaları (a) ÇAF (b) fan rotor ve kanat profili.

Kanat profili geometrisi için fan rotor kanadın hücum kenarı bölgesine yarı gömülü yerleşecek şekilde Peebles (2001)’de ilk *FanWing* patentindeki konfigürasyona benzer bir geometri esas alınmış ancak yaklaşık 1,5 olan kanat profili veter uzunluğunun fan rotor çapına oranı yaklaşık 3 değerine büyütülmüştür. Bu yaklaşımın temel nedeni, Seyfang tarafından yapılan deneysel çalışmalarda fan-kanat modelinde kanat profili firar kenarının uzatılarak söz konusu oranın arttırılmasının, maksimum taşıma katsayısı ve taşıma kaybı hücum açısı değerlerine etkisinin önemsiz olduğu, buna karşın daha az sürüklenme kuvveti dolayısı ile daha fazla net itki kuvveti yarattığı gözlemlenmiştir (Seyfang, 2012). Kanat profili veter uzunluğunun uzatılması ayrıca modelin yapısal dayanımını arttırmış ve modeli oluşturan parçaların birbirlerine tespit edilmesinde kolaylık sağlamıştır. Dygert ve Dang (2009)’de verilen bilgiler değerlendirilerek kanat profilinin fan rotor yuvasını oluşturan bölümü ile fan rotor kanatçıkları arasındaki aralık fan rotor çapının % 5’i olarak tasarlanmıştır. Fan-kanat deney modelinin 3-B tasarımı için ticari bir bilgisayar destekli tasarım (BDT) yazılımı olan Solidworks yazılımından yararlanılmıştır. Aynı yazılımla üretilen kanat profili

imalat resmi *DXF* formatına dönüştürüldükten sonra iç piyasada *CNC* sıcak telli kesim tezgâhında yüksek yoğunluklu köpük malzemeden (*EPS*) kesilerek imal ettirilmiştir.

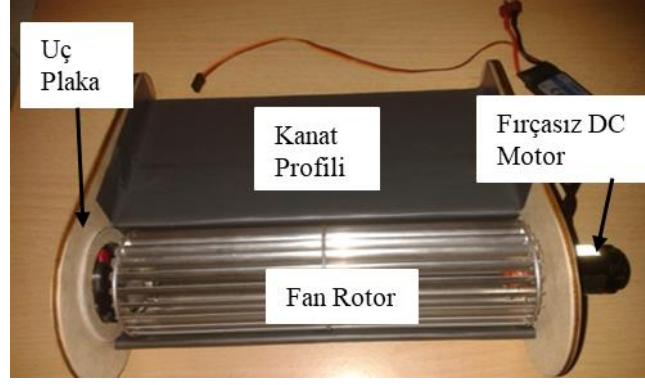
Kanat profili yapısını sağlamlaştırmak için köpük malzemenin üzeri ince balsa levha ile kaplanmış, hücum kenarı ve firar kenarı yarıçapları gibi kritik bölgelerde uygun çapta ağaç, cam veya karbon elyafı malzemeden ince çubuklar kullanılmış ve kanat profili üst yüzeyine sert ağaç malzemeden kanat açıklığı boyunca çubuk eklenmiştir. Fan rotorun desteklenmesi ve fan rotoru döndüren motorun yerleştirilebilmesi için kanadın her iki yanında uç plakalar (*endplate*) kullanılmıştır. Kanat ucu plakalardan aynı zamanda hava tüneli deneylerinde akışta üç boyutluluk etkisi oluşturan kanat ucu kayıplarını azaltmak için de yararlanılmıştır. Kanat ucu plakaların Solidworks yazılımında üretilen imalat resimleri *DXF* formatına dönüştürüldükten sonra İTÜ Trisonik laboratuvarındaki *CNC* lazerle kesim tezgâhında kontrplak malzemeden kesilerek imal edilmiştir. Uç plakalardan kaynaklanan sürüklemeyi azaltmak için hücum kenarı bölgelerine zımpara işlemi ile aerodinamik form verilmiştir.

Fan rotoru gereken yüksek devirlere çıkarabilmek için uzaktan kumanda uçak modellerinde kullanılan yeterli güç ve tork sağlayan fırçasız tipte bir doğru akım (DC) elektrik motorundan ve elektronik hız kontrol devresinden (*ESC*) yararlanılmıştır (Şekil 2.2).



**Şekil 2.2 :** Fırçasız DC elektrik motoru ve elektronik hız kontrol devresi.

Fan-kanat modelinde performans kayıplarını azaltmak için fırçasız *DC* elektrik motoru kanat dışına alınarak fan rotor dönüş eksenine uygun konumda kanadın yan tarafındaki uç plakaya monte edilmiştir. Aynı ÇAF'tan sökülen kaymalı yatak diğer uç plakanın iç yüzeyine yerleştirilmiştir. Fan rotor kanat profili içerisine yerleştirilip bir ucu uç plaka üzerindeki kaymalı yatağa, diğer ucu fırçasız *DC* motorun şaftına monte edildikten sonra uç plakalar çelik köşebentler vasıtası ile kanat profiline tutturularak montaj işlemi tamamlanmıştır (Şekil 2.3).



**Şekil 2.3 : Fan-kanat deney modeli.**

Yüzey sürtünmesinden kaynaklanacak sürüklenme kuvvetini azaltmak için modelin kanat profilinin hücum kenarı, fan rotor yuvasını oluşturan bölümü, üst ve alt yüzeyleri polyester kâğıt ile kaplanarak fan-kanat deney modeli tamamlanmıştır. Çizelge 2.2’de fan-kanat deney modelinin önemli teknik özellikleri verilmiştir.

**Çizelge 2.2 : Deney modeli teknik özellikleri**

| Parametre                                  | Değer veya Özellik |
|--------------------------------------------|--------------------|
| Kanat profili veter uzunluğu - c           | 185 mm             |
| Kanat profili fırar kenarı açısı           | 20 derece          |
| Fan-kanat açıklığı (uç plakalar hariç) - b | 195 mm             |
| Rotor dış çapı – d                         | 60 mm              |
| Rotor uzunluğu                             | 185 mm             |
| Rotor kanatçık sayısı                      | 22 adet            |

### 2.1.3 İz bölgesinde dinamik basınç ölçümü için deney düzeneği

Deneylerde İTÜ Trisonik Laboratuvarındaki Şekil 2.4a’da gösterilen deney bölümü açık olan Eiffel tipi açık devre hava tüneli kullanılmıştır. Bu sayede kapalı deney bölümüne sahip bir hava tüneline karşılaşılabilecek olan fan-kanat modelinin yüksek kalınlık/veter oranından dolayı ve yüksek hücum açılarında oluşabilecek blokaj etkisinden, ayrıca fan rotor çıkışındaki jetin özellikle yüksek hücum açılarında deney bölümü alt duvarından yansması probleminden kaçınılmıştır. Söz konusu hava tüneline lüle (*nozzle*) çıkış kesiti 80x80 cm boyutlarında olup yayıcı (*diffuser*) çıkışında yer alan bir fan vasıtası ile deney bölümünde 5-20 m/s arası serbest akış hızları sağlanabilmektedir. Hava tüneline türbülans şiddeti % 1’in altındadır. Hava tüneline deney bölümündeki serbest akış hızı ayarı hava tüneli fanını döndüren elektrik motorunun devrini kontrol eden güç kontrol ünitesi panelinden yapılmaktadır. Serbest akış hızının belirlenmesi için *Venturi* prensibine göre hava tüneline dinlenme bölgesi ile lüle çıkışından alınan statik basınçlar mikromanometreye iletilerek

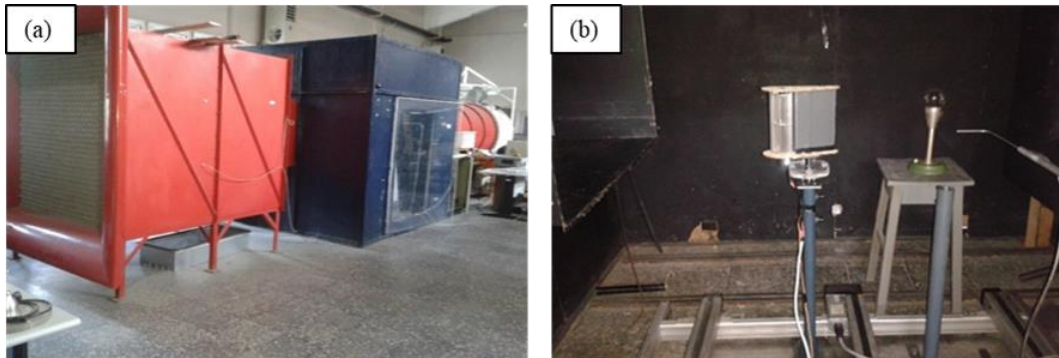
denklem 2.3'e göre serbest akış için dinamik basınç ( $q$ ) ölçülmektedir. Hava yoğunluğu ise ölçülen ortam sıcaklık ve basıncı denklem 2.4'te gösterilen ideal gaz denkleminde kullanılarak hesaplanmaktadır. Deneyde hedeflenen serbest akış hızına karşılık gelen dinamik basınç denklem 2.5 kullanılarak belirlenmekte ve mikromanometre gözlemlenerek gerekli hız ayarı yapılmaktadır.

$$q_{\infty} = (P_T - P_S)_{\infty} \quad (2.3)$$

$$\rho = P/(R.T) \quad (2.4)$$

$$V_{\infty} = \sqrt{2q_{\infty}/\rho} \quad (2.5)$$

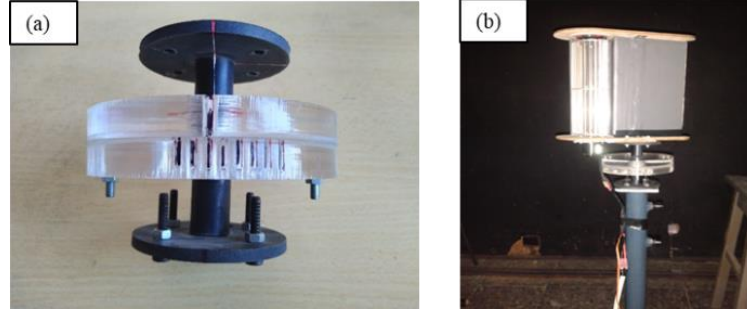
Yukarıda verilen denklemlerde  $P_T$  ve  $P_S$  tünelin deney bölmesindeki serbest akış toplam ve statik basınçlarını,  $P$  ve  $T$  ortam basınç ve sıcaklığını,  $R$  evrensel gaz sabitini göstermektedir. Eiffel hava tüneli dinlenme odasından alınan statik basınç yaklaşık olarak ortam basıncına eşit olup sürtünme kayıpları ihmal edilerek deney bölmesindeki serbest akış toplam basıncı ile aynı kabul edilmektedir. Fan-kanat modelinin iz bölgesindeki basınç ölçümleri için model Şekil 2.4b'de gösterildiği gibi hava tüneli test bölümüne hava akışına göre hücum açısı sıfır derece olacak şekilde dikey olarak yerleştirilmiş, pitot-statik donanımı bilgisayar kontrollü üç boyutlu *traverse* mekanizmasına tespit edilerek konumu modelin iz bölgesinde ve uç plakalarının hizasının uzağında kalacak şekilde gerekli yüksekliğe ayarlanmıştır. ÇAF'ın temelde iki boyutlu olan akış yapısı nedeniyle iz bölgesinde kanat açıklığı boyunca farklı konumlarda ölçüm yapılmasına gerek duyulmamıştır



**Şekil 2.4 :** İTÜ Trisonik lab. - Eiffel hava tüneli (a) genel görünüm (b) test bölümü ve deney düzeneği.

Modelin hücum açısının ayarlanması için Solidworks yazılımı ile tasarımı yapılan Şekil 2.5a'da gösterilen hücum açısı ayar mekanizması İTÜ Trisonik laboratuvarı

makina atölyesi imkânları kullanılarak fleksiğlas ve teflon malzemelerden imal edilmiştir. Söz konusu ayar mekanizmasının yapısı incelenmesi hedeflenen hücum açılarını sağlayacak şekilde tasarlanmıştır.



**Şekil 2.5 :** Hücum açısı ayar düzeneği (a) mekanizma (b) deney modelinde kullanımı.

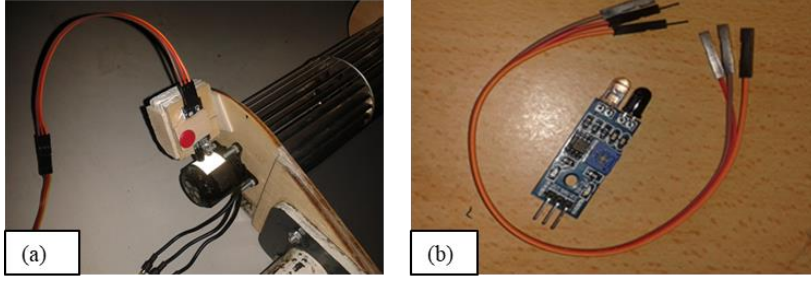
Bu mekanizma modelin iz bölgesindeki dinamik basınç ölçümü deneylerinde modelin akış içerisindeki hücum açısını değiştirmek için Şekil 2.5b’de gösterildiği gibi deney modeli ile düşey model desteği arasına yerleştirilerek kullanılmıştır.

Fan rotoru döndüren motorun hız kontrolü için radyo kontrollü uzaktan kumanda sisteminden yararlanılmıştır (Şekil 2.6). Sistemin alıcısı deney modeli üzerine yerleştirilmiş olup vericiden gelen sinyali bağlı olduğu fırçasız DC motor elektronik hız kontrol devresine (ESC) iletmektedir.



**Şekil 2.6 :** Fırçasız DC motor radyo kumandası (a) verici (b) alıcı.

Fan rotor devri fırçasız DC motor üzerinde yapıştırılan yansıtıcı bant ve motora belirli bir mesafede uç plakanın üstüne monte edilen bir kızılötesi alıcı/verici devresinden oluşan optik sensör kullanılarak ölçülmüştür (Şekil 2.7). Hava tüneli deneyleri öncesinde optik sensörden alınan sinyaller osiloskop’a iletilerek ve dijital foto-takometre ile ölçülen devir sayıları ile kıyaslanarak devir ölçüm yöntemi doğrulanmıştır.



**Şekil 2.7 :** Fan rotor devir ölçümü (a) devir ölçüm düzeneği (b) optik sensör.

Hava tüneli deneylerinde DC fırçasız motor için kısa süreli güç sağlayan Lityum-Polyester batarya yerine sürekli güç sağlayabilecek bir güç kaynağı (12 Volt DC, 25 Amper) kullanılmıştır. Fan rotor dönerken değişik çalışma ve akış koşullarında fırçasız DC motorun çektiği gücü ölçmek ve aşırı yük durumunu kontrol etmek için güç kaynağına bağlı bir dijital DC Vat ölçer kullanılmıştır (Şekil 2.8).

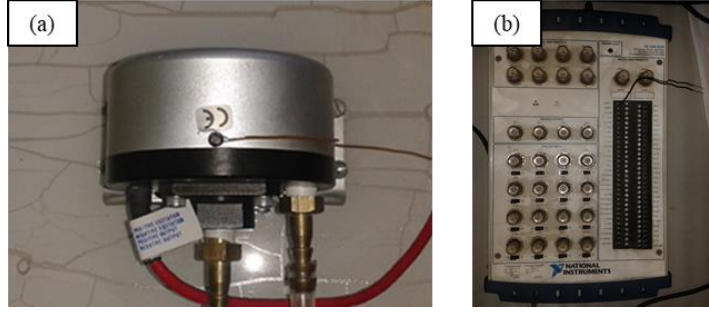


**Şekil 2.8 :** 12 Volt DC güç kaynağı ve dijital DC vat ölçer.

### 2.1.3.1 Deney verilerinin toplanması ve analizi

Modele etkiyen sürüklenme/itki kuvvetlerinin modelin iz bölgesindeki akışın momentumunun değişimine dayanan ve detayları Russo (2011)'de verilen Jones yöntemi kullanılarak hesaplanabilmesi için deney matrisindeki şartları sağlayan akış hızları ve fan devirlerinde modelin iz bölgesinde kanat profili firar kenarından bir veter boyu uzaklıkta pitot-statik tüpü ile dinamik basınç ölçümleri yapılmıştır (Şekil 2.9). Pitot-statik ile yapılan ölçümlerde ideal olarak akışın hız vektörü ile pitot ekseninin hizalanması gerekmektedir. İhmal edilebilir ölçüm hatası için sapma açısının 15 dereceden az olması gerektiği ve bu koşulda dinamik basınç ölçümündeki hatanın yaklaşık % -2,5 olduğu ilgili literatürde verilmektedir (Barlow ve diğ, 1999; Russo, 2011). Farklı akış ve çalışma koşullarında ölçüm bölgesindeki akışın yönünü veya sapma açısını saptayabilecek özel *probe*'lar (kobra *probe*, çene *probe* vb.) elde olmadığı için fan rotorun çalıştığı durumda fan rotor çıkışındaki jetin etkisiyle iz bölgesindeki dinamik basınç ölçümünde olabilecek hata deneysel olarak

İz bölgesindeki dinamik basınç ölçümleri pitot-statik tüpünden ince plastik borularla önce Şekil 2.10a'da gösterilen basınç duyargasına iletilmiş burada analog *DC* volt sinyaline dönüştürülerek Şekil 2.10b'de gösterilen veri toplama modülüne (*DAQ*) iletilmiştir. Veri toplama modülündeki dönüştürme işlemi sonrası dijital sinyal olarak masaüstü bilgisayara iletilen dinamik basınç verileri bilgisayarda NI LabVIEW 2009 ölçüm-otomasyon yazılımı kullanılarak işlenmiş ve kaydedilmiştir. Veri toplamada örnek sayısı olarak 6000 ve örnekleme frekansı olarak da 50 Hz değerleri kullanılmıştır. Ayrıca devir ölçüm sensöründen alınan dijital sinyaller de veri toplama modülü sayaç (*counter*) devresi vasıtası ile bilgisayara iletilmiş ve yine aynı yazılım kullanılarak işlenmiş ve kaydedilmiştir. Deney verisi akış şeması EK A Şekil A.1'de, deney verilerinin işlenme ve kaydedilmesinde kullanılan LabVIEW *Virtual Instrument* (*VI*) EK B Şekil B.1 ve Şekil B.2 'de gösterilmiştir.



**Şekil 2.10 :** Dinamik basınç sinyal iletimi (a) basınç duyargası (b) veri toplama modülü.

Denklem 2.6’da ifade edilen iz bölgesi dinamik basınç ( $q$ ) verileri denklem 2.7’de dinamik basınç katsayısı ( $C_{p_q}$ ) hesabında kullanılmış, böylece iz bölgesindeki dinamik basınç profili grafikleri boyutsuz değerler cinsinden elde edilebilmiştir. Bu boyutsuz değerler ayrıca Jones yöntemi için Excel yazılımı ile oluşturulan tabloda kullanılarak 2-B akış için denklem 2.8’de verilen sürüklenme katsayısı ( $C_d$ ) ve denklem 2.9’da verilen itki kuvveti katsayısı ( $C_t$ ) hesaplanmıştır.

$$q = (P_T - P_S) \quad (2.6)$$

$$C_{p_q} = q / q_{\infty} \quad (2.7)$$

$$C_d = D' / (1/2 (\rho \cdot V^2 \cdot c)) \quad (2.8)$$

$$C_t = (T' - D') / (1/2 (\rho \cdot V^2 \cdot c)) \quad (2.9)$$

Denklemler 2.8’de ve 2.9’da  $D'$  ve  $T'$  sırasıyla 2-B akış için sürüklenme ve itki kuvvetlerini göstermektedir.

İz bölgesindeki dinamik basınç ölçümleri her bir deney koşulu için farklı zamanlarda 3’er set olarak tekrarlanmıştır. Buradan elde edilen 3 set ölçüme ait dinamik basınç katsayılarının ortalamaları (ort) ve standart sapmaları (S) hesaplanmıştır. Deneyler 3’er set olarak tekrarlandığı için hata hesaplamalarında istatistiksel normal dağılım yerine t-dağılım formülleri kullanılmıştır (Beckwith ve diğ, 2009).

Ortalama ve standart sapma değerleri t-dağılım için % 95 güvenilirlik koşulunu sağlayan formüllerde kullanılarak dinamik basınç katsayısı için maksimum (maks) ve minimum (min) limit değerler denklemler 2.10a ve 2.10b ile elde edilmiştir:

$$Cp_q(maks) = Cp_q(ort) + 4,3 \times (S/\sqrt{3}) \quad (2.10a)$$

$$Cp_q(min) = Cp_q(ort) - 4,3 \times (S/\sqrt{3}) \quad (2.10b)$$

2-B akış durumunda sürüklenme katsayısı ( $C_d$ ) ve itki katsayısı ( $C_t$ ) için limit değerlerin hesaplanmasında da yukarıda verilen formüller kullanılmıştır. Hesaplanan ortalama ve limit dinamik basınç katsayısı, sürüklenme ve itki katsayısı değerleri tezin Sonuçlar ve Tartışmalar bölümündeki grafiklerde hata çubukları ile birlikte gösterilmiştir.

### 2.1.3.2 İz bölgesinde periyodik akış incelemesi

Fan-kanat deney modeli iz bölgesinde fan rotorun dönüşünden kaynaklanabilecek ve fan rotor dönmüyor iken iz bölgesindeki girdaplardan kaynaklanabilecek periyodik akış incelemesinin yanı sıra deney modeli test bölümüne yerleştirilmemiş iken dış etkenlerden (örneğin hava tüneli fanı vb.) kaynaklanabilecek etkilerin incelenmesi de hedeflenmiştir. Periyodik akış araştırması farklı koşullar için deney modeli firar kenarından bir veter uzaklığında iz bölgesindeki akışın farklı konumlarında yapılmıştır. Bunun için iz bölgesindeki dinamik basınç ( $q$ ) ölçüm verilerine NI LabVIEW 2009 yazılımı kullanılarak *FFT* analizi uygulanmıştır. Bu amaçla önceki bölümde bahsedilen aynı *VI* geliştirilerek kullanılmıştır. *FFT* analizinde *Power Spectrum Density (PSD)* seçeneği kullanılmıştır. Belirli bir serbest akış hızında fan rotor dönmüyor ve dönüyor iken sağlıklı kıyaslama yapabilmek için iz bölgesindeki pitot-statik tüpü konumu sabit iken *FFT* analizinin aynı örnekleme frekansı ( $f_s$ ) değerleri ile tekrarlanması gerekmektedir. *FFT* analizi için Beckwith ve diğ. (2009)'da açıklanan Nyquist kriterine göre araştırılan periyodik akış frekansının en az iki katı büyüklüğünde  $f_s$  değerleri kullanılmıştır.

İz bölgesinde fan rotorun dönüşünden kaynaklanabilecek periyodik akış araştırması için hedef frekanslar olarak fan rotor devri (devir/s) ve bu değer in rotor kanatçık sayısı ile çarpımı olan bir fan rotor kanatçığının belli bir noktadan geçiş frekansı belirlenmiştir. İncelenen deney koşullarında en düşük fan rotor devri 2250 d/dak. olup 37,5 Hz değerine karşılık gelmektedir. Bu durumda kanatçık geçiş frekansı ise 825 Hz olmaktadır. Fan rotor dönmediğinde ise fan-kanat modeli çevresindeki akış için silindir çevresindeki akışa benzeşim yapılarak denklem 2.11'de karakteristik uzunluk olarak rotor çapı ( $d$ ) ve incelenen Reynolds sayısı aralığı için White (2006)'da verilen

bilgilere göre Strouhal sayısı (St) değeri 0,2 değeri kullanılarak araştırılması gereken hedef frekans (f) hesaplanmıştır.

$$St = (f \cdot d)/V \quad (2.11)$$

Bu durumda incelenen en düşük hız olan  $V = 5$  m/s için hedef frekans 17 Hz dir. Hava tüneline deney modeli mevcut olmadığında hava tüneli fanından kaynaklanabilecek etkiyi araştırmak için hedef frekans belirlenirken hava tüneli fanının devri (maksimum. 14 dev/s) ve kanat sayısı (4) esas alınmıştır.

Bu tür dinamik ölçümler için ideal olarak frekans cevap değeri (*frequency response*) 5 kHz'i bulabilen, çok delikli yapıya sahip ve daimi olmayan basınç duyargalarını içlerinde barındıran gelişmiş *probe*'lar önerilmektedir (Russo, 2011). Mevcut olanaklar içerisinde bu tür bir *probe* yerine pitot-statik ölçümü ile elde edilen dinamik basınç verileri kullanılmıştır. Ölçümlerde kullanılan basınç duyargası 2 kHz doğal frekansa sahip olup bu tür inceleme için uygun gözükmemektedir. Ancak ölçüm sisteminde pitot-statik tüpünden toplam basıncı basınç duyargasına ileten plastik borunun dinamik ölçüme etkisinin de incelenmesi gerekir. Bu etkiyi incelemek için basınç duyargası toplam basınç portundaki boşluk ihmal edilebilecek kadar küçük olduğundan Beckwith ve diğ. (2009)'da verilen denklem 2.12 kullanılarak yaklaşık 4 m uzunluğundaki boru için rezonans frekansları teorik olarak hesaplanmıştır.

$$f = c(2n - 1)/4L \quad (2.12)$$

Yukarıdaki denklemde c boru içindeki hava ortamında ses hızını, L borunun boyunu, n temel ve harmonik frekansların hesaplanmasında kullanılan pozitif tam sayıları göstermektedir. Buna göre temel rezonans frekansı yaklaşık 21 Hz olarak hesaplanmıştır. Bu durumda ölçüm sisteminin iz bölgesindeki akışta fan rotor dönüşünden kaynaklanan periyodik yapıyı incelemek için uygun olmadığı, ancak fan rotorun dönmediği durumda modelin iz bölgesindeki girdaplardan kaynaklanabilecek periyodik yapıyı incelemek için kullanılabileceği sonucuna varılmıştır.

#### **2.1.4 Kuvvet-denge mekanizması ile aerodinamik kuvvetlerin ölçümü**

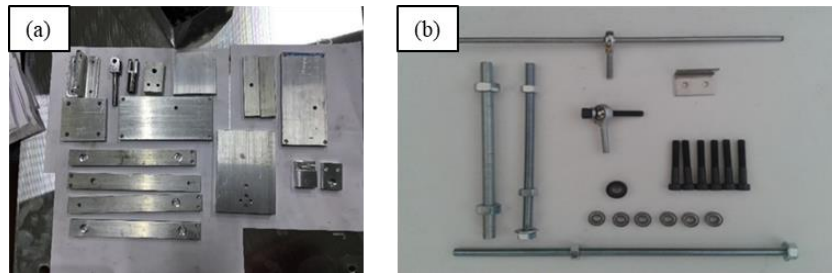
Deney modeli üzerine etkiyen aerodinamik kuvvetlerin direkt ölçümü için yerel imkânlarla imal edilen iki bileşenli kuvvet denge mekanizmasından yararlanılmıştır. Bunun için ilgili literatür taranarak McMahon ve diğ. (2009)'daki ve Morris ve Post

(2010)'daki çalışmalar incelenmiş, imalat kolaylığı, yerel olarak temin edilebilecek malzeme ve donanım, fan-kanat deney modeline uyum gibi çeşitli tlere gre değerlendirilmiştir. Sonuçta şekil 2.11'de gösterilen Morris ve Post (2010)'daki mekanizma konsepti mevcut koşullara adapte edilerek iki bileşenli kuvvet-denge mekanizmasının katı modeli Solidworks yazılımı ile oluşturulmuştur.



**şekil 2.11 :** İki bileşenli kuvvet-denge mekanizması rneği (Morris ve Post, 2010).

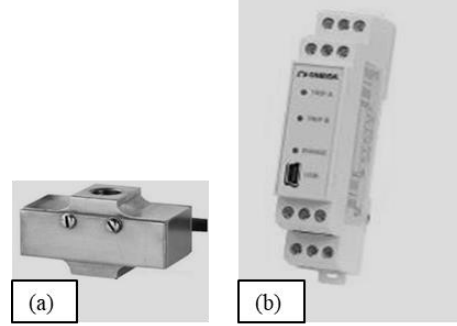
İmalatı gereken parçaların aynı yazılım kullanılarak üretilen teknik resimleri ve *IGES* formatına dönüştürülen katı model dosyaları iç piyasada havacılık sektörüne takım/aparat imal eden bir firmaya iletilerek, şekil 2.12a'da gösterilen bu parçalar alüminyum ve elik malzemeden talaşlı imalat yöntemi ile imal ettirilmiştir. Aynı mekanizmada kullanılan ve şekil 2.12b'de gösterilen düz ve vidalı miller, radyal ve küresel rulmanlar, vb. parçalar ise i piyasadadan hazır olarak temin edilmiştir.



**şekil 2.12 :** Kuvvet-Denge mekanizmasının parçaları (a) imal edilen parçalar (b) hazır temin edilen parçalar.

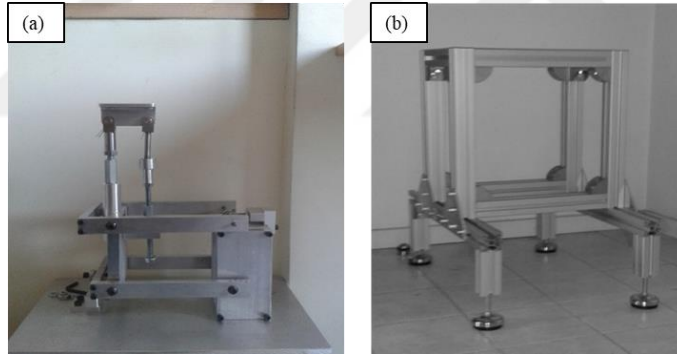
Söz konusu mekanizmanın önemli unsurları olan ve şekil 2.13a'da gösterilen çekme/basma yönünde çalışan 5 kg ve 10 kg maksimum yük kapasiteli yk hücreleri ve şekil 2.13b'de gösterilen amplifikatör/ileticileri yurt dışından tedarik edilmişlerdir. Yük hücrelerinin kalibrasyonu beraberlerinde gelen kalibrasyon sertifikalarındaki

bilgilere göre ve değişik standart ağırlıklar kullanılarak doğrulanmış ve gerekli bilgiler bağlı oldukları amplifikatör/ileticilerdeki gömülü konfigürasyon yazılımına kaydedilmiştir. EK C şekil C.1’de bu uygulama ile ilgili bir örnek gösterilmiştir.



**şekil 2.13 :** Yık ölçüm donanımı (a) yük hücresi (b) amplifikatör/iletici.

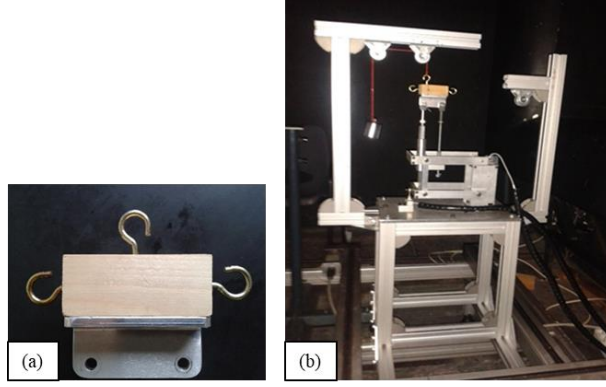
Tüm parçaların ve donanımın montajı sonrası şekil 2.14a’da gösterilen iki bileşenli kuvvet-denge mekanizması tamamlanmıştır. Ayrıca kuvvet-denge mekanizmasının Eiffel hava tüneli deney bölümüne yerleştirilebilmesi için gerekli destek yapısı alüminyum sigma profillerden şekil 2.14b’deki gibi imal edilmiştir.



**şekil 2.14 :** İki bileşenli kuvvet-denge mekanizması ve destek yapısı (a) mekanizma (b) destek yapısı.

#### 2.1.4.1 Kuvvet-denge mekanizması kalibrasyon ve ölçüm düzeneği

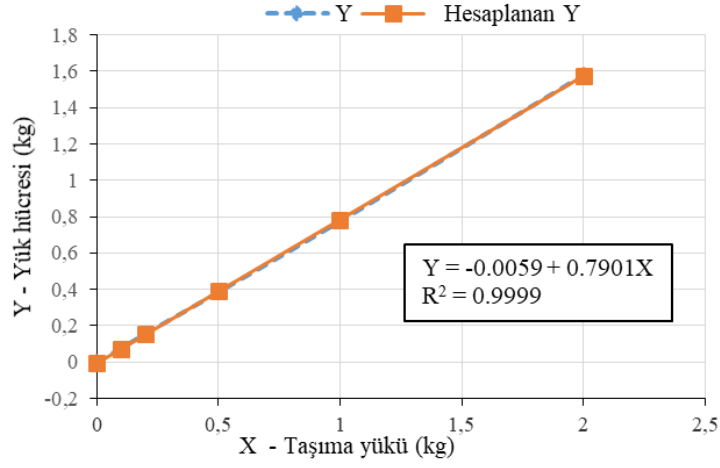
Kalibrasyonlu yük hücreleri mekanizma üzerine monte edildikten sonra kuvvet-denge mekanizmasının bir kuvvet ölçüm sistemi olarak ayrıca kalibrasyonu gerekmektedir. Kalibrasyon faktörlerinin belirlenmesi için mekanizmaya sürüklenme/itki ve taşıma kuvvetlerini temsil eden yatay ve dikey yönde değişik büyüklükte bilinen yükler uygulanmasına ihtiyaç vardır. Bu amaçla kullanılan yük uygulama adaptörü şekil 2.15a’da ve üzerlerinde rulmanlı çelik makaraların monte edildiği alüminyum sigma profillerden imal edilen kalibrasyon donanımları ve kalibrasyon düzeneği ise şekil 2.15b’de gösterilmiştir.



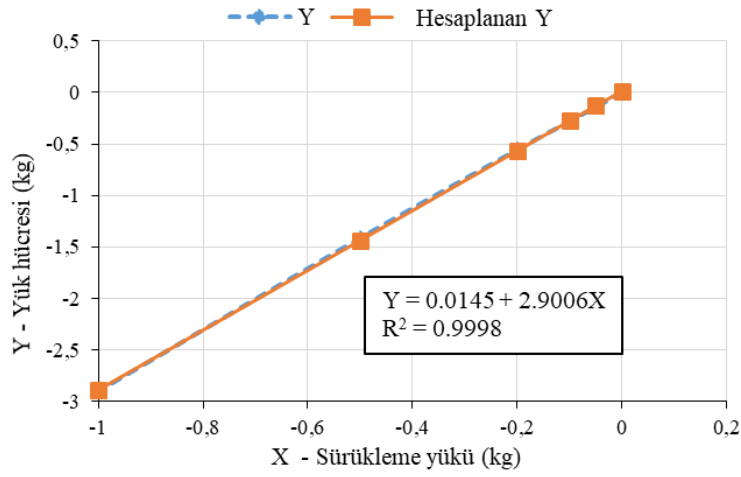
**Şekil 2.15 :** Kuvvet-denge mekanizması kalibrasyon donanımı (a) kalibrasyon yükü uygulama adaptörü (b) kalibrasyon düzeneği.

Kuvvet-denge mekanizması Eiffel hava tüneli test bölümünde destek yapısına yerleştirilip gerekli mekanik, elektriksel ve veri iletim bağlantıları yapıldıktan sonra mekanizmanın kalibrasyon işlemi gerçekleştirilmiştir. Taşıma kuvveti benzeşimi için sırasıyla 100 gr, 200 gr, 0,5 kg, 1 kg. ve 2 kg'lık standart ağırlıklar, sürüklenme kuvveti benzeşimi için ise 50 gr, 100 gr, 200 gr, 0,5 kg ve 1 kg standart ağırlıklar kullanılmıştır. Taşıma kuvveti yükü uygulama konumu mekanizmanın ön dikey pivot eksenine ile çakışacak şekilde belirlenmiştir. Kalibrasyon işlemi sonucuna göre Şekil 2.16'da ve Şekil 2.17'de görüldüğü gibi belirtilen yük aralıklarında kuvvet-denge mekanizmasına uygulanan taşıma ve sürüklenme kuvvetlerini temsil eden yükler ile yük hücrelerinde ölçülen kuvvetler arasında doğrusal bir ilişki ve güçlü bir korelasyon bulunmuştur. Sonuçta kuvvet-denge mekanizması için yukarıda belirtilen yükler uygulandığında taşıma yükü faktörü 0,79 ve sürüklenme yükü faktörü 2,9 olarak saptanmıştır. Bunun yanı sıra uygulanan yükün diğer yük hücresi üzerindeki dolaylı etkisinin ihmal edilebilir düzeyde olduğu saptanmıştır. Dolaylı etki faktörleri taşıma yükü uygulandığında sürüklenme yükü için en fazla 0,01 ve sürüklenme yükü uygulandığında taşıma yükü için en fazla 0,03 olarak gözlemlenmiştir.

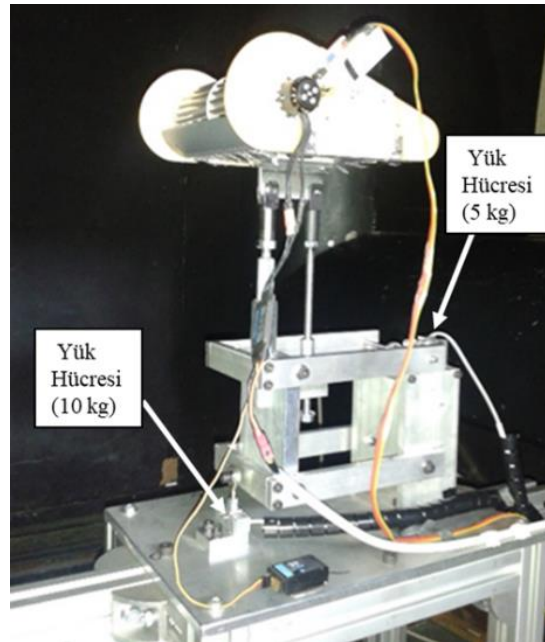
Mekanizmanın kalibrasyon işlemini takiben Şekil 2.18'de gösterildiği gibi deney modeli mekanizma üzerine sıfır derece hücum açısında, yanal konumu fırçasız DC motorun tespit edildiği uç plaka Eiffel hava tüneli lülesi çıkış kenarı ile hizalanacak ve motor ve aksesuarları, devir ölçüm sensörü vb. donanım hava tüneli akış hattı dışında kalacak şekilde yerleştirilmiştir. Hücum açısının kontrol ve teyidi için dijital eğimölçerden yararlanılmıştır. Gerekli mekanik, elektrik ve veri iletim bağlantıları yapıldıktan sonra deney matrisinde belirtilen akış ve çalışma koşullarında modele etkiyen taşıma, sürüklenme ve itki kuvvetleri ölçülmüştür.



Şekil 2.16 : Taşıma yükü için kalibrasyon doğrusu.



Şekil 2.17 : Sürüklenme yükü için kalibrasyon doğrusu.



Şekil 2.18 : Aerodinamik kuvvetlerin kuvvet-denge mekanizmasında ölçüm düzeneği.

#### 2.1.4.2 Deney verilerinin toplanması ve analizi

Aerodinamik kuvvetlerin doğrudan ölçüm düzeneğinde kuvvet-denge mekanizmasındaki yük hücrelerinden alınan ve modele etkiyen kuvvetlere karşılık gelen mili Volt cinsinden analog sinyaller iki adet kablo ile iki adet amplifikatör/ileticiye ve bunlardan da Volt cinsinden sinyaller olarak veri toplama (DAQ) modülünün analog giriş kanallarına iletilmiştir. DAQ modülünde dijital sinyale dönüştürüldükten sonra bağlı bir bilgisayarda yüklü NI LabVIEW 2009 ölçüm-otomasyon yazılımıyla taşıma ve sürüklenme/itki kuvvetleri ile ilgili veriler işlenip kaydedilmiştir. Veri toplamada örnek sayısı olarak 1200 ve örnekleme frekansı olarak da 10 Hz değerleri kullanılmıştır. Deney verisi akış şeması EK A Şekil A.2’de gösterilmiştir.

Kuvvet-denge mekanizmasında aerodinamik kuvvetlerin ölçümünde 120 saniye ölçüm süresi uygulanmış ve ölçümler her bir deney koşulu için farklı zamanlarda 5’er set olarak tekrarlanmıştır. Taşıma katsayısı ( $C_L$ ) denklem 2.13’e göre, sürüklenme katsayısı ( $C_D$ ) denklem 2.14’e göre ve itki katsayısı ( $C_T$ ) denklem 2.15’e göre hesaplanmıştır.

$$C_L = L / (1/2 (\rho \cdot V^2 \cdot b \cdot c)) \quad (2.13)$$

$$C_D = D / (1/2 (\rho \cdot V^2 \cdot b \cdot c)) \quad (2.14)$$

$$C_T = T / (1/2 (\rho \cdot V^2 \cdot b \cdot c)) \quad (2.15)$$

Denklemlerde L taşıma kuvvetini, b kanat açıklığını ve D sürüklenme kuvvetini göstermektedir. Deneyler 5’er set olarak tekrarlandığı için hata hesaplamalarında istatistiksel normal dağılım yerine t-dağılım formülleri kullanılmıştır (Beckwith ve diğ, 2009). T-dağılım için bu 5 set ölçüm değerlerinin ortalamaları (ort) ve standart sapmaları (S) hesaplandıktan sonra denklem 2.16, denklem 2.17 ve denklem 2.18’de kullanılarak taşıma, sürüklenme ve itki katsayıları için % 95 güvenilirlik koşulunu sağlayan maksimum (maks) ve minimum (min) limit değerler elde edilmiştir:

$$C_L(maks) = C_L(ort) + 2,78 \times (S/\sqrt{5}) \quad (2.16a)$$

$$C_L(min) = C_L(ort) - 2,78 \times (S/\sqrt{5}) \quad (2.16b)$$

$$C_D(maks) = C_D(ort) + 2,78 \times (S/\sqrt{5}) \quad (2.17a)$$

$$C_D(min) = C_D(ort) - 2,78 \times (S/\sqrt{5}) \quad (2.17b)$$

$$C_T(maks) = C_T(ort) + 2,78 \times (S/\sqrt{5}) \quad (2.18a)$$

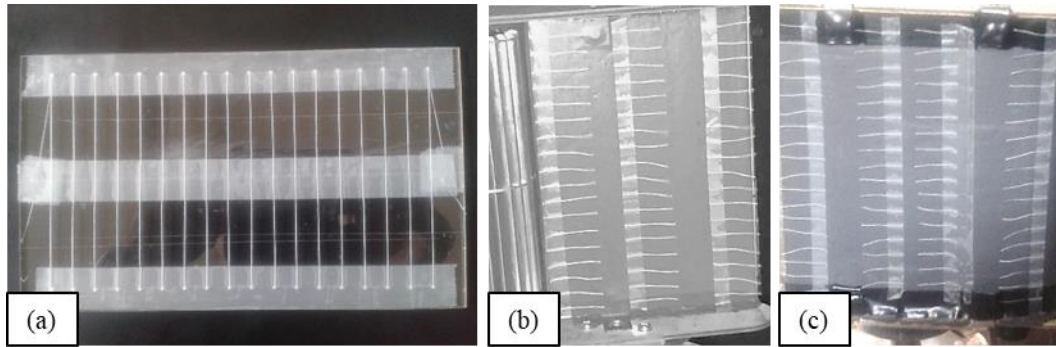
$$C_T(min) = C_T(ort) - 2,78 \times (S/\sqrt{5}) \quad (2.18b)$$

Hesaplanan ortalama ve limit aerodinamik kuvvet katsayılarının değerleri tezin sonuçlar bölümündeki grafiklerde hata çubukları ile birlikte gösterilmiştir.

### 2.1.5 İplikler ile akış görüntüleme yöntemi

İplikler ile akış görüntüleme yönteminde, hava tüneline modelin yüzeyi üzerindeki akım çizgilerini ve akış ayrılmasının gerçekleştiği bölgeleri saptamak için kanat profili yüzeyine tutturulmuş olan ipliklerden yararlanılmaktadır. Bu yöntem kullanılarak akış ayrılmasının gerçekleştiği hücum açıları da saptanabilir (Barlow ve diğ, 1999).

Bu amaçla Şekil 2.19a'da gösterildiği gibi iplik tahtası üzerinde hazırlanan beyaz renkli iplikler Şekil 2.19.b ve 2.19c'de gösterildiği gibi fan-kanat modelinde kanat profilinin üst yüzeyine üç sıra halinde ve alt yüzeyine dört sıra halinde şeffaf bantlar ile tutturulmuştur.



**Şekil 2.19 :** Fan-kanat modelinde iplik yöntemi uygulaması (a) iplik tahtası (b) modelin üst yüzeyi (c) modelin alt yüzeyi.

Fan-kanat modelinin kanat profil yüzeyindeki akış ayrılması iplik yöntemi ile fan rotor dönüyor ve dönmüyor iken değişik hücum açıları için incelenmiştir. Deney matrisindeki  $Re$  ve  $UHO$  değerlerine karşılık gelen belirli serbest akış hızlarında ve fan rotor devirlerinde akış ayrılmasının gerçekleştiği hücum açıları gözlemlenerek ipliklerin durumu fotoğraf ve video ile kayıt edilmiştir.

## 2.2 Analitik Yöntemle Birinci Mertebeden İnceleme

Fan-kanat modelinin etrafındaki akışın birinci mertebeden analitik incelemesi için düz veya paralel akış içerisinde kendi eksenini etrafında dönen R yarıçaplı bir silindir etrafındaki akış benzeşimi kullanılmıştır. Bu tür bir akış için potansiyel teorisinin taşıma kuvveti için verdiği yaklaşık çözümden tez çalışması kapsamındaki deneysel ve sayısal incelemelerden beklenen sonuçların mertebesi hakkında fikir sahibi olmak ve kıyaslamak için yararlanılmıştır. Potansiyel teoriye göre dönen silindir etrafındaki akış modeli, paralel + duble + girdap akışlarının birleşimi olarak ifade edilmektedir (Anderson, 2011). Buna göre denklem 2.19 ile 2-B akış için taşıma kuvveti ( $L'$ ) verilmektedir. Buradan denklemler 2.20 ve 2.20a ile 2-B taşıma katsayısı ( $C_l$ ) elde edilir.

$$L' = \rho \cdot V \cdot \Gamma \quad (2.19)$$

$$C_l = L' / (1/2 (\rho \cdot V^2 \cdot 2R)) \quad (2.20)$$

$$C_l = \Gamma / (V \cdot R) \quad (2.20a)$$

Yukarıdaki denklemlerde  $\Gamma$  sirkülasyon büyüklüğünü göstermektedir. Söz konusu akış modeli için akışın durma noktalarının silindir üzerinde bulunması durumunda  $\Gamma$  cinsinden çözüm şartı aynı referansta denklem 2.21 ile verilmiştir.

$$\Gamma \leq 4\pi \cdot V \cdot R \quad (2.21)$$

$\Gamma$  denklem 2.21'de verilen şartı sağlamayacak şekilde daha fazla arttığında durma noktası silindirin dışında ve altında oluşmaktadır (Anderson, 2011). Bu şart denklem 2.20a'da kullanıldığında dönen silindir etrafındaki potansiyel akış için akışın durma noktalarının silindir üzerinde bulunması durumunda elde edilebilecek maksimum taşıma katsayısı için  $4\pi$  değeri elde edilir. Bu değer yüksek fan hızlarında (veya yüksek UHO değerlerinde) fan-kanat modeli ile elde edilebilecek taşıma katsayısı değerinin mertebesi hakkında fikir vermekte olup fan-kanat ile ilgili literatürde yer alan çeşitli deneysel ve sayısal çalışmalarda elde edilen sonuçlarla aynı mertebededir (Seyfang, 2012; Saraçoğlu ve Paniagua, 2015; Durmaz ve diğ., 2018).

### 2.3 Sayısal İnceleme Yöntemi

Deney sonuçlarına göre doğrulanmış bir sayısal model kullanarak, gerekirse model geometrisindeki (kanat profili veter uzunluğu, fan rotorun çapı, kanatçıkların geometrileri ve konum açıları vb.) değişikliklerin aerodinamik kuvvetlere etkisinin incelenmesi HAD analizi ile yapılarak fazla maliyetli ve uzun zaman gerektiren çok sayıda ek deneylerden kaçınılabılır. HAD analizi ayrıca fan-kanat modelinin karmaşık geometrisi nedeni ile deneysel ölçüm yapılamayan akış bölgelerindeki akış değişkenlerinin incelenmesi imkânını da sağlayabilir. Bu nedenlerle HAD analizi tez çalışmasına dahil edilmiştir.

HAD analizi çalışması kapsamında fan-kanat modeli çevresindeki akış bölgesi ve modele etkiyen aerodinamik kuvvetler 2-B sıkıştırılamaz akış yaklaşımı ile belirlenen sınır koşulları ve akış koşulları için sayısal olarak incelenmiştir. Modele etkiyen aerodinamik kuvvetler incelenirken bu kuvvetlerin kanat profili ve fan rotor arasındaki dağılımı da araştırılmıştır. ÇAF'daki akışın iki boyutlu yapısı nedeniyle HAD analizinde 2-B akış yaklaşımı kullanılmıştır. İncelenen akış ve çalışma koşullarında en yüksek serbest akış hızı 10 m/s ve en yüksek fan devri olan 9000 dev/dk. için fan rotor uç hızı yaklaşık 30 m/s olduğundan belirtilen en yüksek hızlar için fan-kanat çevresindeki akışta  $M < 0,3$  şartı sağlandığından HAD analizinde sıkıştırılamaz akış yaklaşımı uygulanmıştır. Sayısal inceleme, deney matrisinde verilen UHO ve Re değerlerini sağlayan aynı akış ve çalışma koşulları (serbest akış hızı ve fan devri) için gerçekleştirilmiştir. Sayısal incelemede süreklilik ve momentum denklemleri seçilen türbülans modeli ile birlikte sırasıyla daimi ve daimi olmayan akış için çözülmüşlerdir. Akış sıkıştırılamaz kabul edildiğinden enerji denklemi çözüme dahil edilmemiştir.

Fan rotorun dönmediği durumlar için akış daimi kabul edilmiştir. Fan rotorun döndüğü durumlar için ise ilk aşamada daimi akış veya “donmuş rotor” kabulüyle Reynolds Ortalamalı Navier Stokes (RANS) modeline *Moving Reference Frame (MRF)* yöntemi uygulanmıştır. Bu yaklaşımda önce fan rotorun belirli bir açısal konumu için HAD analizi uygulanmış daha sonra fan rotor açısal konumunun fan-kanat modeli çevresindeki akışa ve aerodinamik katsayılara etkisi de incelenmiştir.

Daimi akış için HAD analizi ile modele etkiyen aerodinamik kuvvetlerin yanı sıra akışkanın fan rotorun dönüş yönüne karşı yönde uyguladığı döndürme momenti ( $M_z$ ) hesaplanarak denklem 2.21’de gösterildiği gibi fan rotoru döndürmek için gerekli shaft

gücünün ( $P_{\text{şaft}}$ ) hesaplanmasında kullanılmış, sonuçlar hava tüneli deneylerinde elde edilen fan rotoru döndürmek için çekilen güç değerleriyle karşılaştırılmıştır. HAD analizinde  $M_z$  değeri 2-B akış yani birim fan rotor uzunluğu (1 m) için elde edilmiş olduğundan 3-B deney modeli için bu değer fan rotorun fiziksel boyu olan 0,185 m ile çarpılmıştır. Denklem 2.22’de yer alan  $\omega$  fan rotorun açısal hızını göstermekte olup denklem 2.22a’da açıklanmıştır.

$$P_{\text{şaft}} = M_z \times \omega \times 0,185 \quad (2.22)$$

$$\omega = 2\pi N/60 \quad (2.22a)$$

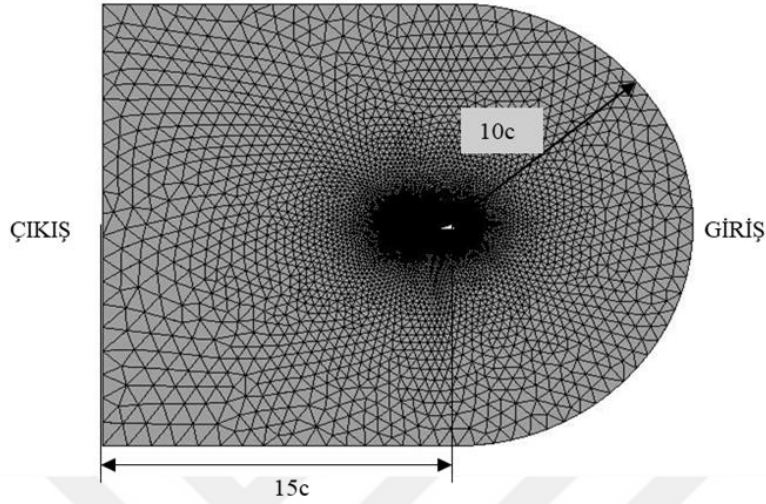
Daimi akış için HAD analizi çalışmaları kapsamında ayrıca hücum açısı etkisi, türbülans modelinin ve giriş türbülans parametrelerinin etkileri de incelenmiştir.

Fan rotorun döndüğü durum için ikinci aşamada daimi olmayan akış için HAD analizinde URANS akış modeli, kayan ağ yöntemi ile birlikte kullanılarak fan rotora ve yakın çevresindeki ağ yapısına dönüş hareketi verilmiştir. Daimi olmayan akış yaklaşımında global büyüklükler olan aerodinamik kuvvet katsayılarına ek olarak hız ve statik basınç gibi lokal akış değişkenleri de sayısal incelemeye dahil edilip bir kanatçık geçişi ve bir fan rotor devri süresince modelin çevresindeki ve iz bölgesindeki akışta zamana göre değişimleri incelenmiştir.

### 2.3.1 Çözüm bölgesi ve ağ yapısı

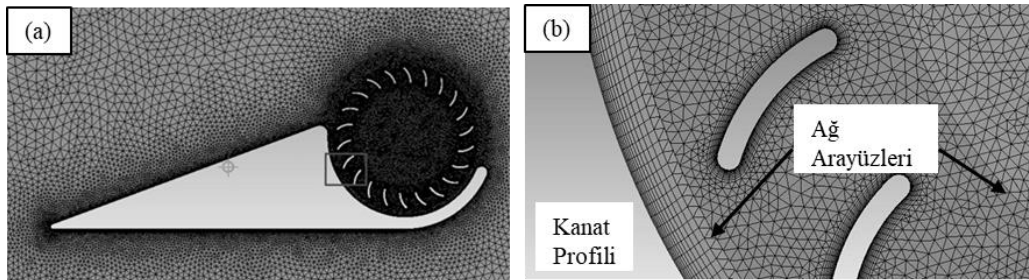
Hava tüneli deneyleri için Solidworks yazılımı kullanılarak tasarlanan fan-kanat modelinin 3-B katı modeli Parasolid dosya formatında ANSYS Design Modeler yazılımına aktararak çeşitli işlemlerle 2-B model kesiti ve onu çevreleyen 2-B akışkan çözüm bölgesi elde edilmiştir. HAD analizinde çözüm bölgesindeki eksen takımının merkezi ve sıfır konumu olarak fan rotorun merkezi belirlenmiştir. 2-B çözüm bölgesi konfigürasyonu olarak serbest akışa hücum açısı vermede kolaylık sağladığı için C-tipi çözüm bölgesi, ağdan bağımsızlık analizlerinde modelin yakın çevresinde ve iz bölgesinde eleman yoğunluğunu arttırmada kolaylık sağladığı için çok bloklu bir ağ yapısı kullanılmıştır. Çözüm bölgesi büyüklüğünü belirlemek için çözüm bölgesi kademeli olarak büyütülürken elde edilen çözüm sonuçları ve sınırlardaki basınç gradyanları (*gradient*) değerlendirilmiştir. Çözüm bölgesi ve sınırları Şekil 2.20’de gösterilmiştir.

Fan rotorun dönüş hareketini modellemek için çözüm bölgesi Şekil 2.21’de gösterildiği gibi iki adet ağ arayüzü ile birbirlerinden ayrılan üç farklı bölgeye bölünmüştür: fan rotorun kanatçıklarını kapsayan dönen bölge, fan rotorun dışarısındaki akış bölgesi ve fan rotorun içerisinde kalan akış bölgesi.



**Şekil 2.20 : Çözüm bölgesi ve sınırları.**

Çözüm bölgesinde ağ oluşturma işlemi için ANSYS Meshing yazılımından yararlanılmış ve çözüm bölgesinde hibrit ağ yapısı (dörtgen ve üçgen elemanlar) kullanılmıştır. Kanat profili ve kanatçıklar üzerindeki sınır tabakaya uygun olarak duvardan boyutsuz uzaklık ( $Y^+$ ) değeri mümkün olduğunca 1’e yakın olacak şekilde Şekil 2.21b’de gösterildiği gibi uygun kalınlık ve tabaka sayısına sahip dörtgen sınır tabaka elemanları kullanılmıştır. Çözüm bölgesinin geri kalan bölümleri için ise üçgen elemanlardan oluşan ağ kullanılmış olup kritik bölgelerde (rotor kanatçıklarının ve kanat profilinin yakın civarı ve kanadın iz bölgesi) eleman yoğunluğu daha yüksek tutulmuştur. Kritik olmayan bölgelerde ise eleman yoğunluğu azaltılarak hesaplamada doğruluğu olumsuz etkilemeksizin hesaplama süresinde iyileşme sağlanması hedeflenmiştir.



**Şekil 2.21 : Çözüm bölgesindeki ağ yapısı (a) fan-kanat modeli çevresine uygulanan ağ yapısı (b) fan rotor çevresine uygulanan ağ yapısı.**

Çözüm bölgesindeki uygun ağ çözünürlüğünü belirlemek için ağdan bağımsızlık çalışması yapılmıştır. Bunun için rotorun iç bölgesi, kanatçıkların çevresi, rotorun yakın çevresi ve kanat profili yakın çevresi ile iz bölgesindeki ağ çözünürlüğü sınır tabakadaki ağ yapısı hariç olmak üzere kademeli olarak arttırılarak HAD analizi tekrarlanmıştır. Ağdan bağımsızlık çalışmasında 4 farklı ağ çözünürlüğü kullanılmış olup bunların eleman sayıları sırasıyla 99971, 139622, 188725 ve 252134 olarak belirlenmiştir. Hücüm açısı  $0^\circ$  ve fan dönmüyor iken  $V = 5 \text{ m/s}$  ( $Re = 62000$ ) serbest akış hızı koşulunda farklı ağ çözünürlükleri için hesaplanan sürüklenme katsayısı değerleri Çizelge 2.3'te gösterilmiştir.

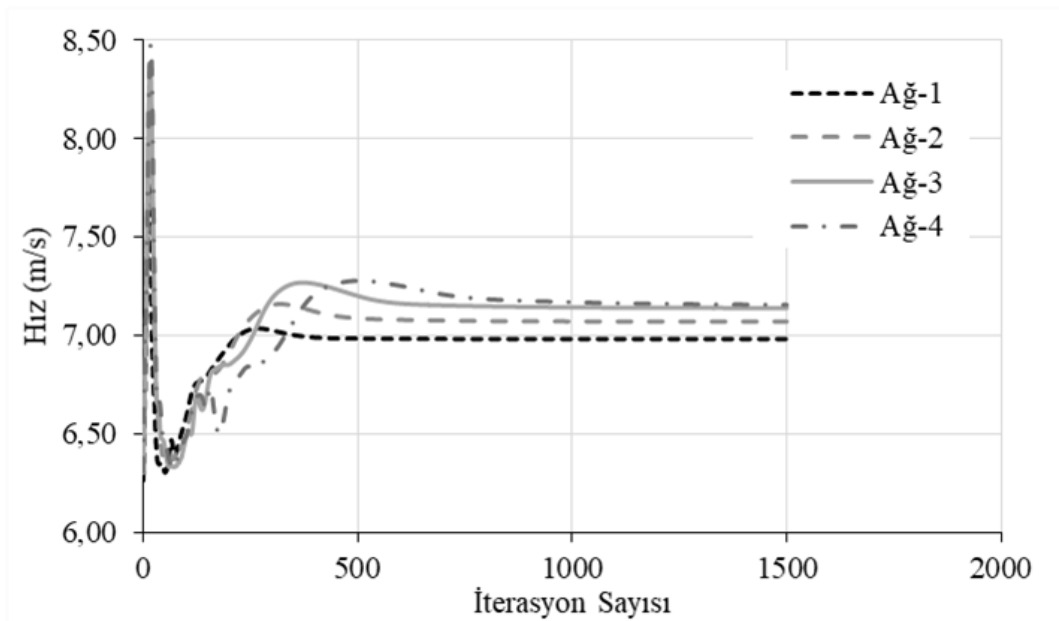
**Çizelge 2.3 :**  $V = 5 \text{ m/s}$  serbest akış hızı için sürüklenme katsayısının ağ çözünürlüğü ile değişimi.

| Ağ yapısı            | Ağ-1   | Ağ-2   | Ağ-3   | Ağ - 4 |
|----------------------|--------|--------|--------|--------|
| Sürüklenme katsayısı | 0,2119 | 0,2100 | 0,2097 | 0,2097 |

Aynı ağ yapıları için  $0^\circ$  hücum açısında ve fan dönmüyor iken  $V = 7,5 \text{ m/s}$  ( $Re = 93000$ ) serbest akış hızı koşulunda fan rotorun merkezindeki hız büyüklüğü ile ilgili HAD analizi sonuçları Çizelge 2.4 ve Şekil 2.22'deki grafikte gösterilmiştir.

**Çizelge 2.4 :**  $V = 7,5 \text{ m/s}$  serbest akış hızı için fan rotor merkezindeki hız büyüklüğünün ağ çözünürlüğü ile değişimi.

| Ağ yapısı | Ağ-1 | Ağ-2 | Ağ-3 | Ağ - 4 |
|-----------|------|------|------|--------|
| V (m/s)   | 6,98 | 7,07 | 7,14 | 7,15   |



**Şekil 2.22 :**  $V = 7,5 \text{ m/s}$  serbest akış hızı için fan rotor merkezindeki hız büyüklüğünün ağ çözünürlüğü ile değişimi.

Yukarıda verilen sonuçlara göre 188725 elemandan oluşan ağ yapısı “Ağ-3” çözünürlük düzeyi yeterli görülmüş ve HAD analizinde diğer hesaplamalarda da bu ağ yapısı kullanılmıştır. 188725 elemanın yaklaşık % 50’si fan rotoru kanatçıklarının çevresinde, %15’i fan rotor iç bölgesinde, % 25’i ise fan rotorun ve kanat profilinin yakın çevresi ile fan-kanadın iz bölgesindedir.

Hücum açısı etkisi incelenirken serbest akışa hücum açısı vermek için fan-kanat modelini hücum açısı kadar döndürerek çözüm bölgesi geometrisini revize etmek ve yeniden ağ yapısı oluşturmak yerine, aynı geometri ve ağ yapısı için serbest akış hız vektörünün bileşenleri hücum açısına göre tanımlanarak zaman tasarrufu sağlanmıştır.

### 2.3.2 Hesaplamalı akışkanlar dinamiği yazılımı çözücüsü

HAD analizinde 2-B sıkıştırılmaz akış için ANSYS Fluent ver. 2020R2 yazılımının basınç tabanlı çözücüsü kullanılmıştır. Çözücüde basınç-hız bağlaşım yöntemi, daimi akış için bağlaşık algoritma; daimi olmayan akış için ise *Pressure-Implicit with Splitting of Operator (PISO)* algoritması kullanılmıştır. Kullanılan sınır koşulları Çizelge 2.5’te verilmiştir.

**Çizelge 2.5 : Çözüm bölgesi sınır koşulları.**

| Sınır Tanımı  | Sınır Koşulu                 |
|---------------|------------------------------|
| Giriş         | Hız girişi                   |
| Çıkış         | Basınç (statik) çıkışı       |
| Kanat Profili | Hareketsiz duvar-kaymamazlık |
| Kanatçıklar   | Dönen duvar-kaymamazlık      |

Başlangıç koşulları olarak daimi akış için hibrit yöntem, daimi olmayan akış için ise daimi akış çözümü kullanılmıştır. Daimi olmayan akış incelemesinde zaman adımları büyüklüğünün belirlenmesinde birbirini takip eden kanatçıkların aynı konumdan geçişleri arasındaki sürenin en az 20 zaman adımına bölünmesi kuralı kullanılmış olup gerektiğinde bu değer 60 zaman adımına kadar arttırılmıştır.

Çözümün yakınsama ölçütleri olarak hesaplamadaki artık büyüklüklerin daimi akış uygulamasında  $10^{-5}$  değerinin altına düşmesi, daimi olmayan akış uygulamasında ise her bir zaman adımı için  $10^{-3}$  değerinin altına düşmesi hedeflenmiştir. Bunun yanı sıra gerek global büyüklükler olan aerodinamik kuvvet ve moment katsayılarının ve gerekse de hız veya statik basınç gibi lokal akış değişkenlerinin değişimi izlenerek daimi akış durumunda sabit değerlere yakınsadıkları, daimi olmayan akış durumunda

için ise bunların zamana göre ortalama değerlerindeki değişimin ihmal edilebilir düzeye geldiği teyit edilmiştir. Ortalama değerler hesaplanırken bir tam fan rotor devri süresince hesaplanan değerlerin aritmetik ortalaması alınmıştır.

HAD analizi hesaplamalarında dört çekirdekli i7 işlemcili 16 GB Ram hafızalı bir bilgisayar kullanılmış olup hesaplama süresi daimi akış ve daimi olmayan akış için çok büyük farklılıklar göstermiştir. Daimi olmayan akış yaklaşımı ile çözüme yakınsama için gereken hesaplama süresi, daimi akış yaklaşımı ile gereken hesaplama süresinin yaklaşık 100 katı mertebesinde gerçekleşmiştir. Ayrıca çözüm bölgesi ağ yapısındaki eleman sayısı, kullanılan türbülans modeli, çözücü algoritması ve zaman adımı büyüklüğünün yanı sıra sayısal incelemenin yapıldığı serbest akış ve fan rotor çalışma koşulları da hesaplama süresini önemli ölçüde etkilemiştir.

### 2.3.3 Türbülans modeli ve giriş türbülans parametreleri

HAD analizinde türbülans modeli olarak ANSYS tarafından tavsiye edilen iki RANS modelinden biri olan  $k-\epsilon$  *realizable* kullanılmıştır (SST  $k-\omega$  türbülans modeli ANSYS tarafından tavsiye edilen diğer modeldir). İlgili literatüre göre gerek ÇAF'ların gerekse de bunların entegre edildiği kanat modellerinin HAD analizi çalışmalarında çeşitli " $k - \epsilon$ " türbülans modelleri yaygın olarak kullanılmıştır (Kummer ve Dang, 2006; Askari ve Shojaeefard, 2009a; Askari ve Shojaeefard, 2009b; Siliang ve Zhengfei, 2018). Tez çalışmasında " $k - \epsilon$ " türbülans modellerinin en gelişmiş olan  $k-\epsilon$  *realizable* modeli literatürde rastlanan birçok çalışmadaki gibi tercih edilmiştir (Askari ve Shojaeefard, 2012; Shojaeefard ve Askari, 2012). Bu türbülans modeli ile birlikte duvar fonksiyonu olarak *Enhanced Wall Treatment (EWT)* kullanılmıştır. Giriş sınır koşulunda türbülans ile ilgili parametrelerde türbülans yoğunluğu (*Turbulence Intensity-TI*) için % 1, türbülans viskozite oranı (*Turbulence Viscosity Ratio- TVR*) için 5 değerleri kullanılmıştır.

Bununla birlikte yakın dönemde RANS türbülans modelleri ile ilgili yapılan çalışmalarda yüzeyden sınır tabakanın ayrıldığı akışlarda  $k-\epsilon$  *realizable* modelinin ters basınç gradyanlarının oluştuğu ayrılma noktasını geç yakaladığı ve bu nedenle kanat profilleri ve türbo-makinalarda yanıtıcı ve gerçekte olduğundan daha iyi aerodinamik performans sonuçları verdiği saptanmıştır. Buna karşın EWT gibi bir duvar modeline ihtiyaç duymayan SST  $k-\omega$  modeli yüzeylerden akış ayrılmasını diğer RANS modellerine göre daha doğru modellemektedir. Bu nedenle aerodinamik sürükleme

kuvveti ve turbo-makina kanatçık performansı gibi yüzeye etkiyen kuvvetlerin öncelikli olduğu durumlarda genellikle *SST  $k-\omega$*  modeli tavsiye edilmeye başlanmıştır. Duvara bağlı akışlarda taşıma kaybına uğramış kanatlar etrafındaki akış gibi büyük ve güçlü ayrılma bölgelerinin olduğu durumlarda ise *SST  $k-\omega$*  modeli de yetersiz kalabilmekte ve *RANS* modelleri yerine hibrit modeller örneğin *Detached Eddy Simulation (DES)* modeli tavsiye edilmektedir. Hibrit modellerin 2-B akış incelemesinde kullanılabilmesi için daimi olmayan akış şartının yanı sıra 3-B çözüm bölgesi ve ağ yapısı gerekmektedir. Bu nedenle daimi olmayan 2-B akış için 2-B çözüm bölgesi kullanılması durumunda hibrit model yerine *URANS* modeli kullanılması tavsiye edilmektedir. Yukarıda belirtilen nedenlerle *SST  $k-\omega$*  türbülans modeli daimi akış için çeşitli akış ve çalışma koşullarında denenerek ve elde edilen sonuçlar  *$k-\epsilon$  realizable* türbülans modeli ile elde edilenlerle karşılaştırılarak HAD analizinde türbülans modeli etkisi araştırılmıştır. Ayrıca yine daimi akış için *TI* ve *TVR* giriş türbülans parametrelerinin sonuçlara etkisi de araştırılmıştır.

### 3. SONUÇLAR VE TARTIŞMALAR

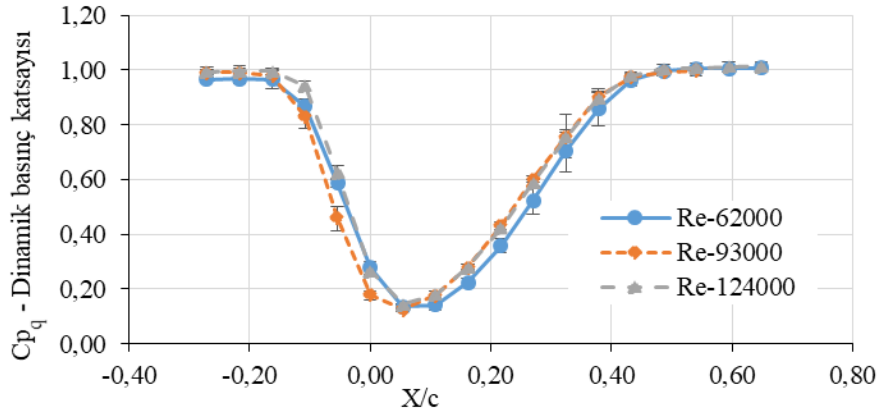
Tez çalışmasının bu bölümünde ilk önce deneysel inceleme sonuçları verilmiştir. Bu kapsamda deney modeli iz bölgesindeki pitot-statik tüpü ölçümleri ile elde edilen dinamik basınç dağılımı sonuçları ve bunlardan Jones yöntemi ile elde edilen sürüklenme ve itki katsayıları verilmiş daha sonra hücum açısı etkisi incelenmiştir. Ayrıca fan rotorun dönmediği durum için dinamik basınç ölçüm sonuçları kullanılarak iz bölgesinde periyodik akış olup olmadığı araştırılmıştır. Bunları takiben iplikler ile akış görüntüleme yöntemi kullanılarak deney modeli üzerinde akış ayrılması incelenmiş ve deneysel inceleme kapsamında son olarak da kuvvet-denge mekanizması ile modele etkiyen aerodinamik kuvvetlerin direkt ölçümleri ile elde edilen sonuçlar verilmiştir. Deneysel inceleme sonuçlarının literatürdeki sonuçlar ile kıyaslanmasında fan-kanat modeli geometrilerindeki önemli farklılıklar nedeniyle sayısal değerlerden ziyade genel eğilimler üzerinde durulmuştur. Bölümün en sonunda ise sayısal inceleme sonuçları verilmiştir. Bu sonuçlar HAD analizi ile elde edilen modele etkiyen aerodinamik kuvvet katsayılarını ve model çevresindeki akış bölgesi incelemelerini kapsamaktadır.

#### 3.1 İz Bölgesindeki Dinamik Basınç Dağılımı, Sürüklenme ve İtki Katsayıları

Bu bölümde önce  $0^\circ$  hücum açısında fan rotorun dönmediği ve döndüğü durumlar için deney modeli iz bölgesindeki dinamik basınç dağılımı ve bu dağılımdan Jones yöntemi ile elde edilen sürüklenme ve itki kuvveti katsayılarına  $Re$  ve  $UHO$  parametrelerinin etkisi, daha sonra hücum açısı etkisi belirli akış ve çalışma koşulları için incelenmiştir. Son olarak fan rotorun dönmediği durum için dinamik basınç verilerine *FFT* analizi uygulanarak iz bölgesinde periyodik akış durumu araştırılmıştır.

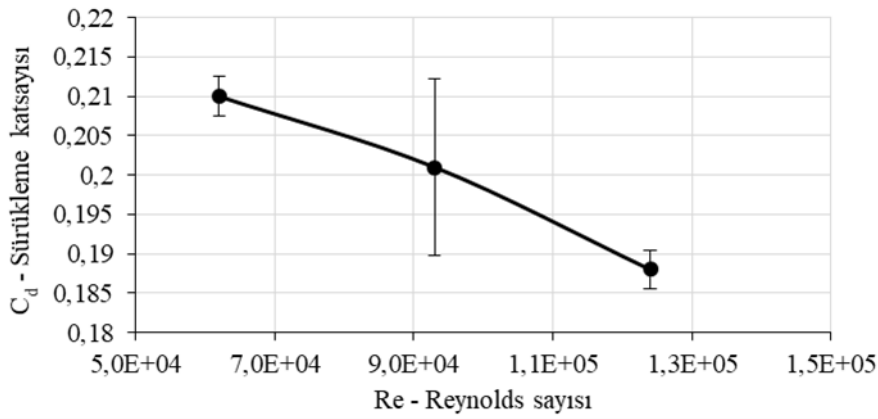
##### 3.1.1 Fan rotorun dönmediği durumda Reynolds sayısı etkisi

Şekil 3.1’de  $0^\circ$  hücum açısı ve fan rotorun dönmediği durum için incelenen akış koşullarında iz bölgesindeki dinamik basınç dağılımına  $Re$  parametresinin etkisinin az olduğu görülmektedir.



**Şekil 3.1 :**  $\alpha = 0^\circ$  ve fan rotor dönmüyor iken iz bölgesinde dinamik basınç değişimi.

İz bölgesindeki dinamik basınç dağılımından yararlanarak ve Jones yöntemi kullanılarak elde edilen sürüklenme katsayısı Şekil 3.2’de görüldüğü gibi artan  $Re$  değeri sonucu azalmaktadır.

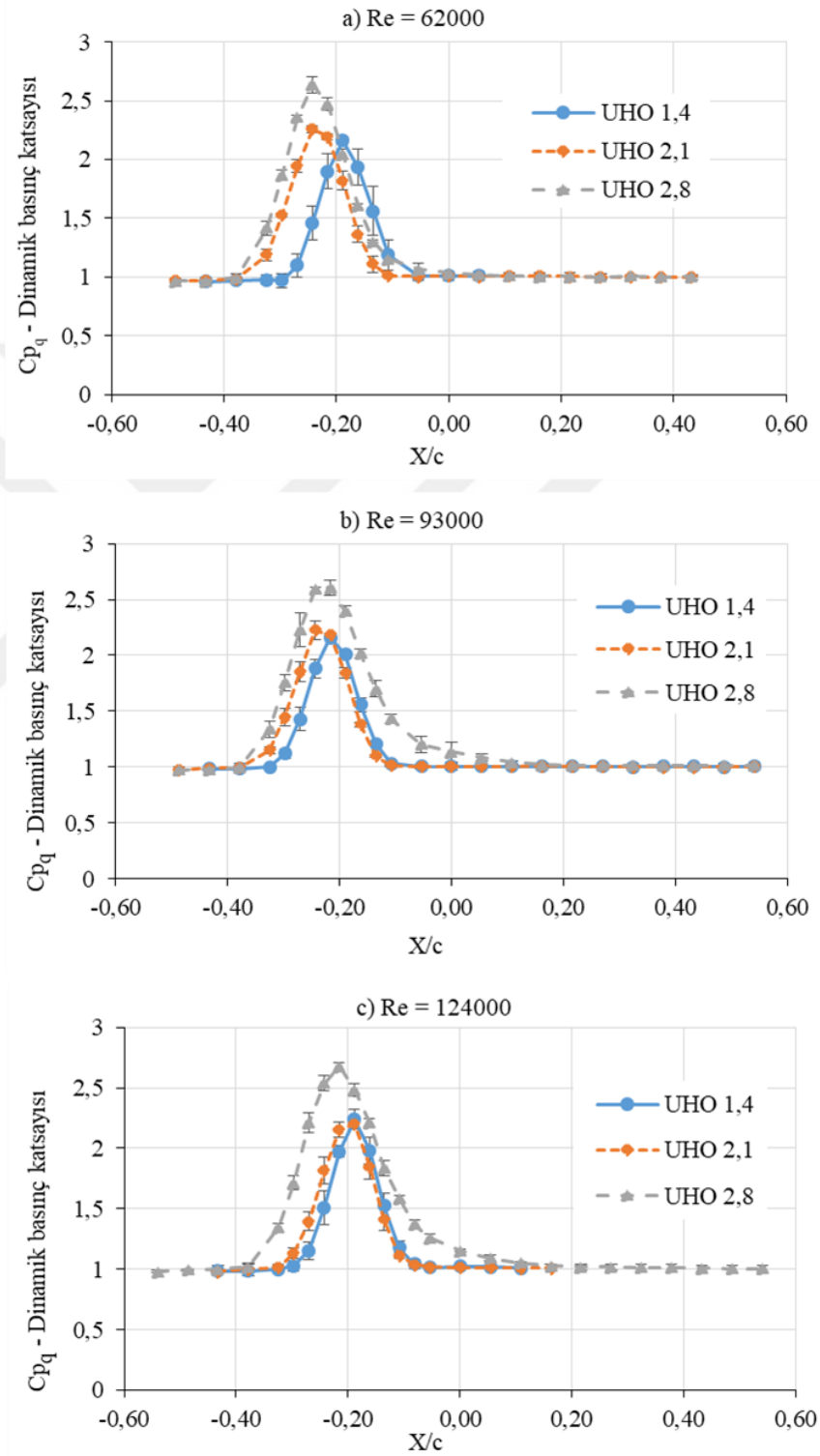


**Şekil 3.2 :**  $\alpha = 0^\circ$  için sürüklenme katsayısının Reynolds sayısı ile değişimi.

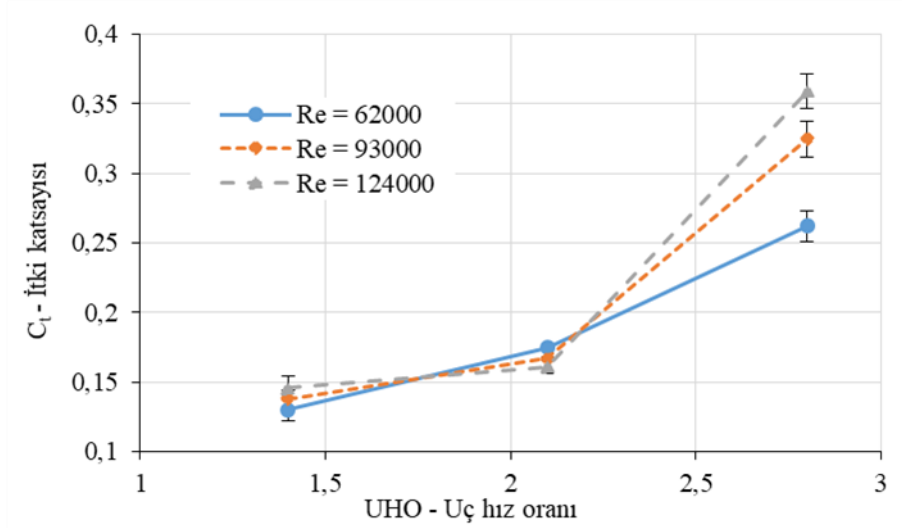
### 3.1.2 Fan rotorun döndüğü durumda UHO ve $Re$ parametrelerinin etkisi

Şekil 3.3’de  $0^\circ$  hücum açısı ve fan rotorun değişik hızlarda döndüğü durumlarda farklı  $Re$  değerlerinin tümü için UHO değerindeki artış ile iz bölgesindeki jetin dinamik basınç profili genişlemekte ve bu durum Şekil 3.4’de görüldüğü gibi itki katsayısını arttırmaktadır. İtki katsayısına  $Re$  parametresinin etkisi göreceli olarak daha az olup bu etki artan UHO değerleri ile büyümekte, UHO = 2,5 değeri sonrasında iyice belirginleşerek artan  $Re$  değeri ile birlikte itki katsayısı da artmaktadır. Şekil 3.4’deki grafikte itki katsayıları pozitif değerlerle gösterilebilmek için -1 değeri ile çarpılmıştır. Daimi olmayan akış yaklaşımında HAD analizi ile hesaplanan iz bölgesinde dinamik basınç ölçümlerinin yapıldığı konumdaki hızın maksimum açısı  $6^\circ$  değerinde olup, ilgili literatürde verilen bilgilere göre bu büyüklükteki bir sapma açısı pitot-statik ile

ölçülen dinamik basınçta % 0,5 değerinden daha küçük bir ölçüm hatasına neden olmaktadır (Barlow ve diğ, 1999; Russo, 2011). Bu nedenle pitot-statik ile iz bölgesinde yapılan dinamik basınç ölçümlerinde sapma açısından kaynaklanan hatanın sonuçlar üzerindeki etkisi ihmal edilmiştir.

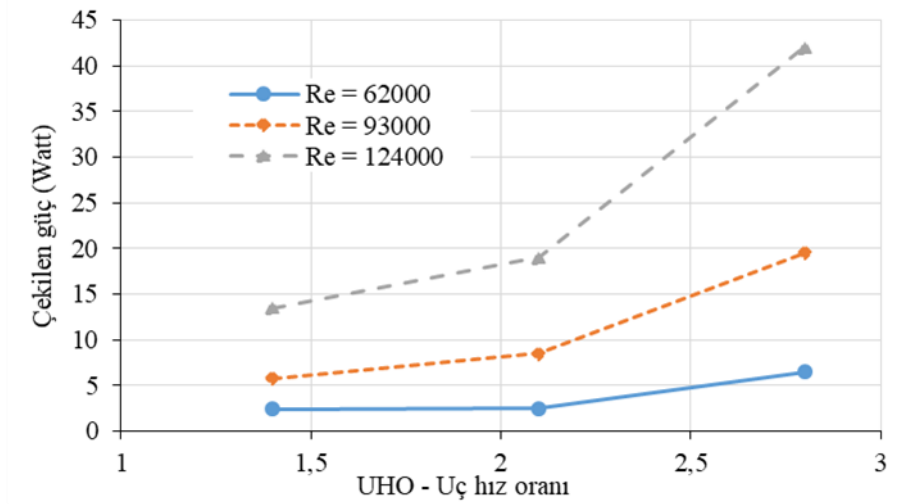


**Şekil 3.3 :**  $\alpha = 0^\circ$  için iz bölgesindeki dinamik basınç dağılımının UHO ve Reynolds sayısı ile değişimi.



**Şekil 3.4 :**  $\alpha = 0^\circ$  için itki katsayısının UHO ve Reynolds sayısı ile değişimi.

Değişik akış ve çalışma koşulları için fan rotorun çektiği güç Şekil 3.5’de gösterilmiştir. Buna göre UHO veya Re değerinde artışın gerçekleştiği koşullarda fan rotorun çektiği güç de artmaktadır.

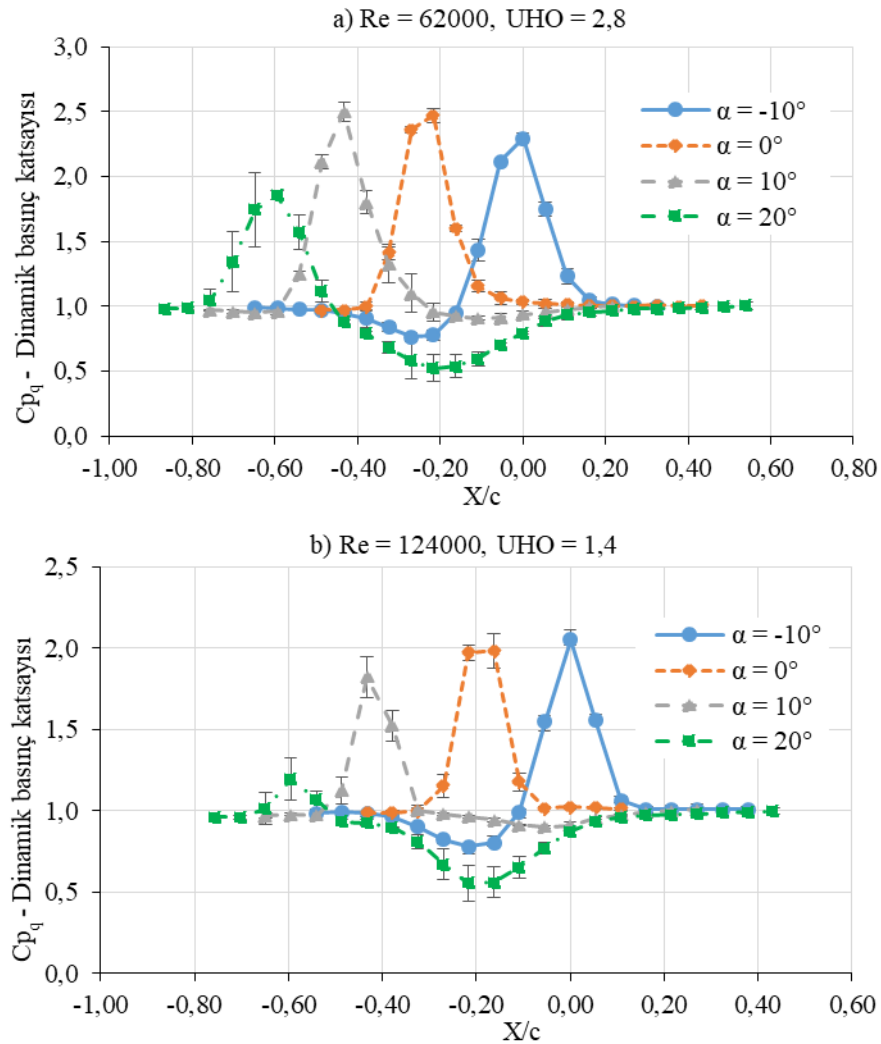


**Şekil 3.5 :**  $\alpha = 0^\circ$  için fan rotor tarafından çekilen gücün UHO ve Reynolds sayısı ile değişimi.

Deney sonuçları ilgili literatür ile kıyaslandığında sürüklenme ve itki katsayılarının Re parametresi ile değişim eğilimleri ilgili literatürdeki çalışmaların sonuçlarıyla uyumludur (Askari ve Shojaeefard, 2012; Shojaeefard ve Askari, 2012). İtke katsayısının UHO parametresi ile değişiminde ise net itkinin yaklaşık olarak UHO değeri 1’in üzerinde iken ortaya çıkması ve büyüklüğünün UHO değerindeki artış ile artması ilgili literatürdeki çalışmaların sonuçlarında da gözlemlenmektedir (Seyfang, 2012; Siliang ve Zhengfei, 2018).

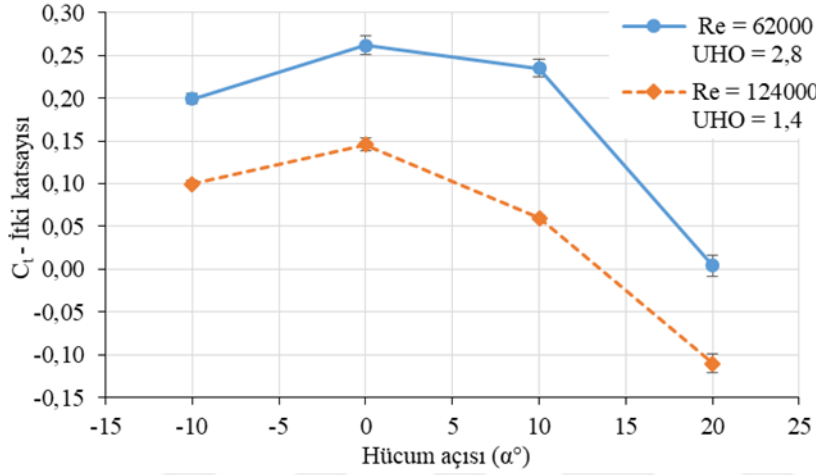
### 3.1.3 Hücüm açısı etkisi

Fan rotor dönmüyor iken  $10^\circ$  hücüm açısında iz bölgesindeki dinamik basınç ölçümlerinde ters akış veya negatif dinamik basınç gözlemlendiğinden  $\alpha$  parametresi etkisinin incelemesinde Jones yöntemi uygulanamamıştır. Bu nedenle söz konusu inceleme kuvvet-denge mekanizmasında doğrudan ölçümler yöntemi ile gerçekleştirilmiş ve sonuçlar ileride ilgili bölümde verilmiştir. Fan rotor dönerken  $\alpha$  parametresinin etkisi Jones yöntemi kullanılarak iki farklı akış ve çalışma koşulu için  $-10^\circ$  ile  $+20^\circ$  aralığında incelenmiş ve Şekil 3.6’da iz bölgesindeki dinamik basınç dağılımının hücüm açısı ile değişimi gösterilmiştir. Buna göre artan  $\alpha$  değeri ile sürüklenme kuvveti etkisi giderek artmakta ve fan rotorun oluşturduğu jet iz bölgesindeki momentum kaybını telafi etmekte yetersiz kalmaktadır.



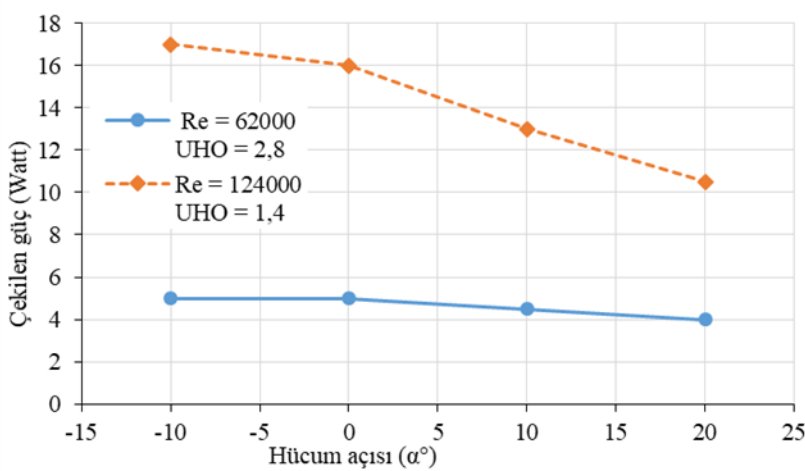
Şekil 3.6 : Farklı akış ve çalışma koşulları için iz bölgesindeki dinamik basınç dağılımının hücüm açısı ( $\alpha$ ) ile değişimi.

Şekil 3.7’de her iki akış ve çalışma koşulu için Jones yöntemi ile hesaplanan itki katsayılarının hücum açısı ile değişimi görülmektedir. Şekil 3.7’deki grafikte net itki durumunu pozitif değerlerle göstermek için itki katsayıları -1 değeri ile çarpılmıştır. Şekil 3.7’de her iki akış ve çalışma koşulu için de negatif hücum açısında net itki elde edildiği,  $\alpha$  değerindeki artış ile itki katsayısının giderek azaldığı ve yüksek hücum açısında artan sürüklenme kuvveti etkisiyle net itkinin ortadan kalktığı gözlenmektedir.



**Şekil 3.7 :** Farklı akış ve çalışma koşulları için itki katsayısının hücum açısı ile değişimi.

Ayrıca fan rotorun çektiği gücün hücum açısı ile değişimi de yukarıda belirtilen akış ve çalışma koşulları için gözlemlenmiş olup sonuçlar Şekil 3.8’de verilmiştir. Belirtilen akış ve çalışma koşulları için artan  $\alpha$  değeri ile fan rotorun çektiği güçte bir azalma eğilimi görülmektedir, ancak bu azalma itki kuvveti için gözlemlenene göre daha yavaştır.



**Şekil 3.8 :** Farklı akış ve çalışma koşulları için fan rotor tarafından çekilen gücün hücum açısı ile değişimi.

Deney sonuçları ilgili literatür ile kıyaslandığında hücum açısındaki artış ile itki katsayısının azalma eğilimi ilgili literatürdeki çalışmaların sonuçlarıyla uyumludur (Askari ve Shojaeefard, 2009b; Askari ve diğ, 2011).

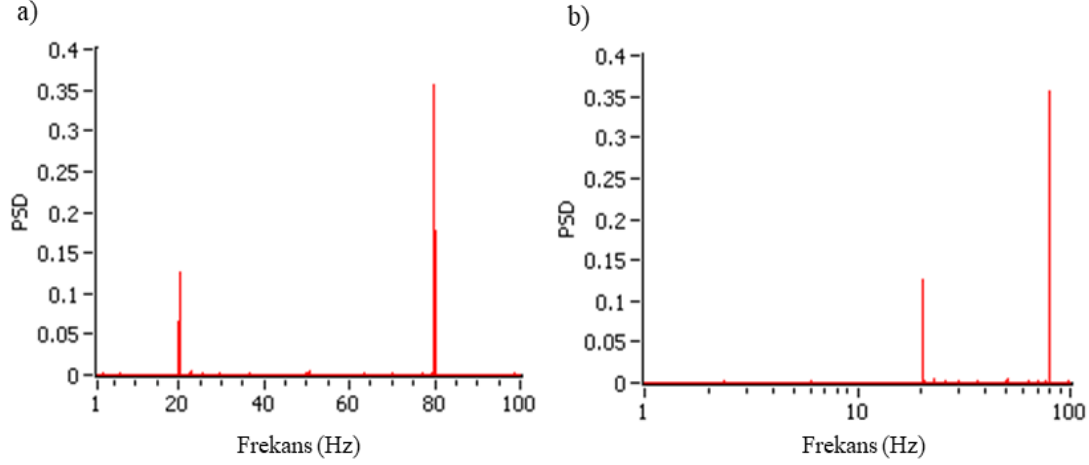
#### **3.1.4 İz bölgesinde periyodik akış incelemesi**

Deney modeli iz bölgesinde periyodik akış araştırması iki aşamada gerçekleştirilmiştir. İlk bölümde deney modeli mevcut değil iken ve hava tüneli çalışıyor iken belirlenen serbest akış hızlarında dış etkenlerden (hava tüneli fanı vb.) kaynaklanabilecek etkiler *FFT* analizi ile araştırılmıştır. Sonraki bölümde deney modeli mevcut ancak fan rotor dönmüyor iken belirlenen serbest akış hızında modelin iz bölgesinde modelin firar kenarından bir veter uzaklığında pitot-statik tüpünün farklı konumları için elde edilen dinamik basınç ölçümlerine *FFT* analizi uygulanmıştır. Yöntem bölümünde açıklanan nedenlerle fan rotor dönüyor iken iz bölgesindeki dinamik basınç ölçümlerine *FFT* analizi uygulanamamıştır. *FFT* analizi sonuçları ilgili bölümlerdeki şekillerde LabVIEW VI Ön panelinden aktarıldığı biçimiyle gösterilmiştir.

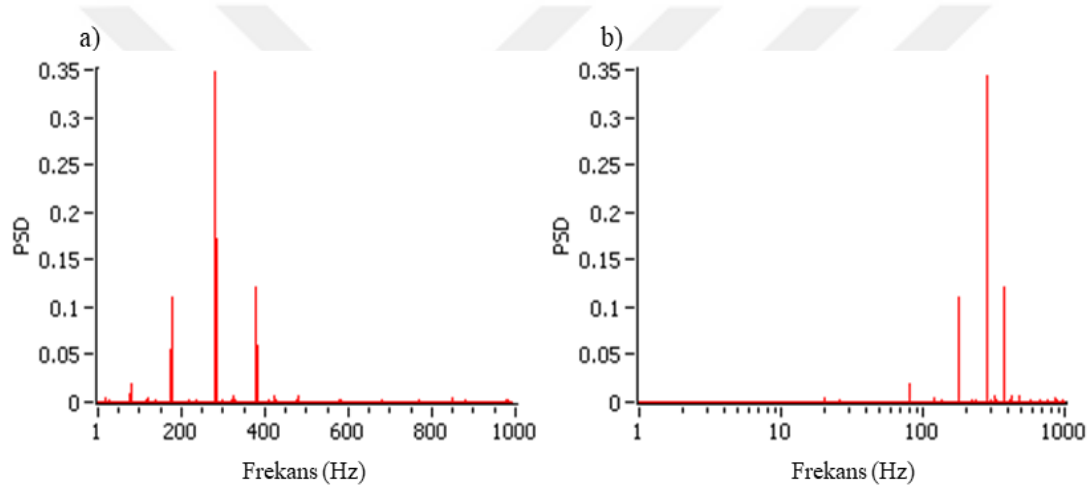
##### **3.1.4.1 Deney modeli mevcut değil iken inceleme**

Dış etkenlerden biri olan hava tüneli fanından kaynaklanabilecek etkiyi araştırmak için  $V = 5 \text{ m/s}$  ( $Re = 62000$ ) serbest akış hızında deney modeli sökülmüş iken  $X = 0 \text{ mm}$  konumunda yapılan dinamik basınç ölçümlerine *FFT* analizi uygulanmıştır. Bu durum için örnekleme frekansı ( $f_s$ ) olarak 200 Hz yeterli görünmesine karşın sonraki bölümdeki sonuçlarla kıyaslama yapabilmek için 2000 Hz örnekleme frekansı da kullanılmıştır.  $V = 5 \text{ m/s}$  serbest akış hızı için *FFT* analizi sonuçları aşağıda Şekil 3.9 ve Şekil 3.10'daki grafiklerde gösterilmiştir. Şekil 3.9'daki grafiklerdeki sonuçlara göre 200 Hz örnekleme frekansı ile yapılan *FFT* analizinde belirgin frekanslar olarak 20 ve 80 Hz değerleri, Şekil 3.10'daki grafiklerdeki sonuçlara göre 2000 Hz örnekleme frekansı ile yapılan *FFT* analizinde belirgin frekanslar olarak 180, 280 ve 380 Hz değerleri saptanmıştır.

Ayrıca  $V = 7,5 \text{ m/s}$  serbest akış hızı ( $Re = 93000$ ) için aynı örnekleme frekansları kullanılarak tekrarlanan *FFT* analizlerinin  $V = 5 \text{ m/s}$  sonuçlarındaki aynı belirgin frekansları verdiği görülmüştür. Bu nedenle  $V = 7,5 \text{ m/s}$  durumu için *FFT* analizi grafiklerini gösteren şekillerin verilmesine gerek görülmemiştir.



**Şekil 3.9 :** Deney modeli sökülmiş iken hava tüneli deney bölümündeki akış ( $V = 5$  m/s) için *FFT* analizi ( $f_s = 200$  Hz) a) lineer skala b) logaritmik skala.



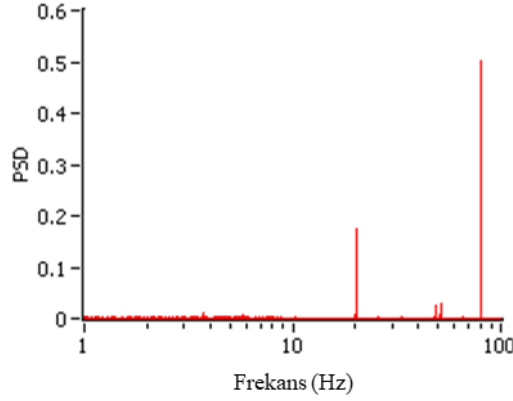
**Şekil 3.10 :** Deney modeli sökülmiş iken hava tüneli deney bölümündeki akış ( $V = 5$  m/s) için *FFT* analizi ( $f_s = 2000$  Hz) a) lineer skala b) logaritmik skala.

### 3.1.4.2 Deney modeli mevcut iken inceleme

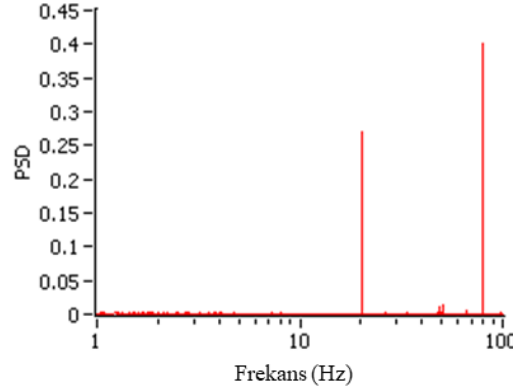
Fan rotor dönmüyor iken yöntem bölümünde açıklandığı gibi iz bölgesindeki girdaplardan kaynaklanabilecek akıştaki periyodik yapıyı incelemek amacıyla  $V = 5$  m/s serbest akış hızında ( $Re = 62000$ ) belirlenen hedef frekans (17 Hz) için *FFT* analizi  $0^\circ$  ve  $-10^\circ$  hücum açılarındaki iz bölgesinin  $X = 0$  mm,  $X = 30$  ve  $X = 40$  mm konumlarında gerçekleştirilmiştir. *FFT* analizlerinde örnekleme frekansları olarak 200 Hz ve 2000 Hz kullanılmıştır. *FFT* analizi sonuçları aşağıda Şekil 3.11 – Şekil 3.13’deki grafiklerde gösterilmiştir.

Şekil 3.11 ve Şekil 3.12’deki grafikler incelendiğinde ve Şekil 3.9’daki grafiklerle kıyaslandığında aynı belirgin frekans değerleri olan 20 Hz ve 80 Hz görülmektedir. Bu durum belirtilen koşullar için iz bölgesindeki akışta fan-kanat modelinin

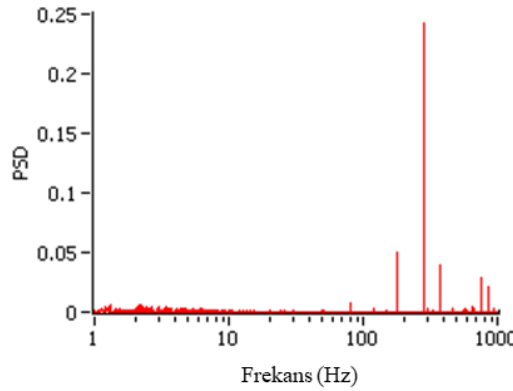
mevcudiyetinden kaynaklanan bir değişikliğin (frekansın) saptanamadığı şekilde yorumlanmıştır.



**şekil 3.11 :** Fan rotor dönmüyor iken  $\alpha = -10^\circ$  ve  $V = 5$  m/s için  $X = 0$  mm konumunda *FFT* analizi ( $f_s = 200$  Hz).



**şekil 3.12 :** Fan rotor dönmüyor iken  $\alpha = -10^\circ$  ve  $V = 5$  m/s için  $X = 40$  mm konumunda *FFT* analizi ( $f_s = 200$  Hz).



**şekil 3.13 :** Fan rotor dönmüyor iken  $\alpha = 0^\circ$  ve  $V = 5$  m/s için  $X = 30$  mm konumunda *FFT* analizi ( $f_s = 2000$  Hz).

şekil 3.13'deki grafik incelendiğinde ve şekil 3.10'daki grafiklerle kıyaslandığında aynı belirgin frekans değerleri olan 180 Hz, 280 Hz ve 380 Hz görölmektedir. Bu

durum belirtilen koşullar için iz bölgesindeki akışta fan-kanat modelinin mevcudiyetinden kaynaklanan bir değişikliğin (frekansın) saptanamadığı şeklinde yorumlanmıştır. Sonuç olarak Şekil 3.11 – Şekil 3.13’deki *FFT* analiz grafiklerinin incelenmesi ve Şekil 3.9 ve Şekil 3.10’daki *FFT* analiz grafikleriyle kıyaslanması sonucunda fan rotorun dönmediği durum için iz bölgesinde modelin varlığından kaynaklanan periyodik akış bulgusu saptanamamıştır. *FFT* analizlerinde saptanan belirgin frekansların dış etkenlerle ilgili olduğu değerlendirilmiştir.

### 3.2 Kuvvet-Denge Mekanizması ile Aerodinamik Kuvvet Ölçüm Sonuçları

Bu bölümde  $0^\circ$  hücum açısında fan rotor dönmüyor iken modele etkiyen sürüklenme kuvvetinin ve fan rotor dönüyor iken etkiyen itki ve taşıma kuvvetlerinin kuvvet-denge mekanizması ile direkt ölçümü sonucu elde edilen aerodinamik kuvvet katsayıları verilmiş ve bunlar üzerindeki  $Re$  ve  $UHO$  parametrelerinin etkileri incelenmiştir. Ayrıca fan rotor dönmüyor iken hücum açısının sürüklenme katsayısı üzerine etkisi değişik  $Re$  değerleri için incelenmiştir. Fan rotor dönmüyor iken taşıma kuvveti için ölçülen değerler çok küçük olduğu ve deneysel veri olarak güvenilir olmadığından bu durum için taşıma katsayısı inceleme kapsamına alınmamıştır.

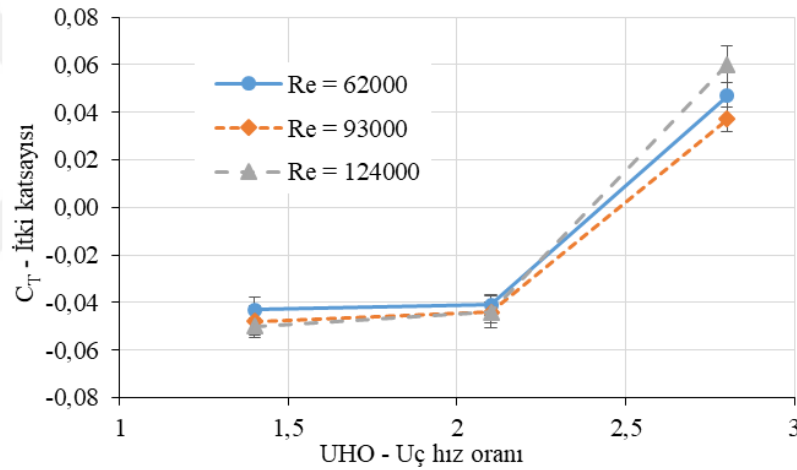
#### 3.2.1 Sürüklenme ve itki katsayılarına $Re$ ve $UHO$ parametrelerinin etkisi

Çizelge 3.1’de fan rotor dönmüyor iken  $0^\circ$  hücum açısında farklı hızlarda fan-kanat modeline etkiyen sürüklenme kuvvetinin kuvvet-denge mekanizmasında direkt ölçümü ile elde edilen sürüklenme katsayısı sonuçları verilmiştir. Jones yöntemiyle elde edilen değerlerle kıyaslandığında gözlemlenen sayısal değerlerdeki önemli farklılık başta uç plakalar olmak üzere deney modeli parçaları ve deney modeli bağlantılarından kaynaklı ek sürüklenme kuvveti etkisi ile açıklanabilir. Bu ek sürüklenme kuvveti sürüklenme katsayısının ( $C_D$ ) Jones yöntemiyle elde edilen 2-B akış için sürüklenme katsayısından ( $C_d$ ) daha büyük değere sahip olmasına neden olmaktadır.

**Çizelge 3.1 :**  $\alpha = 0^\circ$  için sürüklenme katsayısının Reynolds sayısı ile değişimi.

| Reynolds sayısı | $C_d$ (Jones Yöntemi) | $C_D$ (Direkt ölçüm yöntemi) | Fark (Ort.) |
|-----------------|-----------------------|------------------------------|-------------|
| 62000           | 0,210 +/- 0,003       | 0,242 +/- 0,009              | % 15,2      |
| 93000           | 0,201 +/- 0,011       | 0,234 +/- 0,015              | % 16,4      |
| 124000          | 0,188 +/- 0,003       | 0,235 +/- 0,004              | % 25        |

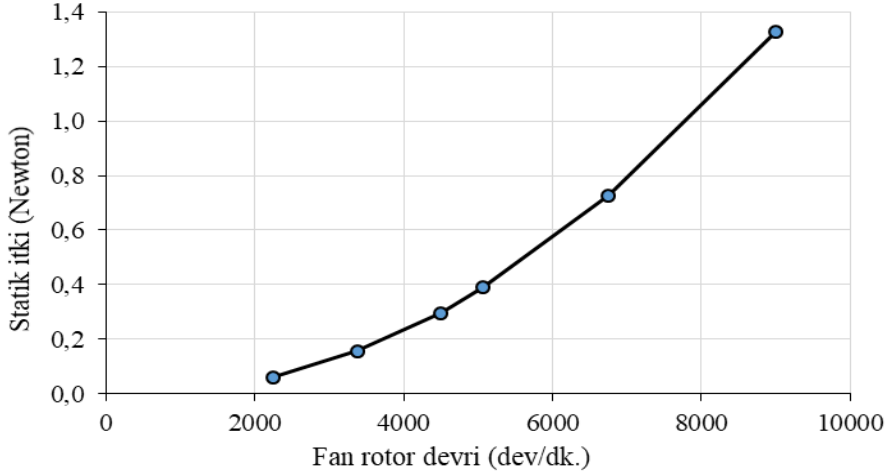
Şekil 3.14’de fan rotor dönerken  $0^\circ$  hücum açısında deney matrisinde belirtilen akış ve çalışma koşulları için fan-kanat modeline etkiyen itki kuvvetinin kuvvet-denge mekanizmasında direkt ölçümü ile elde edilen itki katsayısı sonuçları verilmiştir. Şekil 3.14’de net itki durumunu pozitif değerlerle göstermek için itki katsayıları -1 değeri ile çarpılmıştır. Yukarıda sürüklenme katsayısı için belirtilen aynı etkenler nedeniyle kuvvet-denge mekanizmasında itki kuvveti ölçümü ile elde edilen sonuçlar daha önce Jones yöntemiyle elde edilen ve Şekil 3.4’de verilen itki katsayısı değerlerinden önemli farklılıklar göstermiş, ek sürüklenme kuvveti net itki kuvvetinde azalmaya yol açmış ve net itki katsayısı ancak  $UHO = 2,8$  için elde edilebilmiştir. Ayrıca bu sonuçlara göre itki katsayısı üzerindeki Re parametresinin etkisi UHO parametresinin etkisine göre daha az olup bu etki yüksek UHO değerinde daha belirgin hale gelmektedir.



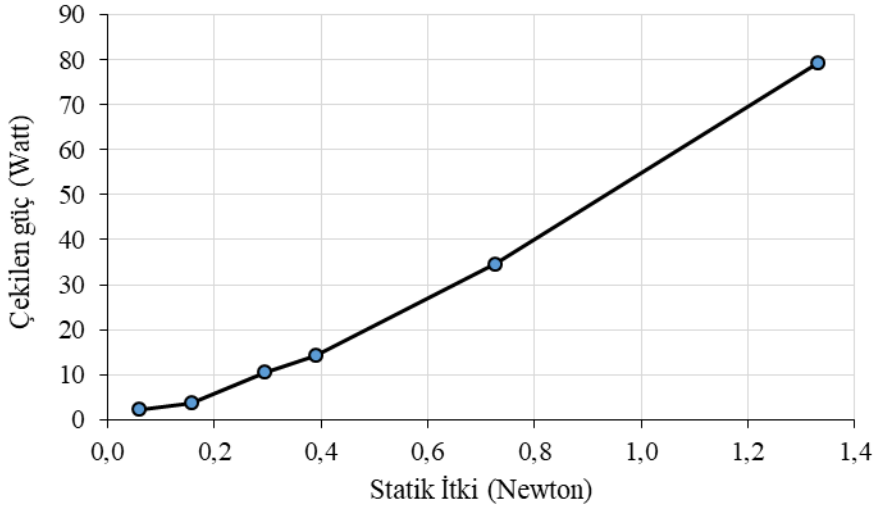
**Şekil 3.14 :**  $\alpha = 0^\circ$  için itki katsayısının UHO ve Reynolds sayısı ile değişimi.

### 3.2.2 Statik itki

Hava tüneli deney bölümünde hava akışı olmaksızın sadece modelin üzerindeki fan rotor dönüyor iken oluşan statik itkinin fan rotor devri (veya hızı) ile değişimi Şekil 3.15’de gösterilmiştir. Fan rotor devri arttıkça fan-kanat modeline etkiyen statik itki artmaktadır. Bu artış lineer olmayıp fan rotor devri arttıkça statik itki artış oranı da artmaktadır. Fan rotoru döndüren motor tarafından çekilen gücün statik itki ile değişimi ise Şekil 3.16’da gösterilmiştir. Şekil 3.15 ve Şekil 3.16 birlikte değerlendirildiğinde fan rotoru döndüren motor tarafından çekilen gücün beklendiği gibi fan rotor devri ile arttığı çıkarımı da yapılabilir.



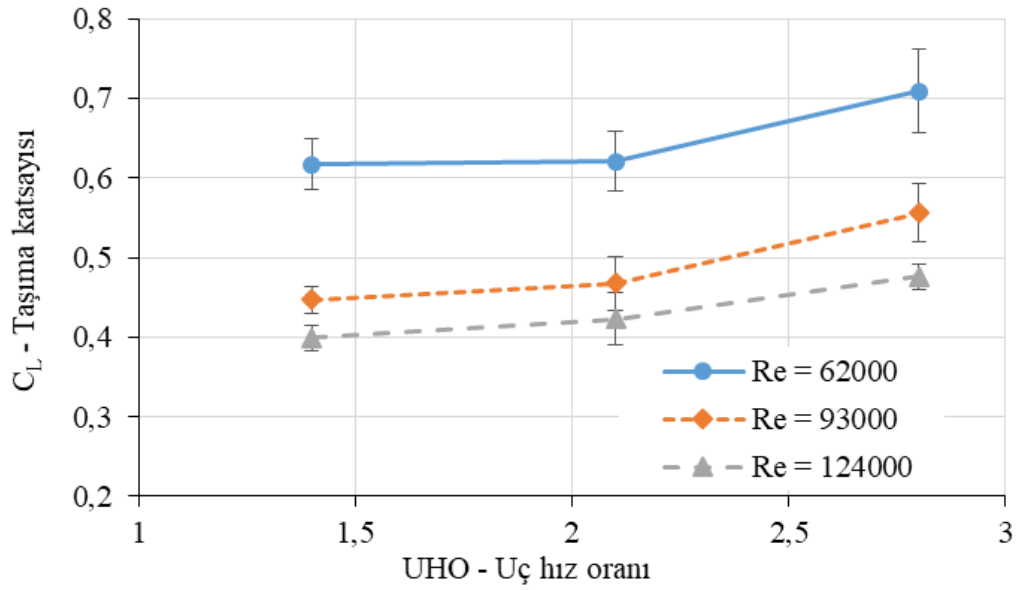
**Şekil 3.15 :** Statik itkinin fan rotor devri ile değişimi.



**Şekil 3.16 :** Fan rotor tarafından çekilen gücün statik itki ile değişimi.

### 3.2.3 Taşıma katsayısına Re ve UHO parametrelerinin etkisi

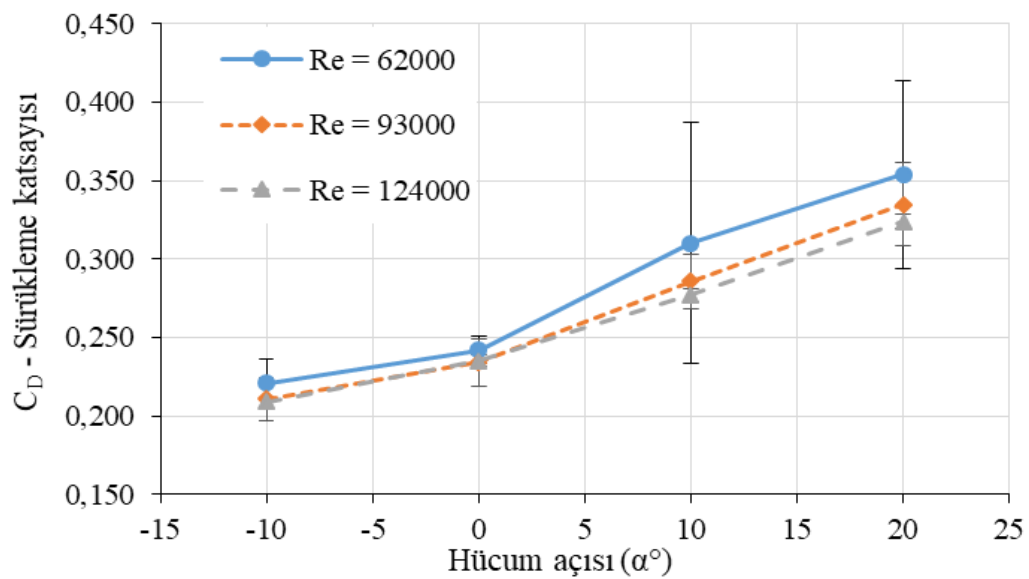
Şekil 3.17’de fan rotor dönüyor iken  $0^\circ$  hücum açısında taşıma kuvvetlerinin kuvvet-denge mekanizmasında direkt ölçümü ile elde edilen taşıma katsayısı sonuçları verilmiştir. İncelenen akış ve çalışma koşullarında Re parametresinin taşıma katsayısı üzerindeki etkisi UHO parametresinin etkisi kadar önemli olup artan Re değeri ile taşıma katsayısı azalmaktadır. Aynı eğilim ilgili literatürdeki çalışmalarda da saptanmıştır (Askari ve Shojaeefard, 2012; Shojaeefard ve Askari, 2012). UHO parametresinin etkisi incelendiğinde, literatürdeki çalışmaların sonuçlarına benzer biçimde sabit serbest akış hızı için fan rotor hızındaki veya UHO değerindeki artış ile taşıma katsayısı artmaktadır (Seyfang, 2012; Siliang ve Zhengfei, 2018). Bu artış başlangıçta daha az olup yüksek UHO değerlerinde daha belirgin hale gelmektedir.



Şekil 3.17 :  $\alpha = 0^\circ$  için taşıma katsayısının UHO ve Reynolds sayısı ile değişimi.

### 3.2.4 Sürüklenme katsayısına hücum açısı etkisi

Fan rotor dönmüyor iken hücum açısının sürüklenme katsayısı üzerine etkisi farklı Reynolds sayıları için Şekil 3.18’de gösterilmiştir. Şekil 3.18’de görüldüğü gibi incelenen farklı akış koşullarının tümünde  $\alpha$  değerindeki artış ile sürüklenme katsayısı artmaktadır. Fan-kanadın kendine has geometrisi nedeniyle negatif hücum açısında daha düşük sürüklenme katsayısı gözlenmektedir. Farklı hücum açıları için Re parametresi etkisinin aynı eğilime sahip olduğu ve Re değerindeki artış ile sürüklenme katsayısının % 5 - 10 kadar azaldığı saptanmıştır.

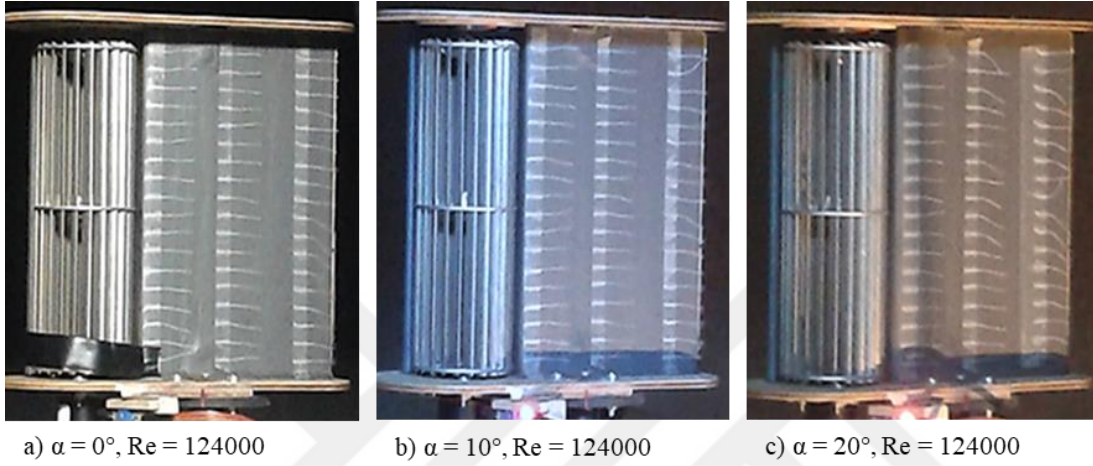


Şekil 3.18 : Sürüklenme katsayısının hücum açısı ile değişimi.

### 3.3 Akış Ayrılmasına Reynolds Sayısı, Hücum Açısı ve Uç Hız Oranı

#### Parametrelerinin Etkisi

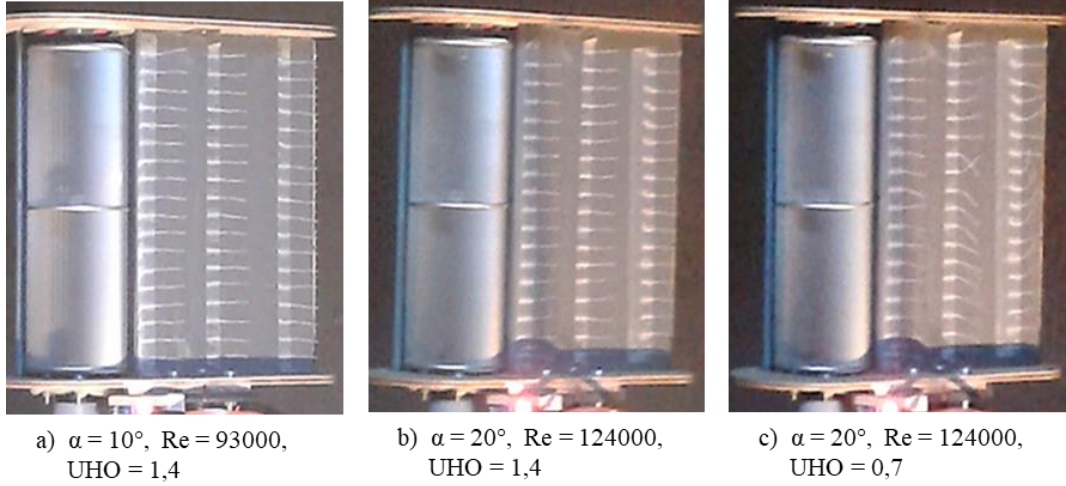
Bu bölümde iplikler ile akış görüntüleme yöntemi kullanılarak deney modeli üzerindeki akış ayrılması sırayla fan rotor çalışmıyor ve çalışıyor iken incelenmiştir. Şekil 3.19’da yüksek Reynolds sayısında ve fan rotor çalışmıyor (veya dönmüyor) iken  $\alpha$  değerindeki artışın model üst yüzeyindeki akış ayrılmasına etkisi gösterilmiştir.



**Şekil 3.19 :** Yüksek Reynolds sayısında fan rotor çalışmıyor iken hücum açısının üst yüzeydeki akış ayrılmasına etkisi.

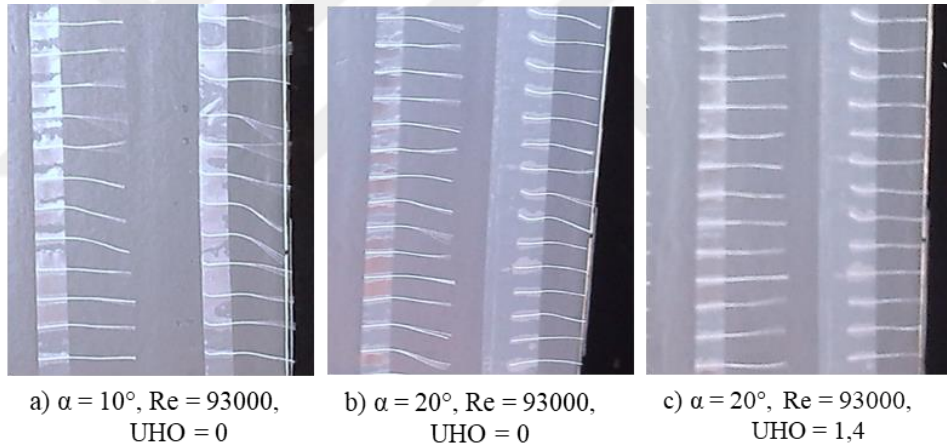
Şekil 3.19’a göre  $10^\circ$  hücum açısında kanat profili üst yüzeyinin firar kenarına yakın bölgelerinde gözlemlenen akış ayrılması,  $\alpha$  değeri arttıkça giderek güçlenmekte ve üst yüzeyin orta bölgesinde de belirgin hale gelmektedir. Bu durum kalın kanat profillerinin sahip olduğu akış ayrılması özelliğine benzerlik göstermektedir.

Şekil 3.20’de fan rotor çalıştığında, yüksek hücum açıları ve  $Re$  değerleri için UHO parametresinin modelin üst yüzeyindeki akış ayrılmasına olan etkisi gösterilmiştir. Şekil 3.20a ve 3.20b’de gösterildiği gibi UHO değeri 1’in üzerinde (1,4) olduğunda ipliklerin akış yönünde çok düzgün bir biçim aldıkları ve akış ayrılma etkisinin ortadan kalktığı gözlemlenmiştir. Şekil 3.20c’de gösterildiği gibi UHO değeri 1’in altına (0,7) düştüğünde ise akış ayrılma etkisi yeniden ortaya çıkmıştır. Bu sonuç, ilgili literatürdeki çeşitli çalışmalarda örneğin Askari ve diğ. (2011)’de belirtildiği gibi UHO değerindeki artışın yüksek Reynolds sayıları ve yüksek hücum açılarındaki üst yüzey akış ayrılmasını ortadan kaldırdığını göstermektedir.



**Şekil 3.20 :** Yüksek hücum açılarında ve Reynolds sayılarında UHO'nun üst yüzeydeki akış ayrılmasına etkisi.

Fan-kanat üst yüzeyinde yüksek hücum açıları ve Reynolds sayılarında akış ayrılması ve fan rotorun çalışması ile akış ayrılmasının önlenmesi sürecinde ipliklerin üst yüzeydeki akışa göre aldıkları biçimler Şekil 3.21'de detaylı olarak gösterilmiştir.

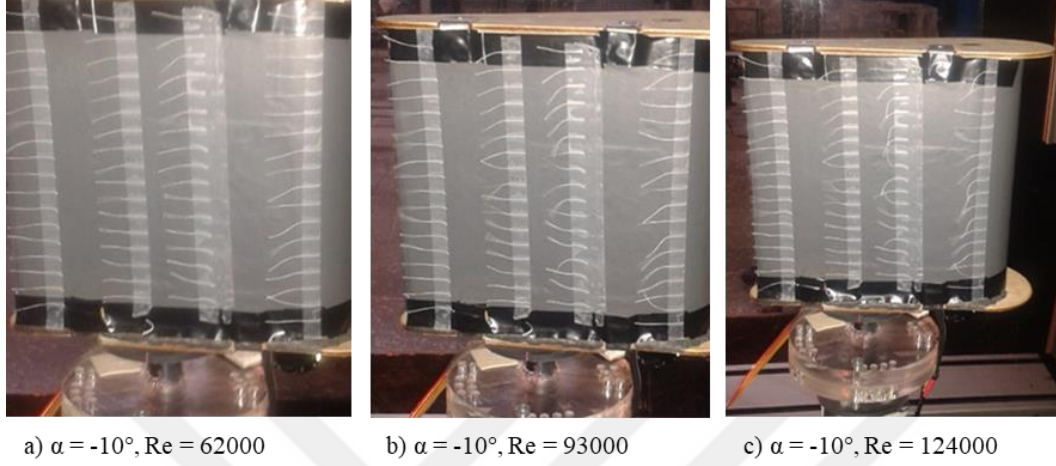


**Şekil 3.21 :** Fan-kanat üst yüzeyindeki akış ayrılması ve kontrolü süreci.

Şekil 3.21a ve Şekil 3.21b'de  $10^\circ$  ve  $20^\circ$  hücum açıları fan rotorun çalışmadığı durumda fan-kanat üst yüzeyinde firar kenarı ve önündeki orta bölge üzerine şeffaf bantla yapıştırılmış iplikler incelendiğinde firar kenarı bölgesinde daha belirgin olmak üzere ipliklerin akış ayrılmasını gösteren bir biçim aldığı görülmektedir. Şekil 3.21c'de gösterilen durumda ise fan rotorun çalışması ile akış ayrılması kontrol altına alınmış olup buna bağlı olarak iplikler akış doğrultusunda düzgün bir biçim almışlardır.

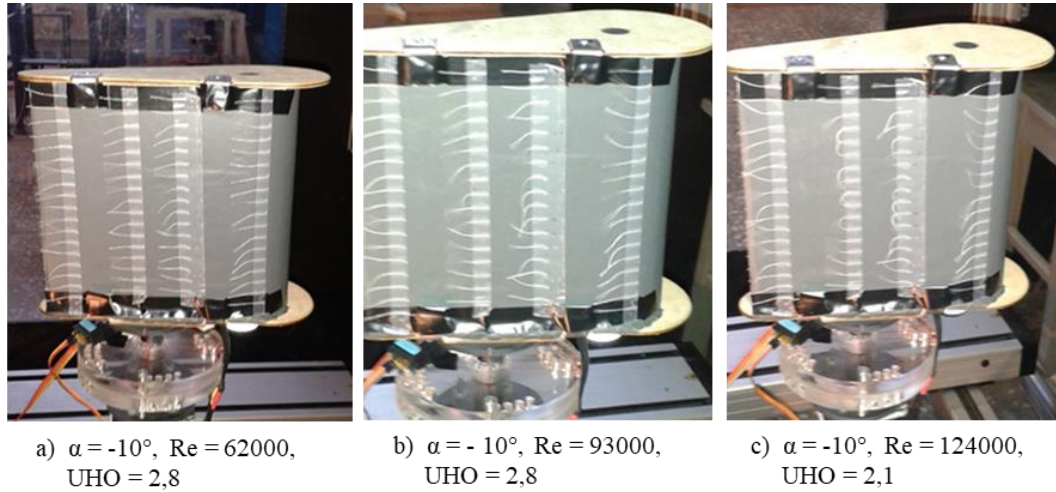
Sonraki aşamada  $-10^\circ$  negatif hücum açısında modelin alt yüzeyinde akış ayrılması Şekil 3.22'de incelenmiştir. Şekil 3.22a'da gösterildiği gibi fan rotor çalışmıyor iken

bu hücum açısı için alt yüzeyde üst yüzeyden farklı olarak daha düşük Re değerlerinde kuvvetli bir akış ayrılması etkisi görülmektedir. Şekil 3.22b ve 3.22c’de gösterildiği gibi artan Re değeri ile birlikte bu etki giderek güçlenmektedir. Yine üst yüzeyden farklı olarak akış ayrılması hücum kenarına yakın bölgelerde daha belirgindir.



**Şekil 3.22 :** Negatif hücum açısında fan rotor çalışmıyor iken Reynolds sayısındaki artışın alt yüzeydeki akış ayrılmasına etkisi.

Fan rotor çalıştığında ve UHO değeri arttığında Şekil 3.23’de gösterildiği gibi negatif hücum açısında alt yüzeydeki akış ayrılmasını azaltıcı bir etki gözlemlenmemiş olup, akış ayrılmasının firar kenarı bölgesini de kapsadığı saptanmıştır.



**Şekil 3.23 :** Negatif hücum açısında ve değişik Reynolds sayılarında UHO parametresinin alt yüzeydeki akış ayrılmasına etkisi.

### 3.4 Sayısal İnceleme Sonuçları ve Deney Sonuçları ile Karşılaştırma

HAD analizi çalışması 2-B sıkıştırılamaz akış kabulüyle önce daimi akış yaklaşımı kullanılarak yapılmıştır. Daha sonra ise aynı akış ve çalışma koşullarında daimi

olmayan akış yaklaşımı için HAD analizi çalışması tekrarlanmış ve daimi akış çözümleri ile aralarındaki farklılıklar değerlendirilmiştir. Bunun yanı sıra her iki farklı yaklaşımla elde edilen sonuçlar deneylerde elde edilen sonuçlarla da karşılaştırılmıştır.

### 3.4.1 Daimi akış yaklaşımı için sonuçlar

Daimi akışta HAD analizi iki aşama olarak önce fan rotorun çalışmadığı (veya dönmediği) durum için, daha sonra fan rotorun çalıştığı durumda “donmuş rotor” yaklaşımı ve *MRF* yöntemi kullanılarak fan rotorun belirli bir açısız konumu için yapılmıştır.  $0^\circ$  hücum açısında fan-kanat modeline etkiyen aerodinamik kuvvet katsayılarının yanı sıra fan rotora etkiyen döndürme momenti hesaplanmış ve fan-kanat modeli etrafındaki akış bölgesi incelenmiştir. Bunu takiben sırasıyla hücum açısı etkisi, giriş türbülans parametreleri ve türbülans modeli etkisi incelenmiştir. Son olarak fan rotorun açısız konumunun sonuçlara etkisi araştırılmıştır.

#### 3.4.1.1 Aerodinamik kuvvet katsayıları ve bileşenleri

Çizelge 3.2’de  $0^\circ$  hücum açısında ve fan rotor dönmüyor iken daimi akış yaklaşımı ile *RANS* modeli çözüldüğünde değişik Reynolds sayıları için hesaplanan sürükleme katsayıları daha önce Jones yöntemiyle elde edilen deney sonuçları ile kıyaslamalı olarak gösterilmiştir. HAD analizi sonuçları ile deney sonuçları ortalama değerleri arasındaki en büyük fark % 2’nin altında olup deney sonuçlarındaki aynı eğilim gibi Reynolds sayısı artışı ile sürükleme katsayısında azalma görülmektedir.

**Çizelge 3.2 :**  $\alpha = 0^\circ$  için sürükleme katsayısının Reynolds sayısı ile değişimi.

| Reynolds sayısı | $C_d$ (Deney)   | $C_d$ (HAD) | Fark (Ort.) |
|-----------------|-----------------|-------------|-------------|
| 62000           | 0,210 +/- 0,003 | 0,2097      | % 0,2       |
| 93000           | 0,201 +/- 0,011 | 0,1972      | % 1,9       |
| 124000          | 0,188 +/- 0,003 | 0,1893      | % 0,7       |

Fan-kanat üzerine etkiyen sürükleme katsayısını oluşturan bileşenler  $V = 7,5$  m/s serbest akış hızı koşulunda ( $Re = 93000$ ) HAD analizi ile incelenmiş ve sonuçlar Çizelge 3.3’de gösterilmiştir.

**Çizelge 3.3 :**  $Re = 93000$  için sürükleme katsayısı bileşenleri.

| Bileşen             | Sürükleme Katsayısı | Katkı Oranı |
|---------------------|---------------------|-------------|
| Kanat profili       | 0,1011              | % 51        |
| Rotor (kanatçıklar) | 0,0961              | % 49        |
| Fan-Kanat (Toplam)  | 0,1972              | % 100       |

Fan rotorun dönmediği durum için incelenen diğer akış koşullarında da Çizelge 3.3 'de verilen sonuçlar gibi modele etkiyen toplam sürüklenme katsayısı kanat profili ve fan rotor arasında yaklaşık eşit oranda paylaşılmaktadır.

Fan rotorun döndüğü durumda ise HAD analizi deney matrisindeki akış ve çalışma koşulları ile paralellik sağlanacak şekilde yapılmıştır. Daimi akış veya donmuş rotor kabulüyle  $0^\circ$  hücum açısı için  $UHO = 1,4$  ve değişik Reynolds sayıları için hesaplanan itki katsayıları daha önce Jones yöntemiyle elde edilen deney sonuçları ile kıyaslamalı olarak Çizelge 3.4'de verilmiştir. Buna göre  $UHO = 1,4$  için HAD analizi sonuçları ile deney sonuçları ortalama değerleri arasındaki en büyük fark % 12'nin altındadır.

**Çizelge 3.4 :**  $\alpha = 0^\circ$  ve  $UHO = 1,4$  için itki katsayısının Reynolds sayısı ile değişimi.

| Reynolds sayısı | $C_t$ (Deney)    | $C_t$ (HAD) | Fark (Ort.) |
|-----------------|------------------|-------------|-------------|
| 62000           | -0,130 +/- 0,008 | -0,1289     | % 0,8       |
| 93000           | -0,138 +/- 0,006 | -0,1328     | % 3,8       |
| 124000          | -0,146 +/- 0,008 | -0,1287     | % 11,8      |

Fan-kanat üzerine etkiyen itki katsayısını oluşturan bileşenler  $UHO = 1,4$  ve  $Re = 93000$  koşullarında HAD analizi ile incelenmiş ve sonuçlar Çizelge 3.5'de verilmiştir.

**Çizelge 3.5 :**  $UHO = 1,4$  ve  $Re = 93000$  için itki katsayısı bileşenleri.

| Bileşen             | İtki Katsayısı | Katkı Oranı |
|---------------------|----------------|-------------|
| Kanat profili       | -0,0679        | % 51        |
| Rotor (kanatçıklar) | -0,0649        | % 49        |
| Fan-Kanat (Toplam)  | -0,1328        | % 100       |

$UHO = 1,4$  için incelenen diğer akış koşullarında da modele etkiyen toplam itki katsayısı kanat profili ve fan rotor arasında birbirine yakın oranlarda paylaşılmakta, düşük Reynolds sayılarında fan rotorun katkısı daha fazla iken  $Re$  değerindeki artış bunu azaltmaktadır.

Daimi akış için HAD analizinde  $UHO = 2,1$  için hesaplanan itki katsayılarının deney sonuçlarından çok farklı sayısal değerlere sahip olduğu görülmüş,  $UHO = 2,8$  için ayrıca yakınsama sorunları ile karşılaşılmış, yakınsama sağlanan durumlarda da deney sonuçlarından çok farklı sayısal değerler elde edilmiştir.  $UHO = 2,1$  ve  $UHO = 2,8$  için hesaplanan itki katsayıları daimi olmayan akış için hesaplanan değerler ve deney sonuçları ile kıyaslamalı olarak daimi olmayan akış incelemesi bölümünde verilmiştir.

Yukarıda yüksek UHO değerleri için belirtilen sonuçlar ilgili literatürdeki bir çalışmada gözlemlenen UHO değeri büyüdükçe güçlenen daimi olmayan akış etkisi ile açıklanabilir (Saraçoğlu ve Paniagua, 2015). Bu durumda  $UHO = 2,1$  ve  $2,8$  koşulları için HAD analizinde daimi akış veya donmuş rotor yaklaşımı ile RANS modelinin çözümü yetersiz kalmaktadır.

Deney matrisindeki akış ve çalışma şartlarından  $UHO = 1,4$  ve farklı Reynolds sayıları için HAD analizi ile elde edilen taşıma katsayısı Çizelge 3.6'da daha önce kuvvet-denge mekanizmasındaki ölçümlerle elde edilen deney sonuçları ile kıyaslamalı olarak gösterilmiştir.

**Çizelge 3.6 :**  $\alpha = 0^\circ$  ve  $UHO = 1,4$  için taşıma katsayısının Reynolds sayısı ile değişimi.

| Reynolds sayısı | $C_L$ (Deney)   | $C_l$ (HAD) |
|-----------------|-----------------|-------------|
| 62000           | 0,617 +/- 0,032 | 1,3693      |
| 93000           | 0,447 +/- 0,018 | 1,5042      |
| 124000          | 0,399 +/- 0,016 | 1,5645      |

Çizelge 3.6'da daimi akış için hesaplanan taşıma katsayıları değerlerinde deney sonuçları ortalama değerlerinden büyük farklılık görülmektedir. Bunun yanı sıra Reynolds sayısının artışı deney sonuçlarından farklı bir eğilim göstererek taşıma katsayısında artışa yol açmaktadır.

Fan-kanat üzerine etkiyen taşıma katsayısını oluşturan bileşenler  $UHO = 1,4$  ve  $Re = 93000$  koşullarında HAD analizi ile incelenmiş ve sonuçlar Çizelge 3.7'de gösterilmiştir.

**Çizelge 3.7 :**  $UHO = 1,4$  ve  $Re = 93000$  için taşıma katsayısı bileşenleri

| Bileşen             | Taşıma Katsayısı | Katkı Oranı |
|---------------------|------------------|-------------|
| Kanat profili       | 1,0301           | % 68        |
| Rotor (kanatçıklar) | 0,4741           | % 32        |
| Fan-Kanat (Toplam)  | 1,5042           | % 100       |

$UHO = 1,4$  için incelenen diğer akış koşullarında da modele etkiyen taşıma katsayısı yaklaşık 2/3 oranında kanat profili tarafından geri kalanı ise fan rotor tarafından oluşturulmuştur.

Fan rotor dönerken daimi akış için HAD analizinde  $UHO = 2,1$  için hesaplanan taşıma katsayılarının deney sonuçlarından çok farklı sayısal değerlere sahip olduğu görülmüş,

UHO = 2,8 için ayrıca yakınsama sorunları ile karşılaşmış, yakınsama sağlanan durumlarda da deney sonuçlarından çok farklı sayısal değerler elde edilmiştir. UHO = 2,1 ve UHO = 2,8 için hesaplanan taşıma katsayıları daimi olmayan akış için hesaplanan değerler ve deney sonuçları ile kıyaslamalı olarak daimi olmayan akış incelemesi bölümünde verilmiştir.

Daimi akış için hesaplanan taşıma katsayıları ile deneysel sonuçların arasındaki farklılıkların bir kısmının kuvvet-denge mekanizmasındaki ölçümler 3-B model üzerinde yapılırken HAD analizinin 2-B akış yaklaşımı ile yapılmasından, diğer bir kısmının ise HAD analizinde akışın fiziğinin modellenmesinde daimi akış yaklaşımından ve kullanılan türbülans modelinden kaynaklanabileceği değerlendirilmiştir. Bu etkenlere fan-kanat deney modeli geometrisinin tüm detaylarının HAD analizine tam yansıtılamamış olması da eklenebilir. Öte yandan kuvvet-denge mekanizmasında ölçülen taşıma kuvvetlerinin küçük değerlerde olması nedeni ile ölçüm hassasiyetinden kaynaklanabilecek etkiler de göz önünde bulundurulmalıdır.

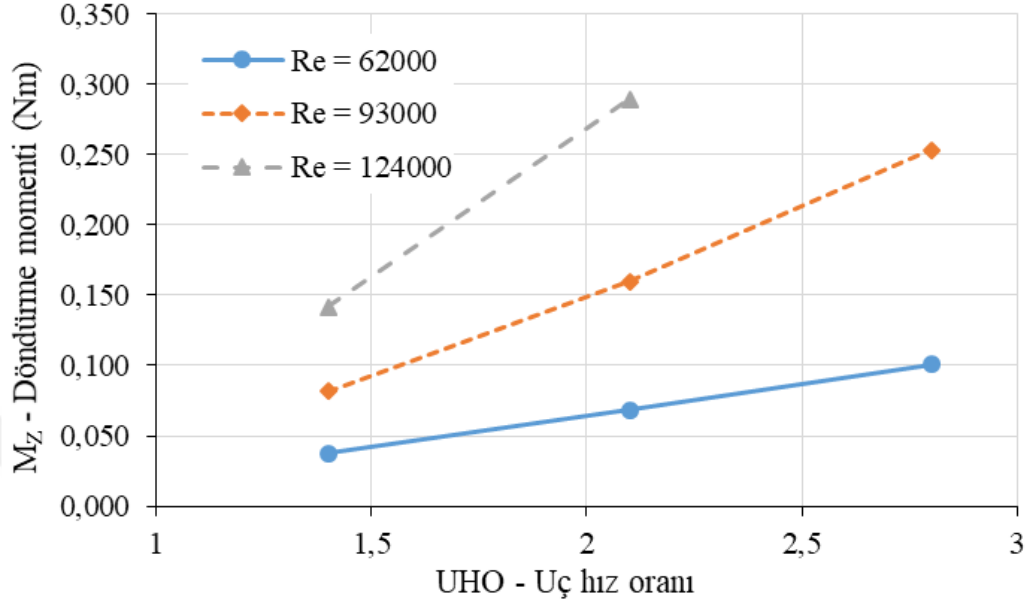
Fan rotor döndürme momenti katsayısının UHO ve Re parametrelerine göre değişimi ile ilgili sonuçlar bu bölümde ayrıca verilmemiş, sonraki bölümde fan rotor döndürme momenti ve şaft gücü değerleri ile ilgili incelemelerin kapsamı içerisinde değerlendirilmiştir.

#### **3.4.1.2 Fan rotor döndürme momenti ve şaft gücü**

Fan rotor dönerken 2-B akış için HAD analizinde fan rotora etkiyen döndürme momenti ( $M_z$ ) fan rotor merkezinden geçen dönme eksenine göre birim rotor uzunluğu (1m) için hesaplanmıştır. Deney matrisindeki parametreler göz önüne alınarak değişik akış ve çalışma koşulları için Nm (Newton-metre) olarak hesaplanan döndürme momenti değerleri  $0^\circ$  hücum açısı için Şekil 3.24’de verilmiştir. UHO = 2,8 ve Re = 124000 için HAD analizinde yakınsama sağlanamadığından bu koşullar için Şekil 3.24’deki grafikte herhangi bir değer gösterilememiştir. Şekil 3.24’deki sonuçlara göre gerek Re, gerekse de UHO değerlerindeki artış fan rotora etkiyen döndürme momentinde önemli artışlara yol açmaktadır.

HAD analizi ile hesaplanan 2-B akış için fan rotor döndürme momenti değerleri, fan rotorun dönme hızı ve fan rotorun uzunluğu Yöntem bölümünde denklem 2.22 ile açıklandığı gibi kullanılarak fan rotor şaft gücü ( $P_{\text{şaft}}$ ) hesaplanmış ve deneyler

esnasında dijital vat-ölçer cihazında gözlemlenen fan rotorun çektiği güç ile kıyaslanmıştır. Hesaplanan şaft gücü ile fan rotorun çektiği güç kıyaslaması vat (watt – w) cinsinden değerlerle Çizelge 3.8’de verilmiştir.



**Şekil 3.24 :** Fan rotor döndürme momentinin UHO ve Re parametreleri ile değişimi.

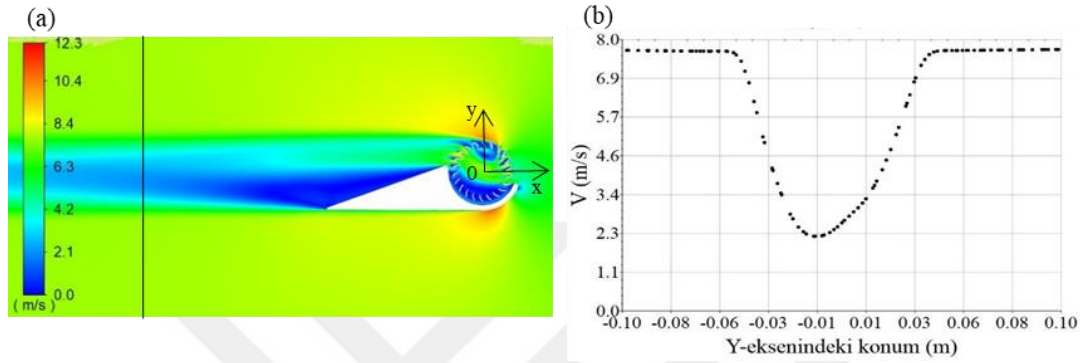
Çizelge 3.8’de değişik akış ve çalışma koşulları için sonuçlar incelendiğinde HAD analizi ile hesaplanan fan rotor şaft gücü, deneysel ölçüm ile elde edilen çekilen güç değeri ile benzer eğilimlere sahiptir. Ancak olayın fiziki açısından hesaplanan fan rotor şaft gücünün çeşitli verim kayıpları nedeniyle deneyde gözlemlenen çekilen güçten küçük olması gerekir. Çizelge 3.8 incelendiğinde bu şart sıfır derece hücum açısında sadece UHO = 1,4 değerinde değişik Re değerleri için sağlanmakta, ancak UHO = 2,1 ve UHO = 2,8 değerleri için sağlanamamaktadır. Bu ise daimi akış yaklaşımında yüksek UHO değerleri için hesaplanan fan rotor döndürme momenti değerlerinin güvenilir olmadığını anlamına gelmekte, yüksek UHO değerleri için hesaplanan sürüklenme ve itki katsayılarının deney sonuçlarından çok farklı değerlere sahip olması durumu ile de paralellik göstermektedir.

**Çizelge 3.8 :** Değişik akış ve çalışma koşulları için hesaplanan fan rotor şaft gücü ile çekilen güç kıyaslaması.

|                  | Re = 6,2x10 <sup>4</sup> |       | Re = 9,3x10 <sup>4</sup> |       | Re = 1,24x10 <sup>5</sup> |       |
|------------------|--------------------------|-------|--------------------------|-------|---------------------------|-------|
|                  | HAD                      | Deney | HAD                      | Deney | HAD                       | Deney |
| <b>UHO = 1,4</b> | 1,6w                     | 2,4w  | 5,2w                     | 5,8w  | 12,1w                     | 13,5w |
| <b>UHO = 2,1</b> | 4,4w                     | 2,5w  | 15,2w                    | 8,5w  | 36,8w                     | 19w   |
| <b>UHO = 2,8</b> | 8,6w                     | 5w    | 32,2w                    | 19w   | -                         | 44w   |

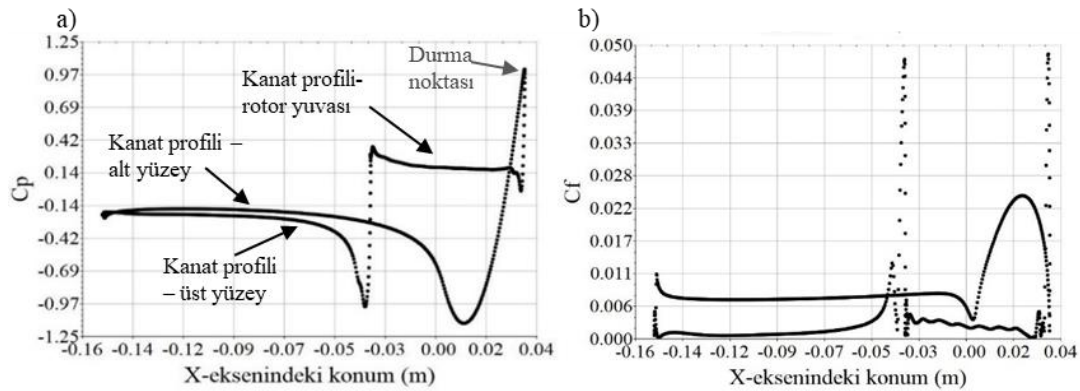
### 3.4.1.3 Fan-kanat çevresindeki akış bölgesi özellikleri

Hücum açısı  $0^\circ$  olduğunda ve fan rotorun çalışmadığı durumda  $Re = 93000$  için fan-kanat çevresindeki akış yapısı Şekil 3.25’de hız konturları ve iz bölgesinde fan-kanat firar kenarına bir veter uzunluğu mesafedeki hız profili ile gösterilmiştir. Modelin iz bölgesindeki hız profili sürüklenme kuvvetine neden olan momentum kaybını açıklamaktadır.



Şekil 3.25 :  $Re = 93000$  için (a) fan-kanat çevresindeki hız konturları (b) fan-kanat iz bölgesindeki hız profili.

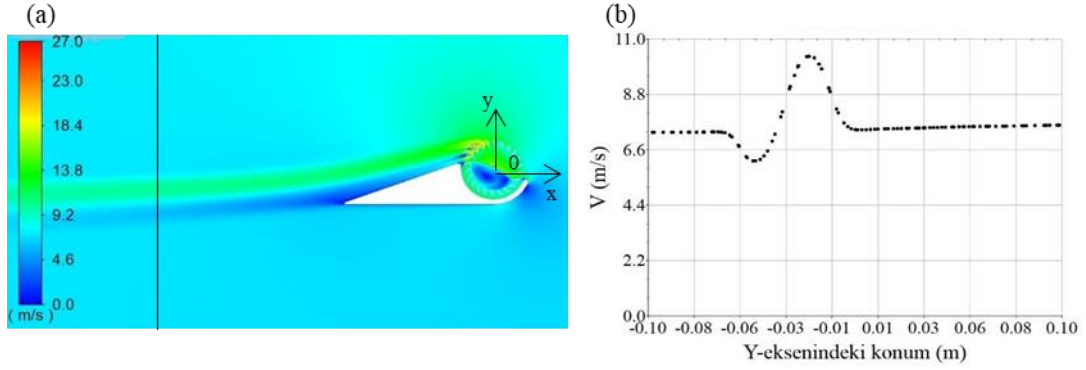
Aynı koşullarda basınç katsayısının ve sürtünme katsayısının kanat profili üzerindeki dağılımı ise Şekil 3.26’de gösterilmiştir. Kanat profilindeki rotor yuvası yüzeyindeki basınç dağılımının taşıma kuvvetine negatif etkisi olduğu anlaşılmaktadır.



Şekil 3.26 :  $Re = 93000$  için kanat profilindeki dağılım a) basınç katsayısı ( $C_p$ ) b) sürtünme katsayısı ( $C_f$ ).

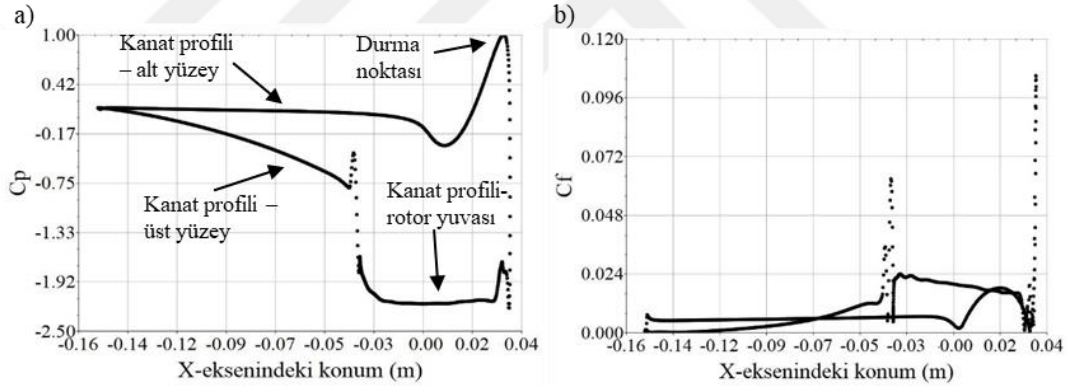
Hücum açısı  $0^\circ$  olduğunda ve fan rotorun döndüğü durumda  $UHO = 1,4$  ve  $Re = 93000$  akış ve çalışma koşulları için fan-kanat çevresindeki akış yapısı Şekil 3.27’de hız konturları ve iz bölgesinde fan-kanat firar kenarından bir veter uzunluğu mesafedeki hız profili ile gösterilmiştir. Belirtilen akış ve çalışma koşullarında Şekil 3.27a’da görüldüğü gibi rotor çıkışında kanat profili üst yüzeyine yaklaşık olarak paralel

konumunda bir jet akışı oluşmakta ve Şekil 3.27b’de görüldüğü gibi iz bölgesindeki momentum kaybını gidererek ve sürüklenme kuvveti etkisini yenerek net bir itki kuvvetine neden olmaktadır.



**Şekil 3.27 :**  $Re = 93000$  ve  $UHO = 1,4$  için (a) fan-kanat çevresindeki hız konturları (b) fan-kanat iz bölgesindeki hız profili.

Aynı koşullarda basınç katsayısının ve sürtünme katsayısının kanat profili üzerindeki dağılımı ise Şekil 3.28’de gösterilmiştir.



**Şekil 3.28 :**  $Re = 93000$  ve  $UHO = 1,4$  için kanat profilindeki dağılım a) basınç katsayısı ( $C_p$ ) b) sürtünme katsayısı ( $C_f$ ).

Şekil 3.28a ile Şekil 3.26a’daki  $C_p$  dağılımları karşılaştırıldığında fan rotorun çalışması veya dönmesi ile kanat profili üst yüzeyinde ve özellikle rotor yuvasında basınçta belirgin bir düşüş olduğu ve bunun net bir taşıma kuvveti oluşumuna katkı verdiği anlaşılmaktadır.

#### 3.4.1.4 Hücum açısı etkisi

Serbest akış hücum açısının aerodinamik kuvvetler üzerindeki etkisi daimi akış için fan dönüyor ve dönmüyor iken iki aşamada incelenmiş ve HAD analizi sonuçları elde edilen deney sonuçları ile de karşılaştırılmıştır.

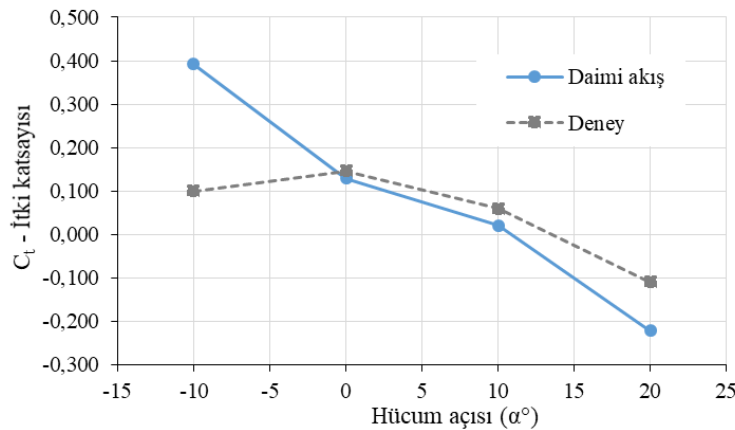
Fan rotor dönmüyor iken sürüklenme katsayısına hücum açısı etkisi farklı Reynolds sayıları için HAD analizi ile incelenmiş ve sonuçlar kuvvet-denge mekanizmasındaki doğrudan ölçümler ile elde edilen deneysel verilerin ortalama değerleri ile kıyaslamalı olarak Çizelge 3.9’da verilmiştir.

**Çizelge 3.9 :** Sürüklenme katsayısının hücum açısı ( $\alpha$ ) ile değişimi.

| Reynolds | $\alpha = -10^\circ$ |       | $\alpha = 0^\circ$ |       | $\alpha = 10^\circ$ |       | $\alpha = 20^\circ$ |       |
|----------|----------------------|-------|--------------------|-------|---------------------|-------|---------------------|-------|
| Sayısı   | HAD                  | Deney | HAD                | Deney | HAD                 | Deney | HAD                 | Deney |
| 62000    | 0,134                | 0,221 | 0,210              | 0,242 | 0,329               | 0,310 | 0,480               | 0,354 |
| 93000    | 0,126                | 0,211 | 0,197              | 0,234 | 0,307               | 0,286 | 0,480               | 0,335 |
| 124000   | 0,120                | 0,209 | 0,189              | 0,235 | 0,302               | 0,277 | 0,460               | 0,324 |

Çizelge 3.9’daki sonuçlara göre HAD analizi ile bulunan sürüklenme katsayısının Reynolds sayısı ve hücum açısı ile değişimi deney sonuçları ile aynı eğilimi göstermektedir, ancak HAD analizinde hücum açısının etkisiyle sürüklenme katsayısındaki değişim deneylerde gözlemlenene göre daha fazladır. Ayrıca hücum açısı arttıkça HAD analizi değerleri deneylerde elde edilen değerlerin üstüne çıkmaktadır. Farklılığın kaynakları olarak negatif ve düşük hücum açıları için deney sonuçlarında 3-B model üzerindeki ek sürüklenme etkisi, yüksek hücum açıları için ise fan-kanat üzerinde kuvvetli akış ayrılmasına bağlı olarak daimi akış yaklaşımının ve türbülans modelinin yetersiz kalması gösterilebilir.

Fan rotor dönüyor iken daimi akış yaklaşımı ile itki katsayısına hücum açısı etkisi  $Re = 124000$  ve  $UHO = 1,4$  akış ve çalışma koşulu için incelenmiş ve elde edilen sonuçlar Jones yöntemi ile elde edilen deneysel sonuçların ortalama değerleri ile kıyaslamalı olarak Şekil 3.29’da verilmiştir. Şekildeki grafikte net itki durumunu pozitif değerlerle göstermek için itki katsayıları -1 değeri ile çarpılmıştır.



**Şekil 3.29 :**  $Re = 124000$  ve  $UHO = 1,4$  için itki katsayısının hücum açısı ile değişimi.

Şekil 3.29 incelendiğinde hücum açısındaki artışın sürüklemeyi arttırarak net itki kuvvetini azalttığı ve yüksek hücum açısında net sürüklenme kuvvetinin ortaya çıktığı çıkarımı yapılabilir. Negatif hücum açısı için HAD analizi sonucunda farklı bir eğilim ve buna bağlı olarak sonuçlar arasında önemli bir farklılık gözlenmektedir. Hücum açısı artarken itki katsayısı için HAD analizi sonuçları deney sonuçları ile aynı eğilime sahip olmak ile birlikte yüksek hücum açısında sonuçlar arasında önemli bir farklılık görülmektedir. Sonuçlardaki farklılıkların temel nedenlerinin HAD analizindeki daimi akış yaklaşımı ve kullanılan türbülans modeli olabileceği değerlendirilmiştir, ayrıca giriş türbülans parametrelerinin etkisinin de incelenmesi gerekir.

#### 3.4.1.5 Giriş türbülans parametreleri etkisi

Daha önce yöntem bölümünde belirtildiği gibi HAD analizinde giriş sınır koşullarındaki türbülans parametre değerleri olarak türbülans yoğunluğu ( $TI$ ) için % 1 ve türbülans viskozite oranı ( $TVR$ ) için 5 değerleri belirlenmiştir. Bu parametrelerin sonuçlara etkisi daimi akış için fan rotor dönüyor ve dönmüyor iken iki aşamada incelenmiştir. İlk aşama  $Re = 93000$  için, ikinci aşama  $Re = 124000$  ve  $UHO = 1,4$  akış ve çalışma koşullarında gerçekleştirilmiştir. Her iki durumda da  $\alpha = -10^\circ, 0^\circ$  ve  $20^\circ$  hücum açıları seçilmiştir.  $TI$  parametresinin etkisi % 5 ve % 10 değerleri için,  $TVR$  parametresinin etkisi ise 1 ve 10 değerleri için araştırılmıştır.

Fan rotor dönmüyor iken  $Re = 93000$  akış koşulunda  $TVR = 5$  için giriş türbülans yoğunluğunun aerodinamik kuvvet katsayıları üzerindeki etkisi Çizelge 3.10'da gösterilmiştir.

**Çizelge 3.10 :**  $Re = 93000$  için aerodinamik kuvvet katsayılarının türbülans yoğunluğu ile değişimi.

| Türbülans<br>Yoğunluğu | $\alpha = -10^\circ$ |        | $\alpha = 0^\circ$ |       | $\alpha = 20^\circ$ |       |
|------------------------|----------------------|--------|--------------------|-------|---------------------|-------|
|                        | $C_d$                | $C_l$  | $C_d$              | $C_l$ | $C_d$               | $C_l$ |
| % 1                    | 0,126                | -0,517 | 0,197              | 0,053 | 0,480               | 0,542 |
| % 5                    | 0,126                | -0,518 | 0,197              | 0,054 | 0,480               | 0,542 |
| % 10                   | 0,125                | -0,520 | 0,197              | 0,053 | 0,480               | 0,542 |

Çizelge 3.10 incelendiğinde belirtilen akış koşulunda  $TI$  değerindeki artışın  $\alpha = -10^\circ$  için sürüklenme katsayısında önemsiz bir azalmaya, taşıma katsayısında ise önemsiz bir artışa yol açtığı diğer hücum açılarında ise belirgin bir etkisi olmadığı görülmektedir.

$Re = 93000$  akış koşulunda  $TI = \% 1$  için giriş türbülans viskozite oranının aerodinamik kuvvet katsayıları üzerindeki etkisi Çizelge 3.11'de gösterilmiştir.

**Çizelge 3.11 :**  $Re = 93000$  için aerodinamik kuvvet katsayılarının türbülans viskozite oranı ile değişimi.

| Türbülans<br>Viskozite Oranı | $\alpha = -10^\circ$ |        | $\alpha = 0^\circ$ |       | $\alpha = 20^\circ$ |       |
|------------------------------|----------------------|--------|--------------------|-------|---------------------|-------|
|                              | $C_d$                | $C_l$  | $C_d$              | $C_l$ | $C_d$               | $C_l$ |
| 1                            | 0,125                | -0,519 | 0,197              | 0,054 | 0,464               | 0,545 |
| 5                            | 0,126                | -0,517 | 0,197              | 0,053 | 0,480               | 0,542 |
| 10                           | 0,127                | -0,516 | 0,197              | 0,052 | 0,480               | 0,542 |

Çizelge 3.11 incelendiğinde belirtilen akış koşulunda  $TVR$  değerindeki artışın taşıma katsayısında önemsiz bir azalmaya, sürüklenme katsayısında ise  $\alpha = -10^\circ$  için önemsiz bir artışa yol açtığı, diğer hücum açılarında belirgin bir etkisi olmadığı görülmektedir.

Fan rotor dönüyor iken  $Re = 124000$  ve  $UHO = 1,4$  akış ve çalışma koşullarında  $TVR = 5$  için giriş türbülans yoğunluğunun aerodinamik kuvvet katsayıları üzerindeki etkisi Çizelge 3.12’de gösterilmiştir. Çizelge 3.12 incelendiğinde belirtilen akış ve çalışma koşullarında  $TI$  değerindeki artışın sadece  $\alpha = -10^\circ$  için itki ve taşıma katsayılarında önemsiz bir azalışa yol açtığı, diğer hücum açılarında belirgin bir etkisi olmadığı görülmektedir. Fan rotor döndürme momenti katsayısı için  $TI$  parametresinin herhangi bir etkisi gözükmemektedir.

**Çizelge 3.12 :**  $Re = 124000$ ,  $UHO = 1,4$  için aerodinamik kuvvet katsayılarının türbülans yoğunluğu ile değişimi.

| Türbülans<br>Yoğunluğu | $\alpha = -10^\circ$ |       |        | $\alpha = 0^\circ$ |       |        | $\alpha = 20^\circ$ |       |        |
|------------------------|----------------------|-------|--------|--------------------|-------|--------|---------------------|-------|--------|
|                        | $C_t$                | $C_l$ | $C_m$  | $C_t$              | $C_l$ | $C_m$  | $C_d$               | $C_l$ | $C_m$  |
| % 1                    | -0,392               | 0,718 | -0,115 | -0,129             | 1,565 | -0,069 | 0,221               | 0,502 | -0,033 |
| % 5                    | -0,391               | 0,716 | -0,115 | -0,129             | 1,564 | -0,069 | 0,221               | 0,502 | -0,033 |
| % 10                   | -0,390               | 0,715 | -0,115 | -0,129             | 1,564 | -0,069 | 0,221               | 0,502 | -0,033 |

$Re = 124000$  ve  $UHO = 1,4$  akış ve çalışma koşullarında  $TI = \% 1$  için giriş türbülans viskozite oranının aerodinamik katsayılar üzerindeki etkisi Çizelge 3.13’de gösterilmiştir.

**Çizelge 3.13 :**  $Re = 124000$ ,  $UHO = 1,4$  için aerodinamik katsayıların türbülans viskozite oranı ile değişimi.

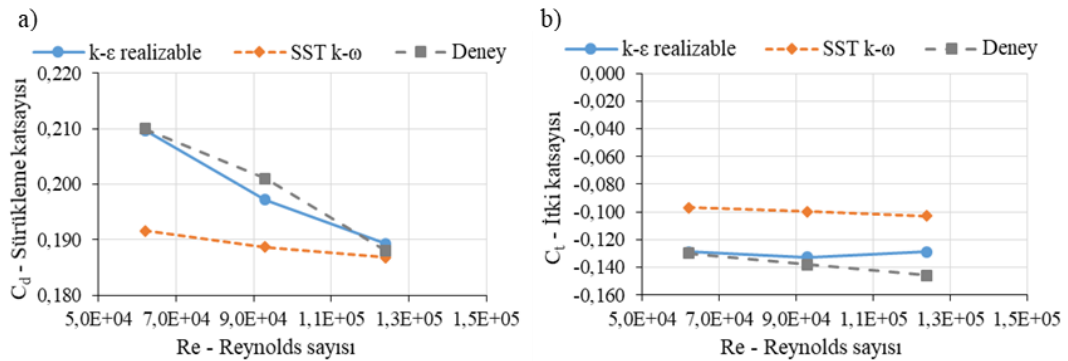
| Türbülans<br>Viskozite Oranı | $\alpha = -10^\circ$ |       |        | $\alpha = 0^\circ$ |       |        | $\alpha = 20^\circ$ |       |        |
|------------------------------|----------------------|-------|--------|--------------------|-------|--------|---------------------|-------|--------|
|                              | $C_t$                | $C_l$ | $C_m$  | $C_t$              | $C_l$ | $C_m$  | $C_d$               | $C_l$ | $C_m$  |
| 1                            | -0,391               | 0,715 | -0,115 | -0,129             | 1,564 | -0,069 | 0,221               | 0,502 | -0,033 |
| 5                            | -0,392               | 0,718 | -0,115 | -0,129             | 1,565 | -0,069 | 0,221               | 0,502 | -0,033 |
| 10                           | -0,393               | 0,719 | -0,115 | -0,129             | 1,565 | -0,069 | 0,221               | 0,503 | -0,033 |

Çizelge 3.13 incelendiğinde belirtilen akış koşullarında  $TVR$  değerindeki artışın taşıma katsayısında önemsiz bir artışa, itki katsayısında ise sadece  $\alpha = -10^\circ$  için önemsiz bir artışa yol açtığı görülmektedir. Fan rotor döndürme momenti katsayısı için  $TVR$  parametresinin herhangi bir etkisi gözükmemektedir.

### 3.4.1.6 Türbülans modeli etkisi

HAD analizinde kullanılan türbülans modelinin hesaplanan aerodinamik kuvvet katsayıları üzerindeki etkisi daimi akış için fan rotor dönüyor ve dönmüyor iken iki aşamada incelenmiştir. Şekil 3.30a'da  $0^\circ$  hücum açısında fan rotor dönmüyor iken daimi akış için SST  $k-\omega$  türbülans modeli kullanıldığında değişik Re değerleri için hesaplanan sürüklenme katsayıları daha önce  $k-\epsilon$  *realizable* modeli kullanılarak hesaplanan değerler ve Jones yöntemiyle elde edilen deney sonuçları ortalama değerleriyle kıyaslamalı olarak gösterilmiştir. Buna göre  $Re = 62000$  ve  $Re = 93000$  için  $k-\epsilon$  *realizable* türbülans modeli kullanımı SST  $k-\omega$  türbülans modeline göre deney sonuçlarına daha yakın bir sonuç vermiştir. Her iki türbülans modeli için sürüklenme katsayısının Re parametresi ile değişim eğilimi aynı olup deney sonuçları ile uyumludur.

Fan rotorun döndüğü durumda ise HAD analizi,  $0^\circ$  hücum açısı için deney matrisindeki akış ve çalışma koşulları ile paralellik sağlayacak şekilde yapılmıştır. UHO = 1,4 ve değişik Re değerleri için hesaplanan itki katsayıları daha önce  $k-\epsilon$  *realizable* modeli kullanılarak hesaplanan değerler ve Jones yöntemiyle elde edilen deney sonuçları ortalama değerleriyle kıyaslamalı olarak Şekil 3.30b'de verilmiştir. Bu sonuçlara göre SST  $k-\omega$  türbülans modeli kullanılarak elde edilen sonuçlar Re değerindeki artış için deney sonuçları ile aynı eğilimi göstermesine karşın, itki katsayısı değerlerindeki deney sonuçları ile % 30 civarındaki farklılık  $k-\epsilon$  *realizable* modeli kullanılarak elde edilen sonuçlardakilerden daha fazladır.

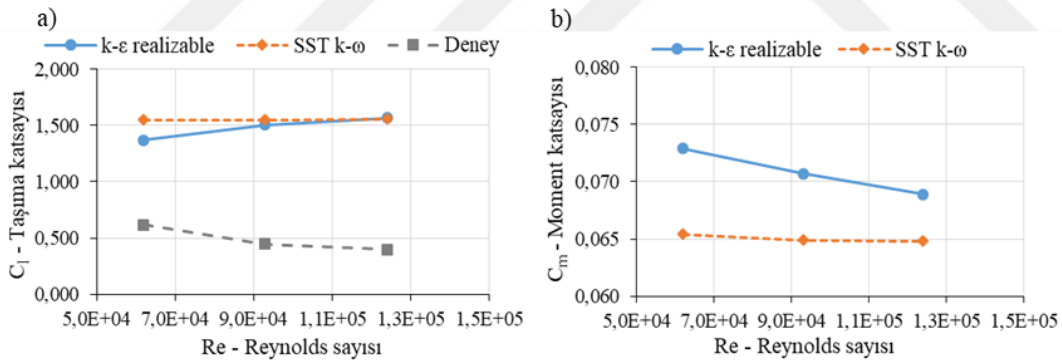


**Şekil 3.30 :** Aerodinamik katsayıların türbülans modeline etkisi a) sürüklenme katsayısı b) itme katsayısı (UHO = 1,4).

Benzer yaklaşımla UHO = 1,4 ve değişik Re değerleri için hesaplanan taşıma katsayıları Şekil 3.31a'da daha önce  $k-\epsilon$  *realizable* modeli kullanılarak hesaplanan değerler ve kuvvet-denge mekanizmasındaki ölçümlerle elde edilen deney sonuçları

ortalama değerleri ile kıyaslamalı olarak gösterilmiştir. Bu sonuçlara göre *SST k- $\omega$*  türbülans modeli kullanılarak elde edilen taşıma katsayısı üzerindeki *Re* parametresi etkisi deney ve diğer türbülans modeli ile elde edilenlere göre daha az olup taşıma katsayıları değerleri diğer türbülans modelindeki gibi deney sonuçlarından oldukça farklıdır.

Fan rotor döndürme moment katsayısına türbülans modeli etkisi  $UHO = 1,4$  ve değişik *Re* değerleri için incelenmiş, Şekil 3.31b’de daha önce *k- $\epsilon$  realizable* modeli kullanılarak hesaplanan değerler ile kıyaslamalı olarak gösterilmiştir. Buna göre *SST k- $\omega$*  modeli kullanılarak hesaplanan fan rotor döndürme moment katsayıları, *k- $\epsilon$  realizable* modeli ile hesaplanana göre % 5-10 arası daha düşük değerlere sahiptir ve *Re* parametresi ile değişim açısından diğer modeldeki ile aynı eğilime sahip olmakla birlikte *Re* değerindeki değişimden daha az etkilenmektedir. Dolayısı ile *SST k- $\omega$*  modeli kullanılarak hesaplanan fan rotor döndürme momenti ve şaft gücü değerleri de daha düşük olup  $UHO = 1,4$  için önceki bölümlerde bahsedilen hesaplanan fan rotor şaft gücünün deneyde gözlemlenen çekilen güçten küçük olması koşulunu da sağlamaktadır.

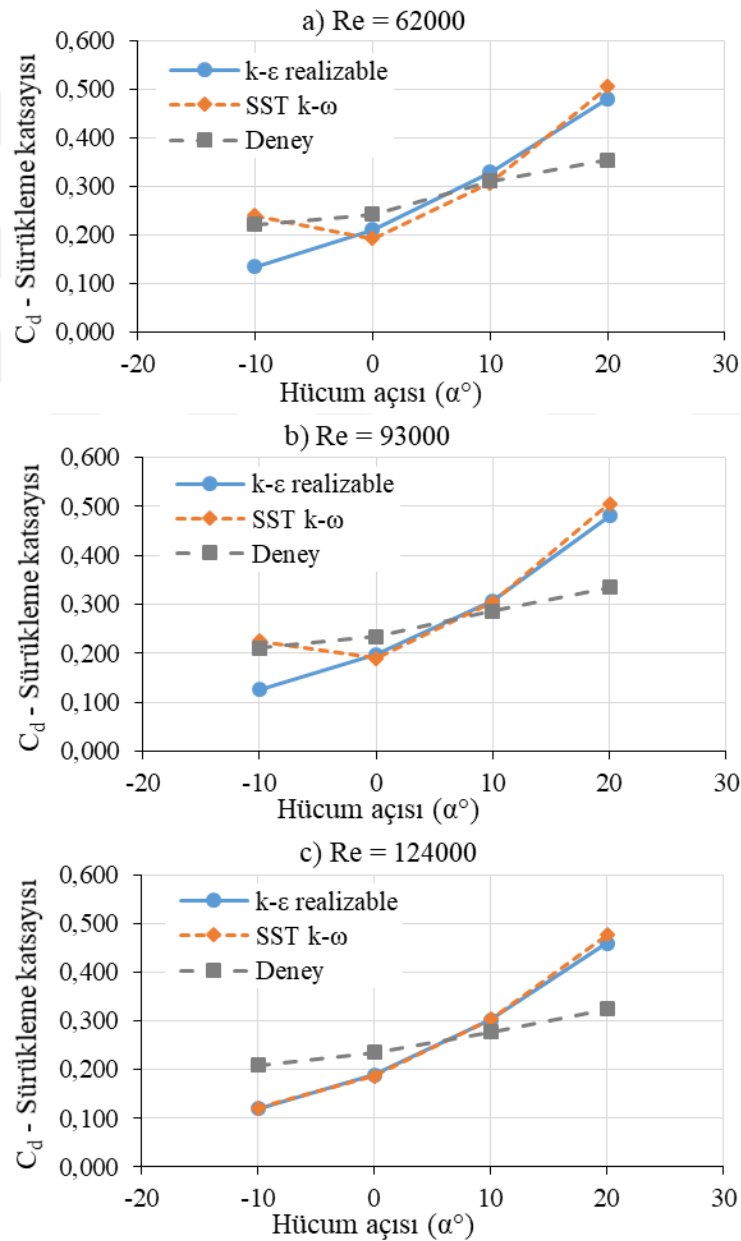


**Şekil 3.31 :**  $UHO = 1,4$  için aerodinamik katsayıların türbülans modeli etkisi  
a) taşıma katsayısı b) fan rotor döndürme momenti katsayısı.

Serbest akışa hücum açısı verildiğinde türbülans modelinin sürüklenme katsayısına etkisi de incelenmiş, farklı Reynolds sayıları için daimi akış yaklaşımı ile hesaplanan sürüklenme katsayıları ( $C_d$ ) kuvvet-denge mekanizmasındaki ölçümlerle elde edilen ortalama değerlerle ( $C_D$ ) kıyaslamalı olarak Şekil 3.32’de gösterilmiştir.

Şekil 3.32a ve Şekil 3.32b’deki grafikler incelendiğinde  $Re = 62000$  ve  $Re = 93000$  için hücum açısının pozitif ve negatif  $10^\circ$  değerlerinde *SST k- $\omega$*  modeli *k- $\epsilon$  realizable* modeline göre deneye daha yakın sonuçlar vermiştir. Hücum açısı ile değişim incelendiğinde ise negatif hücum açısı için *SST k- $\omega$*  modeli, deney sonuçlarından ve

$k-\varepsilon$  *realizable* modelinden daha farklı bir eğilime sahiptir. Şekil 3.32c’de  $Re = 124000$  için grafik incelendiğinde ise her iki türbülans modeli için farklı hücum açılarında birbirlerine çok yakın değerler ve deney sonuçlarındaki değişim eğilimi ile uyumlu bir sonuç elde edilmiştir. İncelenen hücum açılarında her iki türbülans modeli için de  $Re$  değerindeki artışın etkisi sürüklenme katsayısını önemsiz derecede azaltma şeklindedir ve genel olarak deney sonuçlarındaki eğilim ile uyumludur. Şekil 3.32’deki sonuçlar değerlendirilirken kıyaslama için kullanılan deney sonuçlarındaki sürüklenme katsayısının 3-B model üzerine etkileyen ve daha önce açıklanan ek sürüklenme kuvveti etkisini de kapsadığının dikkate alınması gerekir.

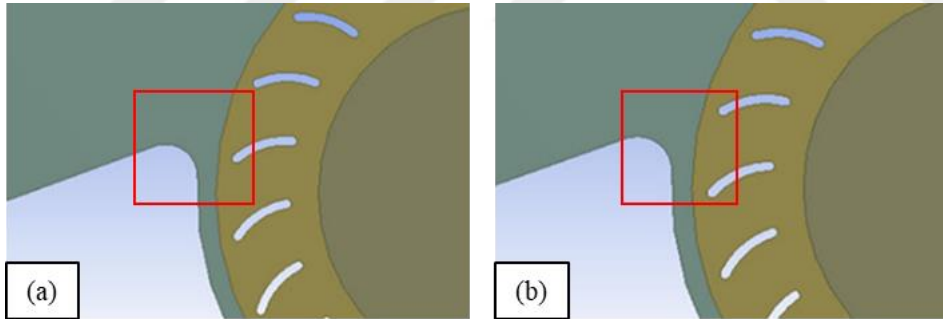


**Şekil 3.32 :** Farklı Reynolds sayılarında sürüklenme katsayısının hücum açısı ile değişimine türbülans modeli etkisi.

Fan rotor dönerken  $UHO = 1,4$  ve  $Re = 124000$  koşullarında itki katsayısının hücum açısı etkisi ile değişimine türbülans modeli etkisi Şekil 3.31'deki grafikte  $k-\varepsilon$  *realizable* modeli kullanılarak elde edilen sonuçlar referans alınarak incelendiğinde,  $SST k-\omega$  modeli kullanılan HAD analizinde yakınsama sağlanabilen  $\alpha = -10^\circ$  değerinde itki katsayısı için hesaplanan  $-0,300$  değerinin  $k-\varepsilon$  *realizable* modeli ile elde edilen değere (yaklaşık  $-0,400$ ) göre oldukça farklı olduğu ve deney sonucuna daha yakın olduğu saptanmıştır. İncelenen diğer hücum açıları olan  $\alpha = 10^\circ$  ve  $\alpha = 20^\circ$  için  $SST k-\omega$  modeli kullanılan HAD analizinde yakınsama sağlanamadığından bu model ile elde edilen değerler diğer model ile kıyaslamalı olarak grafikte gösterilememiştir.

### 3.4.1.7 Fan rotor açısıl konumunun etkisi

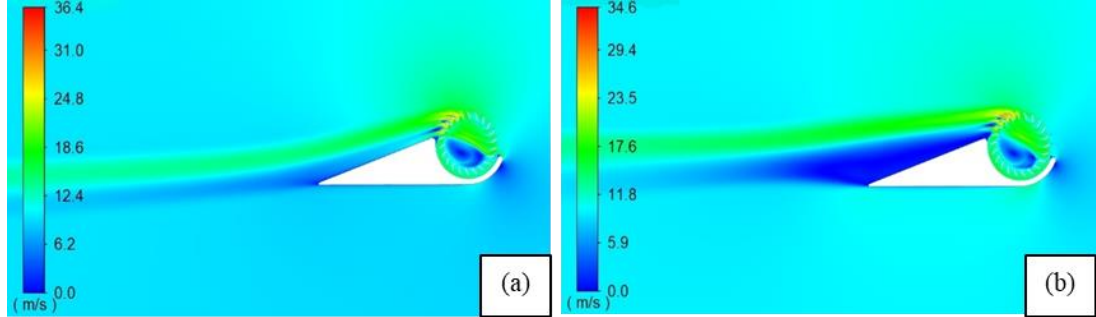
Bu bölümde fan rotorun dönüşü daimi akış veya donmuş rotor yaklaşımı ile *MRF* yöntemi kullanılarak modellendiğinde fan rotor açısıl konumunun itki, taşıma ve fan rotor döndürme momenti katsayılarına ve fan-kanat modeli çevresindeki akışa etkisi incelenmiştir. Bu amaçla Şekil 3.33a'da gösterilen fan rotorun orijinal açısıl konumu, Şekil 3.33b'de gösterildiği gibi fan rotor dönüş yönünde iki kanatçık arasındaki çevresel açının yarısı olan  $8,2^\circ$  döndürülerek farklı bir konuma getirilmiştir.



**Şekil 3.33 :** Fan rotorun açısıl konumu (a) orijinal konum (b)  $8,2^\circ$  döndürülmüş.

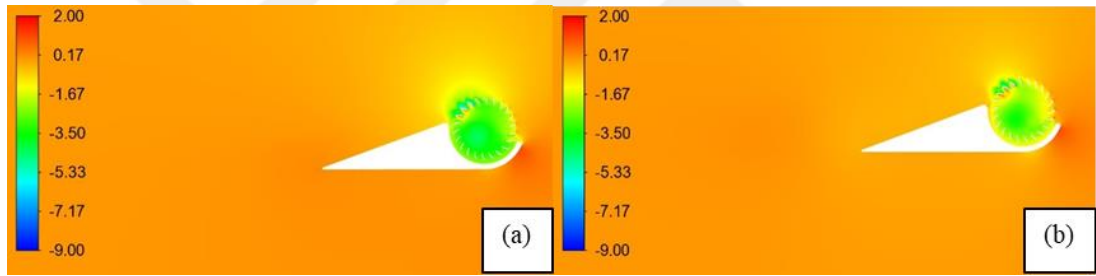
Şekil 3.34'de sıfır derece hücum açısında  $UHO = 1,4$  ve  $Re = 124000$  çalışma ve akış koşullarında orijinal ve  $8,2^\circ$  döndürülmüş fan rotor konumları için fan-kanat modeli çevresindeki hız konturları kıyaslanmıştır. Şekil 3.34'de görüldüğü gibi fan rotorun orijinal konumundan  $8,2^\circ$  derece döndürülmesi sonucunda fan rotorun oluşturduğu jetin açısı değişmekte ve fan kanat üst yüzeyinden uzaklaşmaktadır. Bu durum ise fan-kanada etkiyen itki ve sürüklenme kuvvetlerinde üzerinde de etkiye sahip olmaktadır. Orijinal konumda  $0,129$  olarak hesaplanan itki katsayısı, döndürülmüş fan rotor konumunda  $0,138$  olarak hesaplanmıştır (% 7 artış). Orijinal konumda  $1,565$  olarak hesaplanan taşıma katsayısı ise döndürülmüş fan rotor konumunda  $0,833$  olarak

hesaplanmıştır (% 47 daha az). Buna ek olarak itki ve taşıma katsayılarının kanat profili ve fan rotor arasındaki dağılımlarında da önemli değişiklikler olmuştur. Fan rotor döndürme momentindeki değişim daha az olup % 4 civarında kalmıştır.



**Şekil 3.34 :**  $UHO = 1,4$  ve  $Re = 124000$  için fan- kanat modeli çevresindeki hız konturları (a) fan rotor orijinal konumda (b) fan rotor  $8,2^\circ$  döndürülmüş.

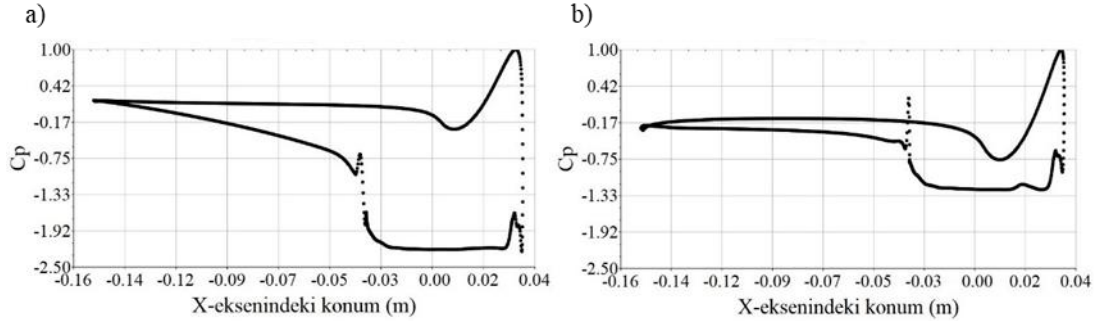
Şekil 3.35’de aynı çalışma ve akış koşullarında orijinal ve  $8,2^\circ$  döndürülmüş fan rotor konumları için fan-kanat çevresindeki basınç katsayısı ( $C_p$ ) konturları kıyaslanmıştır.



**Şekil 3.35 :**  $UHO = 1,4$  ve  $Re = 124000$  için fan- kanat çevresindeki basınç katsayısı ( $C_p$ ) konturları (a) fan rotor orijinal konumda (b) fan rotor  $8,2^\circ$  döndürülmüş.

Şekil 3.35’de gerek farklı açısal konumlarda gerekse de sonraki bölümdeki daimi olmayan akış sonuçları ile daha sağlıklı kıyaslama yapabilmek için kontur skalalarında değer aralığı uygun seçilmiştir. Orijinal ve döndürülmüş fan rotor konumları için basınç konturları kıyaslandığında genel olarak belirgin bir fark gözlenmemektedir.

Ayrıca kanat profili üzerindeki basınç katsayısı ( $C_p$ ) dağılımı aynı koşullarda farklı fan rotor konumları için Şekil 3.36’da kıyaslanmıştır. Kanat profili üzerindeki basınç dağılımındaki farklılık taşıma katsayısına da etkimektedir. Orijinal fan rotor konumu için hesaplanan taşıma katsayısının kanat profili bileşeni 1,082 iken, döndürülmüş fan rotor için bu değer 0,459 olarak hesaplanmıştır ve % 58 oranında bir azalmaya karşılık gelmektedir.



**Şekil 3.36 :** UHO = 1,4 ve Re = 124000 için kanat profilinde basınç katsayısı ( $C_p$ ) dağılımı a) fan rotor orijinal konumda b) fan rotor 8,2° döndürülmüş.

Fan rotorun açısal konum değişikliği farklı akış ve çalışma koşulları için fan-kanat modeli çevresindeki akış yapısında ve özellikle taşıma katsayısı üzerinde önemli etkiler göstermiştir. Elde edilen bu bulgu literatürde yer alan bu konu ile ilgili sayısal bir çalışmada açıklanan ve hesaplanan taşıma katsayısının fan rotor konumundan etkilenmediği şeklindeki bulgudan farklıdır (Askari ve Shojaeefard, 2012). Fan rotorun farklı açısal konumları için HAD analizinde elde edilen bu farklı sonuçlar kanat profili ile fan rotor kanatçıklarının konum olarak karşılıklı etkileşimden kaynaklanmaktadır. Sonuç olarak fan rotorun döndüğü durumda fan rotorun belirli tek bir konumu için daimi akış veya donmuş rotor kabulü ve *MRF* yöntemi ile yapılan HAD analizinin doğru bir yaklaşım olmadığı, fan rotorun farklı çevresel konumları için ayrı hesaplamalar yapılması ve bunların ortalamasının alınmasının daha doğru olabileceği söylenebilir. Ancak bu yaklaşım pratik olmayıp, bunun yerine fan rotor ve kanat profilindeki yuvasından oluşan geometrideki çevresel olarak simetrik olmayan akış yapısını daha doğru modelleyen ve ayrıca kanatçıklardaki kuvvetli akış ayrılmalarından kaynaklanan girdap kopmalarının akıştaki daimi olmayan etkisini de kapsayan *URANS* akış modelinin kayan ağ yöntemi ile birlikte kullanılması öne çıkmaktadır. Bu ise ÇAF'ın kanada entegre edildiği uygulamalarda fan rotor dönerken akışın doğru modellenmesi için daimi olmayan akış yaklaşımını gerektirmektedir (Dang ve Bushnell, 2009).

### 3.4.2 Daimi olmayan akış yaklaşımı için sonuçlar

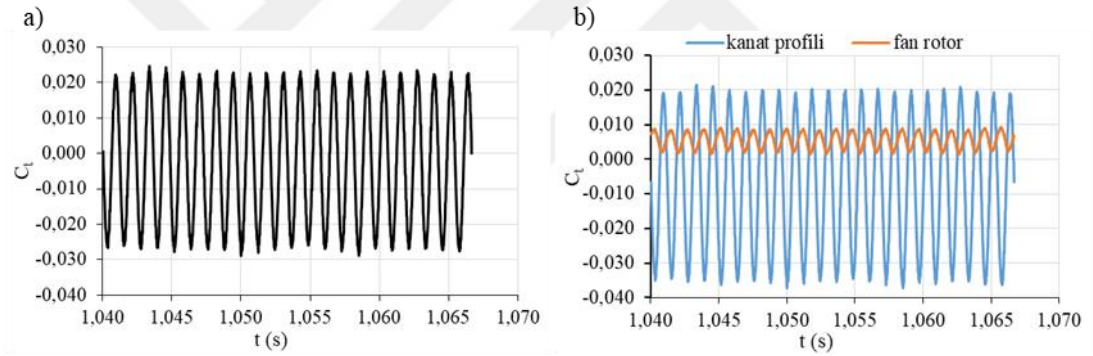
Daimi olmayan akış yaklaşımı ile HAD analizi fan rotorun döndüğü akış ve çalışma koşulları için fan rotora dönüş hareketi verilerek ve *URANS* modeli ile kayan ağ yöntemi kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Bu yaklaşımda başlangıç koşulu olarak daimi akış çözümlerinden yararlanılmıştır. Bu çalışma kapsamında 0° hücum açısında fan-kanat modeline etkiyen aerodinamik kuvvet katsayılarının ve fan rotor döndürme

momentinin zamana bağılı ortalama değeri hesaplanmış ve fan-kanat modeli etrafındaki akış bölgesi incelenmiştir.

#### 3.4.2.1 Aerodinamik kuvvet katsayıları ve bileşenleri

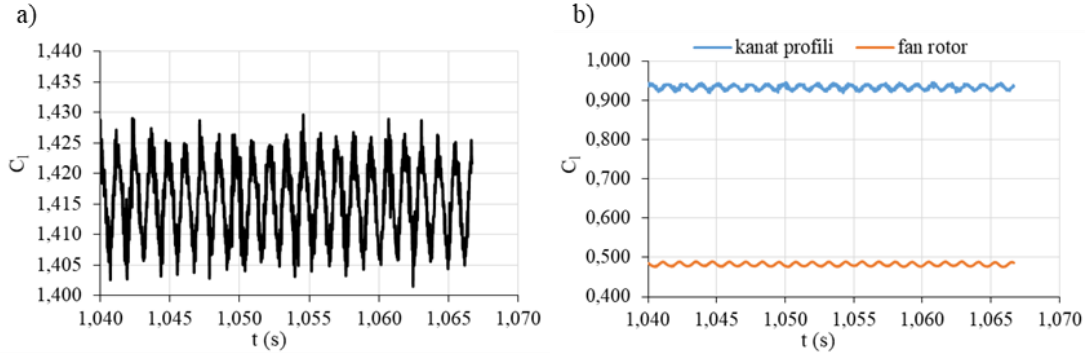
Daimi olmayan akış için HAD analizi incelemeleri  $0^\circ$  hücum açısı için deney matrisindeki UHO ve Re parametrelerine göre gerçekleştirilmiştir. Daimi akış yaklaşımında yakınsama sağlanamamış durumlar burada da kapsam dışında bırakılmıştır.

Şekil 3.37’de  $UHO = 1,4$  ve  $Re = 62000$  koşulları için ortalama daimi akış durumuna yakınsama elde edildikten sonraki bir fan rotor devri süresince itki katsayısının ve kanat profili ile fan rotor kaynaklı bileşenlerinin zaman göre periyodik değişimi gösterilmiştir. Şekil 3.37’deki grafiklerde negatif değerler net itkiyi, pozitif değerler ise net sürüklemeyi göstermektedir.



**Şekil 3.37 :**  $UHO = 1,4$  ve  $Re = 62000$  koşulları için itki katsayısı ( $C_t$ ) ve bileşenlerinin zamanla değişimi a) itki katsayısı b) itki katsayısı bileşenleri.

Şekil 3.38’de ise aynı koşullarda bir fan rotor devri süresince taşıma katsayısının ve kanat profili ile fan rotor kaynaklı bileşenlerinin zamana göre periyodik değişimi gösterilmiştir. Ortalama daimi akış durumu oluştuğunda, fan rotor kanatçıklarının belli bir konumdan geçiş frekansına göre akış periyodik bir yapıya dönüşmekte ve bu durum Şekil 3.37’de ve Şekil 3.38’de görüldüğü gibi aerodinamik kuvvet katsayılarının ve bileşenlerinin zamana göre değişiminde de gözlenmektedir. Aynı durum fan rotor moment katsayısı için de geçerlidir. Şekillerdeki grafikler incelendiğinde aerodinamik kuvvet katsayılarının bir fan rotor devri süresince zamana göre değişiminde fan rotor kanatçık sayısına karşılık gelen 22 adet periyodik tekrar görülmektedir.

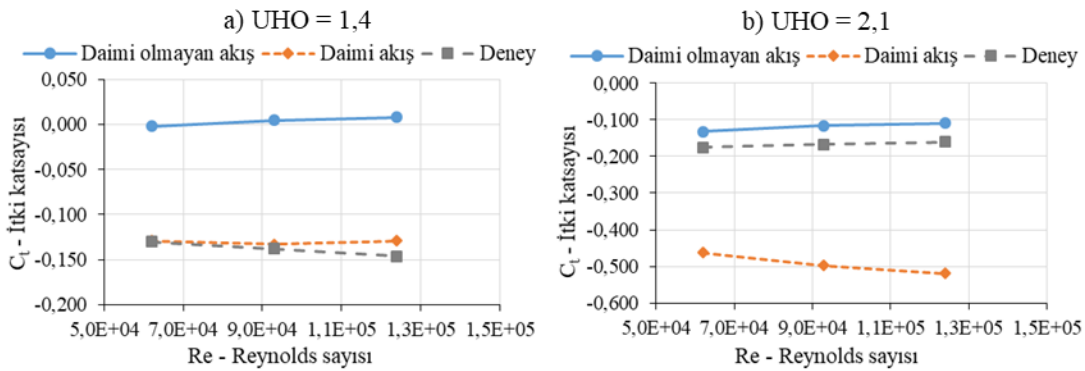


**Şekil 3.38 :** UHO = 1,4 ve Re = 62000 koşulları için taşıma katsayısı ( $C_l$ ) ve bileşenlerinin zamanla değişimi a) taşıma katsayısı b) taşıma katsayısı bileşenleri.

Şekil 3.37b’de itki katsayısı bileşenlerinin zamanla değişimi incelendiğinde verilen koşullarda fan rotor bileşenindeki periyodik değişimin kanat profili için olana göre daha düşük genlikli olduğu, net itkinin kanat profili tarafından sağlandığı fan rotorun ise sürüklenme etkisi ile net itkiyi azalttığı söylenebilir. Bu durumda fan-kanat için itki katsayısı ortalama değeri -0,002, itki katsayısının bileşenleri ortalama değerler ise kanat profili için -0,008 ve fan rotor için 0,006 olarak hesaplanmıştır.

Şekil 3.38b’de taşıma katsayısı bileşenlerinin zamanla değişimi incelendiğinde ise belirtilen koşullarda kanat profilinin taşıma katsayısına katkısının fan rotora göre daha fazla olduğu ve her ikisi arasında yaklaşık 2/1 oranı olduğu görülmektedir.

UHO = 1,4 ve UHO = 2,1 için daimi olmayan akış yaklaşımı ile hesaplanan ortalama itki katsayısının Reynolds sayısı ile değişimi daha önce fan rotorun belirli bir açısall konumu için daimi akış yaklaşımı ile hesaplanan değerler ve Jones yöntemiyle elde edilen deney sonuçları ortalama değerleri ile karşılaştırmalı olarak Şekil 3.39’da verilmiştir. Şekil 3.39’da negatif değerler net itkiyi, pozitif değerler ise net sürüklemeyi göstermektedir.



**Şekil 3.39 :** UHO = 1,4 ve UHO = 2,1 için itki katsayısının ( $C_l$ ) Reynolds sayısı ile değişimi.

Şekil 3.39a’da daimi olmayan akışta  $UHO = 1,4$  ve  $Re = 62000$  için düşük düzeydeki net itki kuvvetinin  $Re$  değerindeki artış ile ortadan kalktığı ve net sürüklenme kuvvetine dönüştüğü anlaşılmaktadır. Daimi olmayan akışta  $UHO = 1,4$  için hesaplanan itki katsayısı bileşenleri detaylı incelendiğinde diğer  $Re$  değerlerinde de net itki kuvvetinin kanat profili tarafından sağlandığı fan rotorun ise sürüklenme kuvveti etkisi ile net itki kuvvetini azalttığı görülmüştür.

Şekil 3.39b’de görüldüğü gibi daimi olmayan akışta  $UHO = 2,1$  için de  $UHO = 1,4$  durumuna benzer şekilde  $Re$  değerindeki artış itki katsayısında azalmaya neden olmuştur. Ancak  $UHO = 2,1$  ve değişik  $Re$  değerlerinde daimi olmayan akış için hesaplanan itki katsayısı bileşenleri detaylı incelendiğinde kanat profiline göre fan rotorun katkısının daha fazla olduğu saptanmıştır. Bu durumda fan rotor ve kanat profili için itki katsayısına katkı oranları yaklaşık 3/1 olarak hesaplanmıştır.

$UHO = 2,8$  ve değişik Reynolds sayıları için daimi olmayan akış yaklaşımı ile hesaplanan ortalama itki katsayıları, daha önce fan rotorun belirli bir açısal konumu için daimi akış yaklaşımı ile hesaplanan değerler ve Jones yöntemiyle elde edilen deney sonuçları ile karşılaştırmalı olarak Çizelge 3.14’de verilmiştir. Daimi akış incelemesinde yakınsama sağlanamamış olan  $Re = 124000$  akış koşulu burada da kapsam dışında bırakılmıştır. Çizelge 3.14’e göre  $UHO = 2,8$  için de  $Re$  değerindeki artışı itki katsayısında azalmaya neden olmuştur.  $UHO = 2,8$  için hesaplanan itki katsayısı bileşenleri detaylı incelendiğinde fan rotorun katkısının daha da arttığı saptanmıştır. Bu durumda fan rotorun itki katsayısına katkı oranı yaklaşık % 90 olarak hesaplanmıştır.

**Çizelge 3.14 :**  $UHO = 2,8$  için itki katsayısının ( $C_t$ ) Reynolds sayısı ile değişimi.

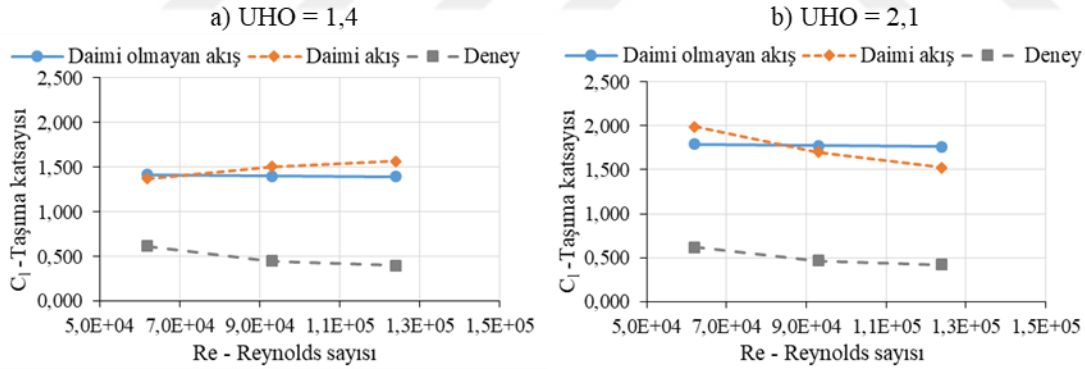
| Reynolds<br>sayısı | $C_t$ - Daimi<br>olmayan akış | $C_t$ - Daimi<br>akış | $C_t$ -Deney     |
|--------------------|-------------------------------|-----------------------|------------------|
| 62000              | -0,233                        | -0,887                | -0,262 +/- 0,011 |
| 93000              | -0,214                        | -1,115                | -0,325 +/- 0,013 |

Sonuç olarak daimi olmayan akış için hesaplanan ortalama itki katsayıları deney sonuçları ortalama değerleri ile kıyaslandığında  $UHO = 1,4$  için deney sonuçlarından büyük bir sapma görülürken,  $UHO = 2,1$  ve  $UHO = 2,8$  için deney sonuçlarına daha yakın değerler görülmüştür.  $UHO$  ve  $Re$  parametreleri ile değişim eğilimi açısından incelendiğinde  $UHO$  değerindeki artışın etkisi deneylerle aynı eğilime sahip olup itki katsayısında artışa neden olmaktadır.  $Re$  değerindeki artışın etkisi ise  $UHO = 1,4$  ve

UHO = 2,8 için deneylerle farklı, UHO = 2,1 için deneylerle aynı eğilime sahip olup itki katsayısında azalmaya neden olmaktadır. Deney sonuçları ile olan farklılığın bir kısmının HAD analizinde kullanılan türbülans modelinden diğer bir kısmının ise fan-kanat deney modeli geometrisinin tüm detaylarının HAD analizine tam yansıtılamamış olmasından kaynaklanabileceği değerlendirilmiştir.

UHO = 1,4 ve UHO = 2,1 için daimi olmayan akış yaklaşımı ile hesaplanan ortalama taşıma katsayısının Reynolds sayısı ile değişimi daha önce fan rotorun belirli bir açısall konumu için daimi akış yaklaşımı ile hesaplanan değerler ve kuvvet-denge mekanizmasındaki ölçümlerle elde edilen deney sonuçları ortalama değerleri ile karşılaştırmalı olarak Şekil 3.40'da gösterilmiştir.

Şekil 3.40a'da görüldüğü gibi UHO = 1,4 için daimi olmayan akışta Re değerindeki artış taşıma katsayısında önemsiz bir azalmaya neden olmaktadır. UHO = 1,4 ve farklı Re değerlerinde daimi olmayan akış için hesaplanan taşıma katsayısı bileşenleri detaylı incelendiğinde taşıma katsayısının kanat profili ve fan rotor arasındaki oransal dağılımında daimi akıştakine benzer biçimde iki bileşen arasında yaklaşık 2/1 oranı olduğu saptanmıştır.



**Şekil 3.40 :** UHO = 1,4 ve UHO = 2,1 için taşıma katsayısının Reynolds sayısı ile değişimi.

UHO = 2,1 için Şekil 3.40b incelendiğinde UHO = 1,4 için olan duruma benzer şekilde daimi olmayan akışta Re değerindeki artış taşıma katsayısında önemsiz bir azalmaya neden olmaktadır. UHO = 2,1 ve farklı Re değerlerinde daimi olmayan akış için hesaplanan taşıma katsayısı bileşenleri detaylı incelendiğinde taşıma katsayısının kanat profili ve fan rotor arasındaki oransal dağılımında kanat profili lehine bir miktar artış olduğu ve iki bileşen arasındaki katkı oranının yaklaşık 2,5/1 olduğu saptanmıştır.

UHO = 2,8 ve farklı Re değerleri için daimi olmayan akış yaklaşımı ile hesaplanan ortalama taşıma katsayısı Çizelge 3.15’de daha önce fan rotorun belirli bir açısai konumu için daimi akış yaklaşımı ile hesaplanan değerler ve kuvvet-denge mekanizmasındaki ölçümlerle elde edilen deney sonuçları ile karşılaştırmalı olarak gösterilmiştir. Daimi akış incelemesinde yakınsama sağlanamamış olan  $Re = 124000$  akış koşulu burada da kapsam dışında bırakılmıştır.

**Çizelge 3.15 :** UHO = 2,8 için taşıma katsayısının Reynolds sayısı ile değişimi.

| Reynolds<br>sayısı | $C_L$ - Daimi<br>olmayan akış | $C_L$ - Daimi<br>akış | $C_L$ - Deney   |
|--------------------|-------------------------------|-----------------------|-----------------|
| 62000              | 2,016                         | 3,576                 | 0,709 +/- 0,053 |
| 93000              | 1,996                         | 3,881                 | 0,556 +/- 0,037 |

Çizelge 3.15’e göre daimi olmayan akışta UHO = 2,8 için de Re değerindeki artış taşıma katsayısında önemsiz (% 1) bir azalmaya neden olmuştur. UHO = 2,8 iken daimi olmayan akış için hesaplanan taşıma katsayısı bileşenleri detaylı incelendiğinde kanat profili ve fan rotor katkısı oranının UHO = 2,1 koşulundaki duruma benzer olduğu saptanmıştır.

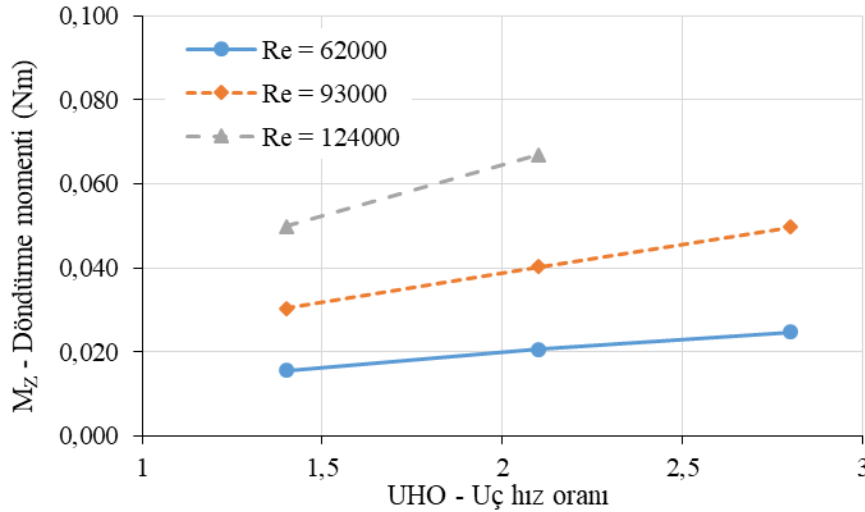
Sonuç olarak daimi olmayan akış için hesaplanan ortalama taşıma katsayıları daimi akış sonuçları ve deney sonuçları ile kıyaslandığında daimi akış sonuçlarına benzer biçimde deney sonuçlarından büyük farklılık görülmüştür. UHO ve Re parametreleri ile değişim eğilimi açısından sonuçlar incelendiğinde UHO değerindeki artışın etkisi deney sonuçları ile aynı eğilime sahip olup taşıma katsayısında önemli artışa neden olmaktadır. Re değerindeki artışın etkisi deney sonuçları ile aynı eğilime sahip olmakla birlikte bu etki az olup taşıma katsayısında önemsiz bir azalmaya neden olmaktadır. Deney sonuçları ile farklılığın bir kısmının kuvvet-denge mekanizmasındaki ölçümler 3-B model üzerinde yapılırken HAD analizinin 2-B akış yaklaşımı ile yapılmasından, diğer bir kısmının ise HAD analizinde kullanılan türbülans modelinden kaynaklanmış olabileceği değerlendirilmiştir. Bu etkenlere fan-kanat deney modeli geometrisinin tüm detaylarının HAD analizine tam yansıtılamamış olması da eklenebilir. Öte yandan kuvvet-denge mekanizmasında ölçülen taşıma kuvvetlerinin küçük değerlerde olması nedeni ile ölçüm hassasiyetinden kaynaklanabilecek etkiler de göz önünde bulundurulmalıdır.

Daimi olmayan akış için hesaplanan fan-rotor döndürme momenti katsayısının UHO ve Re parametrelerine göre değişimi ile ilgili sonuçlar bu bölümde ayrı çizelgelerde

verilmeyip, sonraki bölümde fan rotor döndürme momenti ve şaft gücü değerleri ile ilgili incelemelerin kapsamı içerisinde değerlendirilmiştir. Sonuçlar incelendiğinde daimi olmayan akış için hesaplanan fan rotor döndürme momenti katsayısı ortalama değerlerinin incelenen tüm akış ve çalışma koşullarında daha önce fan rotorun belirli bir açısal konumu için daimi akış için hesaplanan değerlerden önemli ölçüde daha küçük olduğu, UHO parametresinden daha fazla etkilendiği ve UHO değeri ile arttığı, Re parametresinden ise daha az etkilendiği ve Re değeri ile azaldığı görülmüştür.

### 3.4.2.2 Fan rotor döndürme momenti ve şaft gücü

Fan rotor döndürme momentinin zaman ortalamalı değeri hesaplanarak UHO ve Re parametreleri ile değişim sonuçları Şekil 3.41’de verilmiştir. Daimi akışta yakınsama sağlanamamış olan  $UHO = 2,8$  ve  $Re = 124000$  durumu buradaki incelemede de kapsam dışında bırakılmış ve Şekil 3.41’deki grafikte gösterilememiştir.



**Şekil 3.41 :** Fan rotor döndürme momentinin UHO ve Re parametreleri ile değişimi.

Şekil 3.41 incelendiğinde gerek Re, gerekse de UHO değerindeki artış fan rotora etkiyen döndürme momentinde önemli artışlara yol açmaktadır. Bu değişim eğilimleri daha önce daimi akış için elde edilen sonuçlarla benzerlik göstermesine karşın döndürme momenti için hesaplanan değerlerin daimi akış için hesaplananlara göre önemli derecede düşük olduğu saptanmıştır.

Daimi akış için izlenen yöntem daimi olmayan akış için de uygulanarak, fan rotoru döndürmek için gerekli şaft gücü hesaplanmış ve sonuçlar deneylerde dijital vat-ölçer cihazında gözlemlenen fan rotorun çektiği güç ile kıyaslanarak vat ( $w$ ) cinsinden değerlerle Çizelge 3.16’da verilmiştir.

**Çizelge 3.16 :** Değişik akış ve çalışma koşulları için hesaplanan fan rotor shaft gücü ile çekilen güç kıyaslaması.

|                  | <b>Re = 6,2x10<sup>4</sup></b> |       | <b>Re = 9,3x10<sup>4</sup></b> |       | <b>Re = 1,24x10<sup>5</sup></b> |       |
|------------------|--------------------------------|-------|--------------------------------|-------|---------------------------------|-------|
|                  | HAD                            | Deney | HAD                            | Deney | HAD                             | Deney |
| <b>UHO = 1,4</b> | 0,7w                           | 2,4w  | 2,0w                           | 5,8w  | 4,3w                            | 13,5w |
| <b>UHO = 2,1</b> | 1,3w                           | 2,5w  | 3,9w                           | 8,5w  | 8,7w                            | 19w   |
| <b>UHO = 2,8</b> | 2,1w                           | 5w    | 6,4w                           | 19w   | -                               | 44w   |

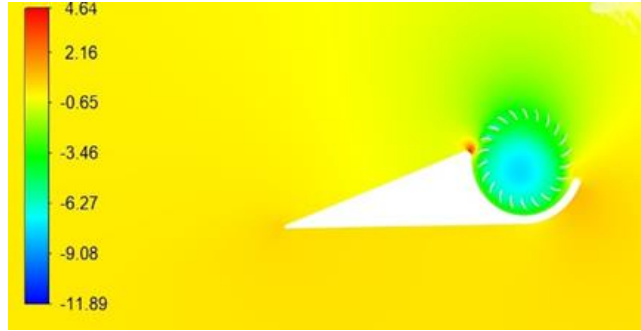
Değişik akış ve çalışma koşulları için Çizelge 3.16’da verilen sonuçlar incelendiğinde HAD analizi ile hesaplanan fan rotor shaft gücü, UHO ve Re parametrelerinin etkisi bakımından deneysel ölçüm ile elde edilen çekilen güç değeri ile benzer eğilimlere sahiptir. Daha önce daimi akış için yapılan incelemede belirtildiği gibi olayın fiziki açısından deneyde gözlemlenen çekilen gücün çeşitli verim kayıpları nedeniyle hesaplanan fan rotor shaft gücünden büyük olması gerekir. Çizelge 3.16 incelendiğinde daha önce daimi akış için deney matrisindeki UHO ve Re parametrelerinin tümü için sağlanamayan bu şartın daimi olmayan akış için sağlandığı, ancak çekilen güç ile hesaplanan güç arasındaki oranın oldukça büyük olduğu (2/1 ile 3/1 arasında) görülmektedir. Bu sonucun akışın HAD analizi modellemesinde 2-B akış yaklaşımının kullanılması ve kullanılan türbülans modeli gibi faktörlerden kaynaklanabileceği değerlendirilmiştir.

#### 3.4.2.3 Fan-kanat çevresindeki akış bölgesi özellikleri

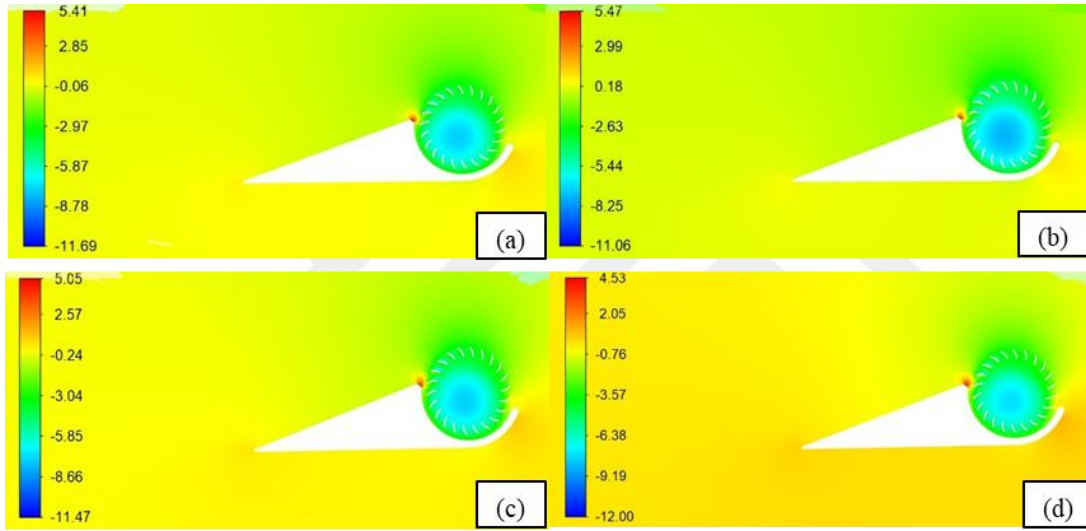
Fan rotorun döndüğü durumda fan-kanat modeli çevresindeki akış bölgesi özellikleri değişik akış ve çalışma koşulları için incelenmiştir. Re = 62000, UHO = 2,1 akış ve çalışma koşulları için yapılan daimi olmayan akış analizinde daimi akış çözümü başlangıç koşulu ( $t = 0$  s) olarak kullanılarak fan-kanat çevresindeki basınç dağılımının zamanla değişimi basınç katsayısı ( $C_p$ ) konturları cinsinden incelenmiştir. Şekil 3.42’de  $C_p$  konturları için fan rotorun 51 tam devri sonrası durum, Şekil 3.43’de ise bu durumu takiben bir kanatçık geçiş süresi boyunca 4 eşit zaman aralığındaki değişim gösterilmiştir. Şekil 3.42 incelendiğinde fan rotor içerisinde belirgin bir merkezden kaçık girdap bölgesi ve fan rotor çıkışındaki jete karşı gelen kanat profilinin üst yarıçap konumunda bir yüksek basınç bölgesinin varlığı gözlenmektedir.

Daimi olmayan akış için maksimum ve minimum  $C_p$  değerleri Şekil 3.43’de görüldüğü gibi bir kanatçık geçiş süresi boyunca bir miktar değişmekle beraber bu süre sonunda akış bölgesindeki basınç dağılımı ve merkezden kaçık girdap yapısının tekrar Şekil

3.42'deki biçimi elde ettiği görülmektedir. Bu süre boyunca kanat profilinin üst yarıçap konumundaki yüksek basınç bölgesi de varlığını sürdürmektedir.

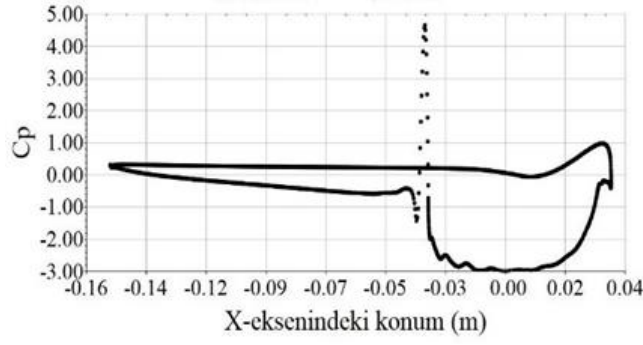


**Şekil 3.42 :**  $Re = 62000$ ,  $UHO = 2,1$  için fan-kanat modeli çevresindeki basınç katsayısı ( $C_p$ ) konturları - fan rotorun 51 tam devri sonrası.

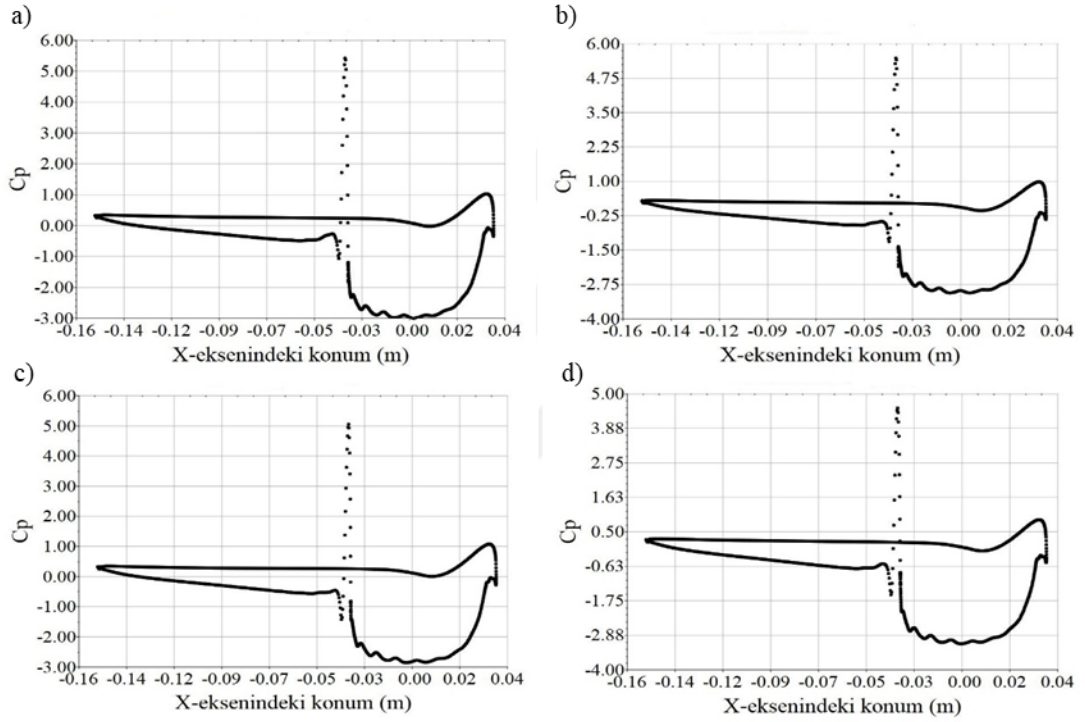


**Şekil 3.43 :**  $Re = 62000$ ,  $UHO = 2,1$  için fan-kanat modeli çevresindeki basınç katsayısı ( $C_p$ ) konturlarının kanatçık geçişi süresince değişimi (a)  $\frac{1}{4}$  geçiş süresi sonrası (b)  $\frac{1}{2}$  geçiş süresi sonrası (c)  $\frac{3}{4}$  geçiş süresi sonrası (d) 1 geçiş süresi sonrası.

Aynı akış ve çalışma koşullarında kanat profili üzerindeki basınç katsayısı ( $C_p$ ) dağılımının zamanla değişimi yukarıdakine benzer yaklaşımla incelenmiştir. Şekil 3.44'de  $C_p$  dağılımı için fan rotorun 51 tam devri sonrası durum, Şekil 3.45'de ise bu durumu takiben bir kanatçık geçiş süresi boyunca 4 eşit zaman aralığındaki değişim gösterilmiştir. Şekil 3.44 incelendiğinde kanat profili üzerindeki basınç katsayısının pik yaptığı ( $C_p = 5$ ) bir yüksek basınç bölgesi gözlenmektedir.  $C_p = 1,0$  değeri kanat profili ön bölgesindeki serbest akış durma noktasına karşılık gelmektedir. Şekil 3.44'de kanat profili üzerindeki  $C_p$  dağılımında gözlemlenen pik değer konumu Şekil 3.42 ve Şekil 3.43'de görülen kanat profili üst yarıçap konumundaki yüksek basınç bölgesine karşılık gelmektedir. Bu durum ilgili literatürdeki sayısal bir çalışmada da gözlenmiştir (Durmaz ve diğ., 2018).



**Şekil 3.44 :**  $Re = 62000$ ,  $UHO = 2,1$  için kanat profilindeki basınç katsayısı ( $C_p$ ) dağılımı - fan rotorun 51 tam devri sonrası.

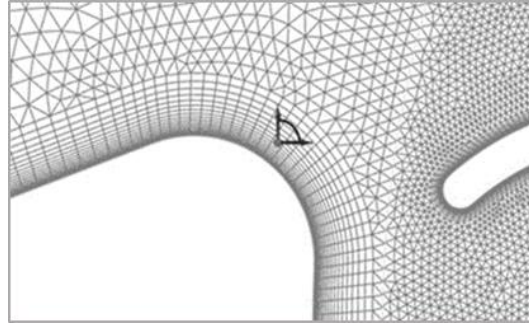


**Şekil 3.45 :**  $Re = 62000$ ,  $UHO = 2,1$  için kanat profilindeki basınç katsayısı ( $C_p$ ) dağılımının kanatçık geçişi süresince değişimi a)  $\frac{1}{4}$  geçiş süresi sonrası b)  $\frac{1}{2}$  geçiş süresi sonrası c)  $\frac{3}{4}$  geçiş süresi sonrası d) 1 geçiş süresi sonrası.

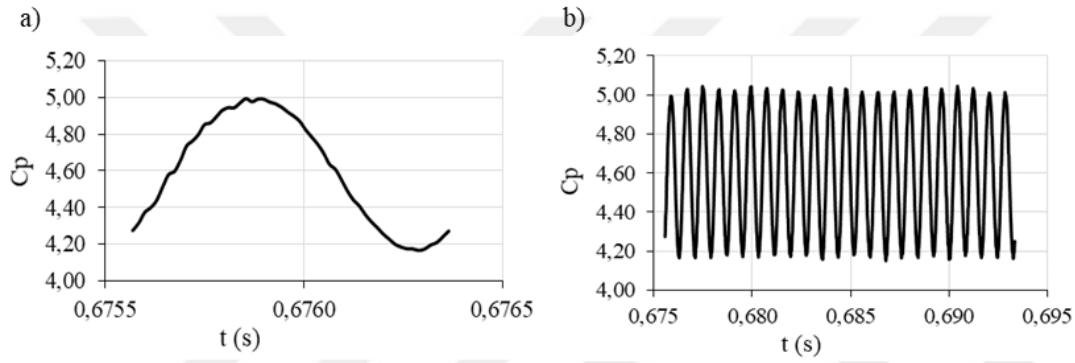
Daimi olmayan akış için kanat profili yüzeyindeki maksimum ve minimum  $C_p$  değerleri Şekil 3.45’de görüldüğü gibi bir kanatçık geçiş süresi boyunca bir miktar değişmekle beraber bu süre sonunda kanat profili üzerindeki basınç dağılımının tekrar Şekil 3.44’deki biçimi elde ettiği görülmektedir.

Basınç katsayısının en yüksek değeri aldığı bölgenin daha detaylı incelenmesi amacıyla akış bölgesinde fan rotor çıkışına ve kanat profili üst yarıçapına yakın bir konumda Şekil 3.46’da gösterilen nokta tanımlanmış ve bu konumda daimi olmayan akış için basınç katsayısının bir kanatçık geçiş süresi boyunca ve bir fan rotor devri

boyunca zamana göre değişimi Şekil 3.47’de gösterilmiştir. Basınç katsayısının zamanla değişimi belirtilen konumda periyodik bir akış yapısı göstermektedir.

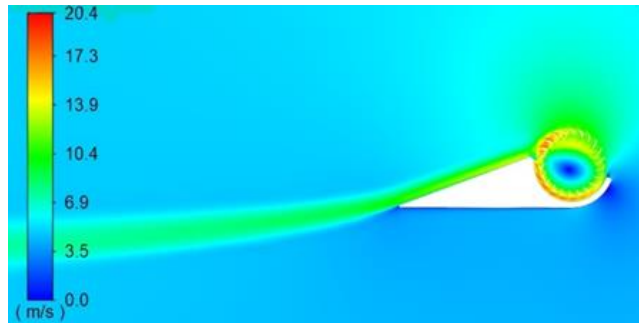


**Şekil 3.46 :** Akış bölgesinde basınç katsayısı ( $C_p$ ) değişimi incelemesi için tanımlanan konum.

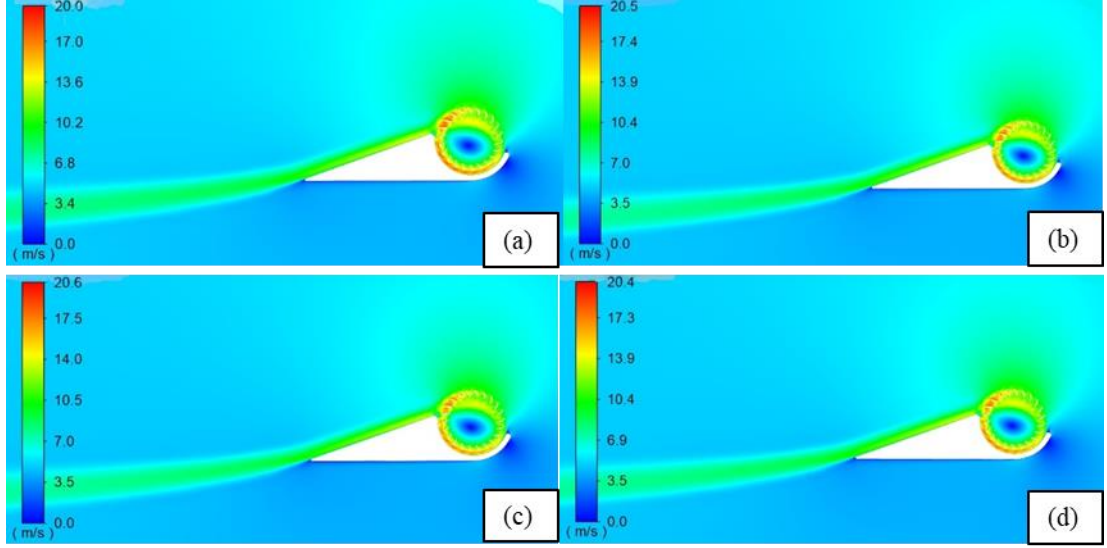


**Şekil 3.47 :**  $Re = 62000$ ,  $UHO = 2,1$  için fan rotor çıkışında basınç katsayısının ( $C_p$ ) zamanla değişimi a) bir kanatçık geçişi süresince b) bir fan rotor devri süresince.

$Re = 62000$  ve  $UHO = 2,8$  akış ve çalışma koşulları için yapılan daimi olmayan akış analizinde daimi akış analizi sonucu başlangıç koşulu olarak kullanılarak fan-kanat modeli çevresindeki hız konturlarının zamanla değişimi incelenmiştir. Şekil 3.48’de fan-kanat çevresindeki hız konturları için fan rotorun 67 tam devri sonrası durum ve Şekil 3.49’da bu durumu takiben bir kanatçık geçiş süresi boyunca 4 eşit zaman aralığındaki değişim gösterilmiştir.



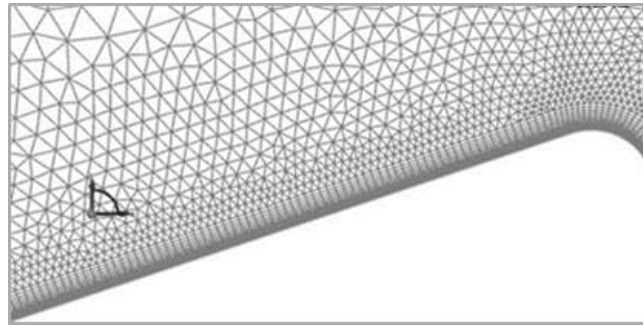
**Şekil 3.48 :**  $Re = 62000$  ve  $UHO = 2,8$  için fan-kanat modeli çevresindeki hız konturları - fan rotorun 67 tam devri sonrası.



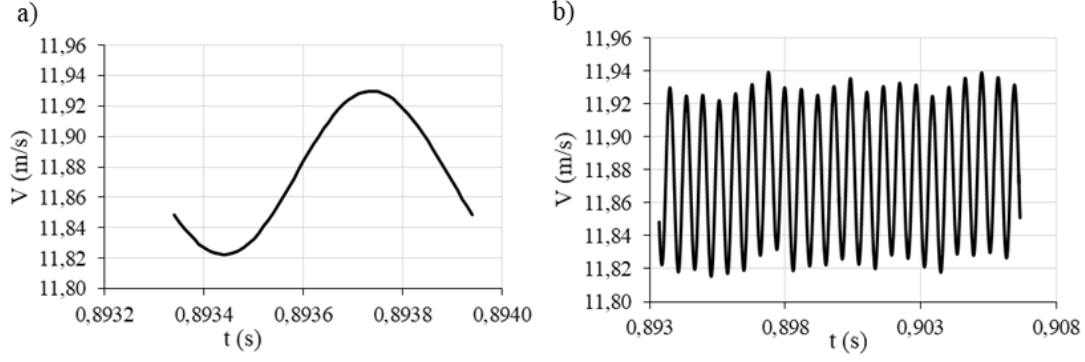
**Şekil 3.49 :**  $Re = 62000$  ve  $UHO = 2,8$  için fan-kanat modeli çevresindeki hız konturlarının kanatçık geçişi süresince değişimi (a)  $\frac{1}{4}$  geçiş süresi sonrası (b)  $\frac{1}{2}$  geçiş süresi sonrası (c)  $\frac{3}{4}$  geçiş süresi sonrası (d) 1 geçiş süresi sonrası.

Şekil 3.48'deki hız konturları incelendiğinde fan rotor çıkışındaki jetin kanat profilinin firar kenarına kadar kanat profili üst yüzeyine bitişik kaldığı, fan rotor içerisinde belirgin bir merkezden kaçık girdap varlığı, fan rotor çıkışında ve fan rotor ile kanat profili arasındaki dar aralıkta hızın daha yüksek değer aldığı bölgeler gözlenmektedir. Şekil 3.49'da görüldüğü gibi daimi olmayan akış için maksimum ve minimum hız değerleri bir kanatçık geçiş süresi boyunca bir miktar değişmekle beraber bu süre sonunda tekrar Şekil 3.48'deki değerleri aldığı ve akış bölgesindeki hız dağılımının da tekrar aynı biçimi elde ettiği görülmektedir.

Aynı akış ve çalışma koşullarında kanat profili üst yüzeyine yakın bir konumda daimi olmayan akış için zamana bağlı hız değişimi incelenmiştir. Bu amaçla akış bölgesinde Şekil 3.50'de gösterilen konumda bir nokta tanımlanmıştır. Tanımlanan konumda daimi olmayan akış için hız değerinin bir kanatçık geçiş süresi boyunca ve bir fan rotor devri boyunca zamana göre değişimleri Şekil 3.51'de gösterilmiştir.



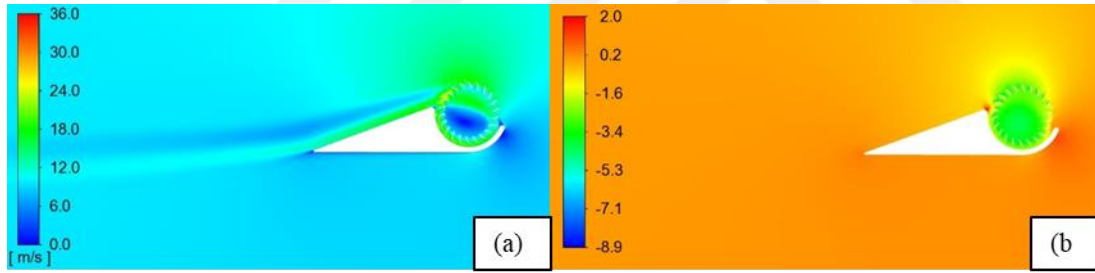
**Şekil 3.50 :** Akış bölgesinde hız değişimi incelemesi için tanımlanan konum.



**Şekil 3.51 :**  $Re = 62000$  ve  $UHO = 2,8$  için kanat profili üst yüzeyi yakınında hızın zamanla değişimi a) 1 kanatçık geçişi süresince b) 1 fan rotor devri süresince.

Şekil 3.51'deki grafiklerde hızın zamanla değişimi belirtilen konumda düşük genlikli periyodik bir akış yapısı göstermektedir.

Daha önce bölüm 3.4.1.7'de fan rotorun farklı açısall konumları için elde edilen daimi akış sonuçları ile kıyaslamak için  $Re = 124000$  ve  $UHO = 1,4$  akış ve çalışma koşullarında daimi olmayan akış için hesaplanan fan rotorun 42 tam devri sonrası hız ve basınç katsayısı ( $C_p$ ) konturları Şekil 3.52'de gösterilmiştir.

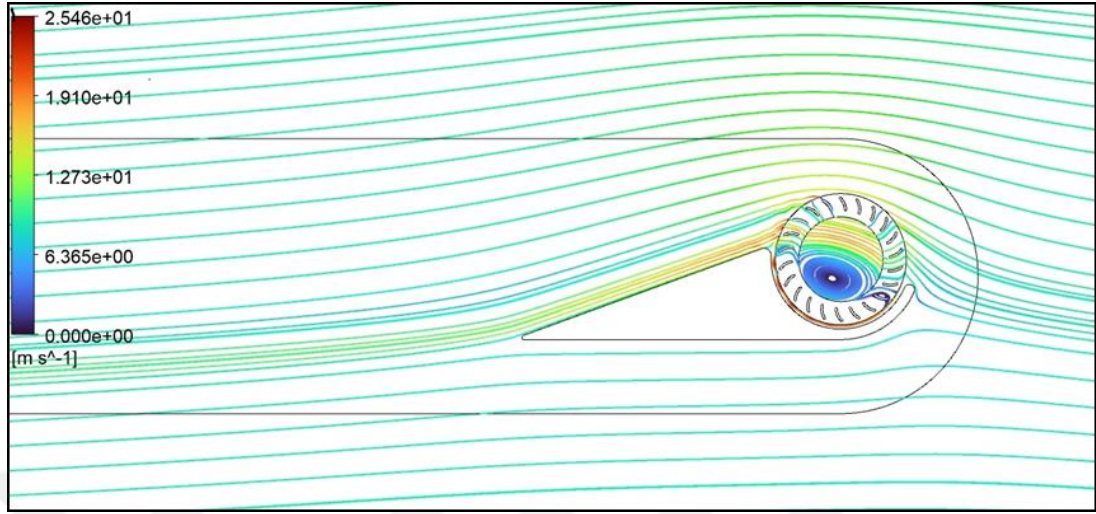


**Şekil 3.52 :**  $UHO = 1,4$  ve  $Re = 124000$  için fan rotorun 42 tam devri sonrası fan-kanat modeli çevresindeki (a) hız konturları (b) basınç katsayısı ( $C_p$ ) konturları.

Şekil 3.52a'daki hız konturları bölüm 3.4.1.7'deki daimi akış için fan rotorun değişik açısall konumlarında elde edilen hız konturları ile kıyaslandığında daimi olmayan akış için temel farkın fan rotor çıkışındaki jetin kanat profilinin firar kenarına kadar kanat profili üst yüzeyine bitişik kalması olduğu saptanmıştır. Şekil 3.52b'deki  $C_p$  konturları bölüm 3.4.1.7'deki daimi akış için fan rotorun değişik açısall konumlarında elde edilen  $C_p$  konturları ile kıyaslandığında daimi olmayan akış için temel fark olarak fan rotor çıkışındaki jete karşı gelen kanat profilinin üst yarıçap konumunda küçük bir yüksek basınç bölgesinin varlığı gözlenmektedir.

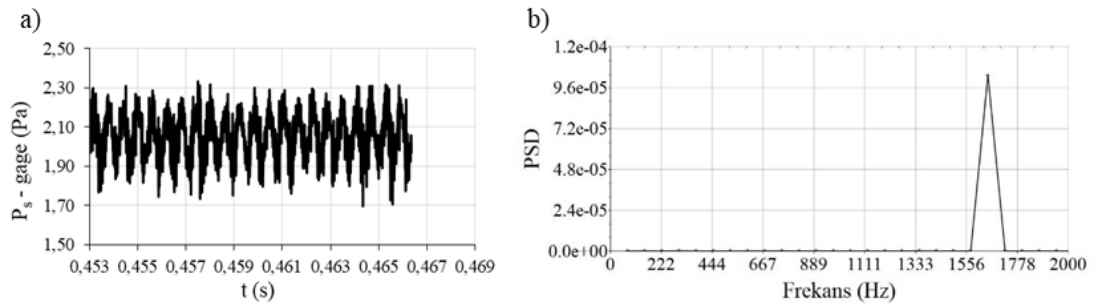
Aynı akış koşullarında fan rotorun 42 tam devri sonrası fan-kanat modeli çevresindeki ve içerisindeki akım çizgileri Şekil 3.53'de gösterilmiştir. Şekilde fan rotor

içerisindeki merkezden kaçık girdap ve ayrıca fan-kanat modeli çevresinde multi-blok ağ yapısı için oluşturulmuş arayüz sınırı da belirgin olarak gözükmemektedir.



**Şekil 3.53 :** UHO = 1,4 ve Re = 124000 için fan-kanat modeli çevresindeki ve içerisindeki akım çizgileri - fan rotorun 42 tam devri sonrası.

Daimi olmayan akış için ayrıca değişik akış ve çalışma koşullarında iz bölgesinde periyodik akış incelemesi yapılmıştır. Bunun için fan-kanat modeli firar kenarından bir veter boyu uzaklıktaki konumdaki statik basıncın ve hız büyüklüğünün (veya dinamik basıncın) zamanla değişimi incelenmiş ve elde edilen verilere *FFT* analizi uygulanarak belirgin frekanslar araştırılmıştır. Şekil 3.54 ve Şekil 3.55’de Re = 124000 ve UHO = 1,4 akış ve çalışma koşulları için yapılan çalışmanın sonuçları verilmiştir. Şekil 3.54a’da iz bölgesindeki statik basıncın bir fan rotor devri boyunca zamanla değişimi ve Şekil 3.54b’de ise *FFT* analizi sonucu verilmiştir.

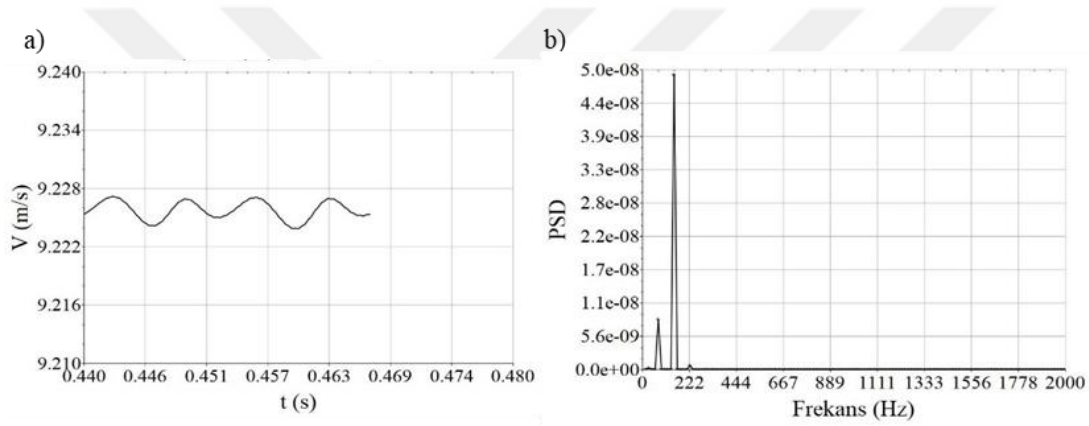


**Şekil 3.54 :** Re = 124000 ve UHO = 1,4 için iz bölgesinde statik basınç a) zamanla değişim b) *FFT* analizi sonucu.

Şekil 3.54a’da grafikte gösterilen statik basınç atmosferik basınç referans alınan basınç değerlerine (*gage-pressure*) karşılık gelmektedir. İz bölgesindeki statik basıncın zamanla değişiminde periyodik bir yapı gözlenmektedir. Şekil 3.54b’de *FFT* analizi

sonrası elde edilen grafikteki yaklaşık 1650 Hz frekans değeri belirtilen çalışma koşullarında saniyedeki fan rotor devrinin (75 dev/s), kanatçık sayısı (22) ile çarpımına eşittir. Değişik akış ve çalışma koşulları için de iz bölgesinde statik basıncın zamanla değişimine *FFT* analizi uygulamasında benzer sonuçlarla karşılaşılmıştır.

Şekil 3.55a'da iz bölgesindeki hız büyüklüğünün iki fan rotor devri boyunca zamanla değişimi ve Şekil 3.55b'de ise *FFT* analizi sonucu verilmiştir. İz bölgesindeki hız büyüklüğünün zamanla değişiminde kompleks ve oldukça küçük genlikli periyodik bir yapı görülmüştür. *FFT* analizinde elde edilen 75 Hz frekans değeri belirtilen çalışma koşullarında saniyedeki fan rotor devrine, 150 Hz değeri ise bunun iki katı bir değere karşılık gelmektedir.



**Şekil 3.55 :**  $Re = 124000$  ve  $UHO = 1,4$  için iz bölgesinde hız büyüklüğü a) zamanla değişim b) *FFT* analizi sonucu.

Değişik akış ve çalışma koşulları için de iz bölgesinde hız büyüklüğünün zamanla değişimine *FFT* analizi uygulamasında benzer sonuçlarla karşılaşılmıştır. İz bölgesindeki hız büyüklüğü ile ilgili bu sonuç ölçüm sistemindeki kısıtlar nedeniyle deneysel olarak incelenemeyen iz bölgesindeki dinamik basıncın zamanla değişimi ve periyodik akış konusunda da fikir vermektedir.

Daimi olmayan akış için ayrıca fan-kanat modeli iz bölgesinde modelin firar kenarından bir veter uzunluğu mesafede değişik akış ve çalışma koşullarında hızın açısı hesaplanmıştır. Hızın açısı üzerinde  $Re$  değerinin etkili olmadığı, buna karşın  $UHO$  değerindeki artış ile hızın açısında artış olduğu görülmüştür. Yukarıda incelenen akış ve çalışma koşullarında hız açısının maksimum değerleri  $Re = 124000$ ,  $UHO = 1,4$  için  $4^\circ$ ;  $Re = 62000$ ,  $UHO = 2,1$  için  $5^\circ$  ve  $Re = 62000$ ,  $UHO = 2,8$  için  $6^\circ$  olarak belirlenmiştir.

#### 3.4.2.4 Daimi ve daimi olmayan akış yaklaşımları için sonuçlar arasındaki farklılığın değerlendirilmesi

Önceki bölümlerde fan-kanat modeli etrafındaki akışı ve modele etkiyen aerodinamik kuvvet katsayılarını incelerken daimi olmayan akış için *URANS* modeli ve kayan ağ yöntemi ile elde edilen sonuçların, fan rotorun değişik açısall konumlarında daimi akış için *MRF* yöntemi ile *RANS* modelinin çözümü ile elde edilen sonuçlardan önemli ölçüde farklı olduğu görülmüştür.

Fan rotor dönerken daimi akış veya “Donmuş Rotor” yaklaşımı ile *MRF* yöntemi kullanıldığında fan rotorun açısall konumunun fan-kanat çevresindeki akış özelliklerine ve hesaplanan aerodinamik katsayıların değerleri üzerinde önemli etkisi olduğu bölüm 3.4.1.7’de gösterilmişti. Bu durumda HAD analizinin fan-rotorun hangi açısall konumu için geçerli olacağı belirsizleşmektedir. Fan-kanat için saptanan bu husus türbo-makinalardaki HAD analizi uygulamalarıyla kıyaslanabilir. Türbo-makinalardaki uygulamalarda *MRF* yöntemi rotor ve stator arasındaki etkileşimde çevresel olarak düzgün olmayan akış durumlarını ve rotor kanatçıklarındaki akış ayrılması sonrası kopan girdapların diğer kanatçıklar üzerindeki etkisini yansıtamamakta, buna karşın daimi olmayan akış için kullanılan *URANS* modeli ve kayan ağ yöntemi bu tür akışların fiziğini daha doğru modellemektedir.

Ayrıca literatürde ÇAF’larla ilgili bazı sayısal çalışmalarda fan rotor kanatçıkları bir devir boyunca farklı özellikteki akış bölgelerinden geçtikleri ve bu nedenle akışta doğal bir süreksizlik olduğu görüşünden hareketle *MRF* yöntemi ÇAF içerisindeki akıştaki süreksizliği yakalama ve akışı modellemede güvenilir bulunmamış ve bu tür akışların fiziğini daha doğru modellediği düşüncesiyle *URANS* modeli ve kayan ağ yöntemi kullanılmıştır. Bu çalışmalarda daimi akış yaklaşımı ve *MRF* yöntemi ile hesaplanan fan performans değerleri, daimi olmayan akış yaklaşımında *URANS* modeli ve kayan ağ yöntemi ile elde edilenlerden büyük farklılık göstermiştir. Buna dayanarak ÇAF’ın kanada entegre edildiği uygulamalarda da fan rotor çıkışındaki akışın düzgün olmaması nedeniyle daimi olmayan akış yaklaşımı uygulanması gerektiği yorumları yapılmıştır (Dang ve Bushnell, 2009).

Tez çalışmasındaki sayısal inceleme sonuçları ve literatürdeki değerlendirmeler fan rotor dönerken fan-kanat içerisindeki ve çevresindeki akışın HAD analizi yöntemiyle incelenmesinde daimi olmayan akış yaklaşımının gerekli olduğunu göstermektedir.



#### 4. SONUÇ VE ÖNERİLER

Tez çalışmasında mini İHA'larda kullanılabilecek bir fan-kanat modelinin düşük ses altı hızlardaki ( $M < 0,1$ ) aerodinamik performansı UHO,  $Re$  ve  $\alpha$  parametrelerine göre deneysel ve sayısal olarak incelenmiştir. Deneysel ve sayısal incelemelerde UHO için 1,4, 2,1 ve 2,8 değerleri;  $Re$  için 62000, 93000 ve 124000 değerleri ve  $\alpha$  için  $-10^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $20^\circ$  değerleri kullanılmıştır. Belirtilen  $Re$  ve UHO değerleri hava tüneline 5, 7,5, 10 m/s serbest akış hızları ve fan-kanat modelinde 2250 – 9000 dev/dk. arasında değişen fan rotor devirleri kullanılarak elde edilmiştir.

Bu bölümde ilk olarak deneysel ve sayısal inceleme sonuçları özetlenerek daha sonra sonuçlar arasındaki farklılıkların nedenleri değerlendirilmiştir. Bunu takiben tez çalışmasının literatüre katkısından bahsedilmiş, son olarak da çeşitli kısıtlar nedeniyle gerçekleştirilemeyen ve gelecekte yapılabilecek çalışmalarla ilgili öneriler belirtilmiştir.

##### 4.1 Sonuçlar

Bu bölümde önce deneysel inceleme sonuçları, daha sonra sayısal inceleme sonuçları özetlenmiş ve son olarak bunlar arasındaki farklılığın nedenleri değerlendirilmiştir. Sonuçların literatürdeki çalışmaların sonuçları ile kıyaslanmasında fan-kanat modeli geometrilerindeki önemli farklılıklar nedeniyle sayısal değerlerden ziyade genel eğilimler üzerinde durulmuştur.

###### 4.1.1 Deneysel inceleme sonuçları

İstanbul Teknik Üniversitesi Trisonik laboratuvarındaki Eiffel tipi hava tüneline fan-kanat modeline hücum açısı verilmeden yapılan deneylerde 2-B akış için Jones yöntemi ile dolaylı yoldan elde edilen sürüklenme ve itki katsayıları ile kuvvet-denge mekanizmasında 3-B model üzerine etkiyen aerodinamik kuvvetlerin doğrudan ölçümü ile elde edilenler arasında önemli farklılıklar gözlenmiştir. Kuvvet denge-mekanizmasındaki ölçümlerle elde edilen sürüklenme katsayıları daha büyük, itki katsayıları ise daha küçük bulunmuştur. Bu farklılıklar 3-B model üzerindeki ek

sürüklenme yaratan parçaların ve model bağlantılarının etkisi olarak değerlendirilmiştir. Her iki yöntemle elde edilen sonuçlara göre  $0^\circ$  hücum açısında ve fan rotor dönmüyor iken, incelenen aralıkta Re değerindeki artış sürüklenme katsayısında bir azalmaya neden olmuştur. Fan rotor dönerken itki katsayısı üzerindeki UHO parametresi etkisinin Re parametresi etkisine göre daha güçlü olduğu, ancak taşıma katsayısı üzerinde her iki parametrenin de yakın etkiye sahip olduğu, Re parametresinin taşıma katsayısı üzerindeki etkisinin itki katsayısı üzerindeki etkisine göre daha fazla olduğu görülmüştür. Daha yüksek UHO değerleri itki ve taşıma katsayılarını arttırmış, buna karşın artan Re değeri ile itki katsayısı artarken, taşıma katsayısı azalmıştır. Aerodinamik kuvvet katsayıları üzerindeki UHO ve Re parametrelerinin etkileri ile ilgili bu sonuçlar ilgili literatürdeki çalışmaların sonuçlarıyla uyumludur. UHO veya Re değerlerindeki artış ile birlikte modelin fan rotorunun çektiği gücün de arttığı gözlenmiştir. Serbest akışın olmadığı durumda fan-kanat modeline etkiyen statik itki kuvveti kuvvet-denge mekanizmasındaki ölçümlerle incelendiğinde fan rotor devri arttıkça doğrusal olmayıp giderek hızlanan bir artış göstermiştir.

Fan rotor dönmüyor iken  $\alpha$  değerindeki artış ile iz bölgesindeki dinamik basınç ölçümlerinde ters akış nedeniyle negatif dinamik basınç gözlemlendiğinden Jones yöntemi uygulanamamış, sürüklenme katsayısına  $\alpha$  parametresi etkisi kuvvet-denge mekanizmasındaki ölçümlerle incelenmiştir. İncelenen farklı akış koşullarının tümünde  $\alpha$  değerindeki artış ile sürüklenme katsayısı artarken, en düşük sürüklenme katsayısı fan-kanadın özel geometrisi nedeniyle negatif hücum açısında gözlemlenmiştir. İncelenen tüm hücum açılarında Re değerindeki artış sürüklenme katsayısında azalmaya yol açmıştır.

Fan rotor dönüyor iken itki katsayısına  $\alpha$  parametresinin etkisi Jones yöntemi kullanılarak farklı UHO ve Re değerlerine karşılık gelen iki farklı akış ve çalışma koşulu için incelenmiş, her iki durumda da negatif hücum açısında net itki elde edildiği,  $\alpha$  değerindeki artış ile itki katsayısının giderek azaldığı ve yüksek hücum açısında net itkinin ortadan kalktığı gözlenmiştir. Bu durum artan  $\alpha$  değeri ile sürüklenme kuvveti etkisinin giderek artmasıyla fan rotorun oluşturduğu jetin iz bölgesindeki momentum kaybını telafi etmede yetersiz kalmasına bağlanmıştır. Artan  $\alpha$  değeri ile modelin fan rotorunun çektiği güçte de bir azalma görülmüştür. Hücum açısındaki artış sonucu itki katsayısının azalması literatürdeki çalışmaların sonuçlarıyla uyumludur.

Modelin iz bölgesindeki akışta ölçülen dinamik basınç verilerine uygulanan *FFT* analizi sonucu fan rotorun çalışmadığı veya dönmediği durum için modelin varlığından kaynaklanan periyodik akış bulgusu saptanamamıştır. Ölçüm sistemindeki kısıtlar nedeniyle fan rotorun döndüğü durum için iz bölgesinde periyodik akış incelemesi yapılamamıştır.

İplikler ile akış görüntüleme yöntemi kullanılarak yapılan deneylerde fan rotor çalışmıyor iken yüksek  $Re$  değerinde  $10^\circ$  hücum açısında kanat profili üst yüzeyinin firar kenarına yakın bölgesinde gözlemlenen akış ayrılması, artan  $\alpha$  değeri ile birlikte kanat profili üst yüzeyinin orta bölgesine genişlemiş, fan rotor çalışıp UHO değeri 1'in üstüne (1,4) çıktığında ise ortadan kalkmıştır. Bu sonuç, ilgili literatürde yüksek  $Re$  ve  $\alpha$  değerlerinde fan-kanat üst yüzeyindeki akış ayrılmasının fan rotor hızındaki veya UHO değerindeki artış ile önlendiğini gösteren çeşitli çalışmalarla uyumludur.

#### **4.1.2 Sayısal inceleme sonuçları**

Sayısal inceleme daimi akış ve daimi olmayan akış yaklaşımı ile iki aşamada gerçekleştirilmiş ve sonuçlar kıyaslanarak farklılıkların nedenleri değerlendirilmiştir.

##### **4.1.2.1 Daimi akış için sayısal inceleme sonuçları**

Sıkıştırılamaz ve 2-B akış için HAD analizinde fan rotor dönmüyor iken daimi akış yaklaşımı uygulandığında,  $0^\circ$  hücum açısında farklı  $Re$  değerleri için hesaplanan sürüklenme katsayıları Jones yöntemi deney sonuçlarından en fazla % 2 sapma ile aynı değişim eğilimini göstermişlerdir. Sürüklenme katsayısını oluşturan bileşenler olarak kanat profili ve fan rotorun birbirlerine yakın etkiye sahip oldukları sonucu elde edilmiştir.

Fan rotor dönerken daimi akış veya donmuş rotor yaklaşımı ile *MRF* yöntemi kullanılan ve fan rotorun belirli bir açısız konumu için gerçekleştirilen HAD analizinde,  $0^\circ$  hücum açısında ve  $UHO = 1,4$  iken, farklı  $Re$  değerleri için hesaplanan itki katsayıları Jones yöntemi deney sonuçlarından en fazla % 12 sapma ile aynı değişim eğilimini göstermişlerdir. Belirtilen akış ve çalışma koşullarında itki katsayısı bileşenleri incelendiğinde kanat profili ve fan rotorun oransal olarak birbirlerine yakın katkıya sahip olduğu,  $Re$  değerindeki artış ile fan rotorun oransal katkısının azaldığı sonucuna varılmıştır. Aynı akış ve çalışma koşulları için hesaplanan taşıma katsayıları değerlerinde deney sonuçlarından önemli farklılıklar görülmüş, ayrıca  $Re$  değerindeki

artış deney sonuçlarından farklı bir etki göstererek taşıma katsayısında artışa yol açmıştır. HAD analizinde  $UHO = 2,1$  için hesaplanan itki ve taşıma katsayılarında deney sonuçlarıyla büyük farklılıklar görülmüş,  $UHO = 2,8$  için ayrıca yakınsama sorunlarıyla da karşılaşmıştır. Fan rotor döndürme momenti ve shaft gücü hesaplanarak deneylerde ölçülen çekilen güç ile kıyaslanmış,  $UHO = 2,1$  ve  $2,8$  değerleri için hesaplanan shaft gücünün fiziksel açıdan gerçekçi olmadığı ortaya çıkmıştır.  $UHO = 2,1$  ve  $2,8$  değerlerinde karşılaşılan problemler artan  $UHO$  değeri ile akıştaki daimi olmayan özelliklerin güçlenmesine ve daimi akış veya donmuş rotor yaklaşımının geçerliliğini yitirmesine bağlanmıştır.

Daimi akış için HAD analizinde hesaplanan sürüklenme katsayısının  $\alpha$  parametresi ile değişimi deney sonuçlarındakine benzer eğilim göstermesine karşın  $\alpha$  değeri arttıkça sürüklenme katsayısı deneylerde elde edilen değerlerin üstüne çıkmıştır. Fan rotor dönüyor iken  $Re = 124000$  ve  $UHO = 1,4$  akış ve çalışma koşulu için itki katsayısına  $\alpha$  parametresinin etkisi incelendiğinde HAD analizi sonuçlarının Jones yöntemi ile elde edilen deney sonuçları ile aynı değişim eğilimini gösterdiği ancak her iki yöntemle elde edilen itki katsayıları değerleri arasında önemli farklılıklar olduğu gözlenmiştir.

Daimi akış için HAD analizinde çözüm bölgesi giriş sınır koşulundaki türbülans parametreleri olan türbülans yoğunluğu ve türbülans viskozite oranının farklı akış ve çalışma koşulları için hesaplanan aerodinamik kuvvet katsayıları üzerindeki etkilerinin önemsiz olduğu, buna karşın kullanılan türbülans modelinin sonuçlar üzerinde önemli etkiye sahip olduğu görülmüştür. Çeşitli akış ve çalışma koşulları için  $SST\ k-\omega$  türbülans modeli kullanıldığında  $k-\epsilon\ realizable$  modeline göre daha küçük sürüklenme, itki ve fan rotor döndürme momenti katsayıları, buna karşın daha yüksek taşıma katsayıları hesaplanmıştır. Ancak deney sonuçları ile kıyaslandığında  $k-\epsilon\ realizable$  modeline göre genelde belirgin bir üstünlüğü olmadığı görülmüştür.

Daimi akış için son olarak fan rotor dönerken  $MRF$  yöntemi ile yapılan sayısal incelemede ilgili literatürdeki sayısal bir çalışmanın sonucundan farklı olarak fan rotorun açısal konumunun fan-kanat modeli çevresindeki akışa ve hesaplanan taşıma kuvveti katsayısına önemli etkisi olduğu saptanmıştır. Bu ve diğer bulgular nedeniyle daimi akım yaklaşımının ve  $MRF$  yönteminin geçerliliği sorgulanmış, fan rotor dönerken HAD analizinin daimi olmayan akış yaklaşımı ile tekrarlanması ve sonuçların kıyaslanması gerekli görülmüştür.

#### 4.1.2.2 Daimi olmayan akış için sayısal inceleme sonuçları

Fan rotor dönerken  $0^\circ$  hücum açısında daimi olmayan akış yaklaşımı ile URANS modeli ve kayan ağ yöntemi uygulanan HAD analizinde ortalama daimi akış durumuna yakınsama gerçekleştiğinde fan rotor çıkışından sonraki akışın kanatçıkların belli bir konumdan geçiş frekansına göre periyodik bir yapıya dönüştüğü ve bu durumun aerodinamik kuvvet katsayılarının ve fan rotor döndürme momenti katsayısının zamana göre değişimine de yansıdığı gözlenmiştir.

Daimi olmayan akış için farklı Re ve UHO değerleri için hesaplanan ortalama itki katsayıları değerlerinin UHO = 2,1 ve UHO = 2,8 için deney sonuçlarına daha yakın oldukları ancak UHO = 1,4 için deney sonuçları ile önemli farklar olduğu saptanmıştır. UHO değerindeki artışın etkisi deney sonuçları ile aynı eğilime sahip olup ortalama itki katsayısında artışa neden olmaktadır. Re değerindeki artışın etkisi ise UHO = 1,4 için deney sonuçları ile farklı, UHO = 2,1 için aynı eğilime sahip olup itki katsayısında azalmaya neden olmuştur. Ortalama itki katsayısı bileşenleri incelendiğinde kanat profili ve fan rotor arasındaki oransal dağılımda UHO değerindeki artış ile fan rotorun katkısının arttığı saptanmıştır.

Daimi olmayan akış için hesaplanan ortalama taşıma katsayıları değerleri deney sonuçları ile kıyaslandığında daimi akış sonuçlarına benzer biçimde deney sonuçları ile önemli farklılıklar görülmüştür. UHO değerindeki artışın etkisi deney sonuçları ile aynı eğilime sahip olup ortalama taşıma katsayısında önemli artışa neden olmuştur. Re değerindeki artışın etkisi deney sonuçları ile aynı eğilime sahip olmakla birlikte bu etki zayıf olup ortalama taşıma katsayısında önemsiz bir azalmaya neden olmuştur. Ortalama taşıma katsayısı bileşenleri incelendiğinde kanat profili ve fan rotor arasındaki oransal dağılımda kanat profili katkısının daha fazla olduğu ve UHO değerindeki artış ile bu katkının daha da arttığı saptanmıştır.

Daimi olmayan akış için hesaplanan fan rotor döndürme momenti katsayıları ortalama değerlerinin incelenen tüm akış ve çalışma koşullarında daimi akış için hesaplanan değerlerden önemli ölçüde daha küçük olduğu gözlenmiştir. Ortalama fan rotor döndürme momenti katsayıları fan rotor shaft gücünün hesaplanmasında kullanılmış ve bu gücün UHO ve Re parametrelerinin etkisi bakımından deneylerde ölçülen çekilen güç ile benzer eğilimlere sahip olduğu ancak ondan önemli ölçüde küçük olduğu

saptanmıştır. Bu sonucun olayın fiziki açısından daimi akış için elde edilen sonuca göre daha gerçekçi olduğu değerlendirilmiştir.

Daimi olmayan akış için değişik akış ve çalışma koşullarında fan-kanat modeli çevresindeki akış özelliklerinin zamanla değişimi incelenmiştir. Fan-kanat modeli çevresindeki ve içerisindeki basınç katsayısı ( $C_p$ ) konturları ve kanat profili üzerindeki  $C_p$  dağılımı incelendiğinde fan rotor çıkışındaki jete karşı gelen kanat profilinin üst yarıçap konumunda pik yapan bir yüksek basınç bölgesi oluşumu saptanmıştır. Bu durum daimi akış için fan rotorun değişik açısall konumlarında yapılan incelemelerde gözlenmemiştir. Belirtilen yüksek basınç bölgesine yakın bir konumda tanımlanan noktada bir kanatçık geçişi ve bir fan rotor devri süreleri boyunca basınç katsayısının zamana göre değişimleri incelenmiş ve bu bölgedeki akışta periyodik bir yapı gözlenmiştir. Fan-kanat modeli çevresindeki ve içerisindeki hız konturları incelendiğinde fan rotor çıkışındaki jetin kanat profilinin firar kenarına kadar yüzeye bitişik kaldığı gözlenmiştir. Bu durum daimi akış için fan rotorun değişik açısall konumlarında yapılan incelemelerde gözlenmemiştir. Kanat profili üst yüzeyine yakın bir konumda tanımlanan noktada bir kanatçık geçişi ve bir fan rotor devri süreleri boyunca hızın zamanla değişimi incelenmiş ve bu bölgedeki akışta periyodik bir yapı gözlenmiştir.

Daimi olmayan akış için değişik akış ve çalışma koşullarında fan-kanat modeli iz bölgesindeki akışta firar kenarından bir veter boyu uzaklıktaki konumda statik basıncın ve hız büyüklüğünün (veya dinamik basıncın) zamanla değişiminin incelenmesi ve elde edilen verilere *FFT* analizi uygulanması sonucunda düşük genliğe sahip periyodik bir akış saptanmıştır. İz bölgesindeki bu periyodik akışta statik basınçtaki değişim için fan rotor kanatçık geçiş frekansı, hız büyüklüğündeki (veya dinamik basınçtaki) değişim için ise saniyedeki fan rotor devri ve onun iki katı olarak iki farklı frekans gözlenmiştir. Fan rotor dönerken ölçüm sistemindeki kısıtlar nedeniyle deneysel olarak gerçekleştirilemeyen modelin iz bölgesinde dinamik basıncın zamanla değişimi ve periyodik akış incelemesi için alternatif olarak *HAD* analizi ile elde edilen bu sonuçların kullanılabileceği değerlendirilmiştir.

Daimi olmayan akış için fan-kanat modeli iz bölgesinde farklı akış ve çalışma koşullarında hesaplanan modelin firar kenarından bir veter uzunluğu mesafedeki hızın açısının UHO değerindeki artışa bağlı olarak artış gösterdiği ve maksimum  $4^\circ$ -  $6^\circ$  değerleri arasında olduğu saptanmıştır.

#### 4.1.2.3 Sayısal inceleme sonuçları arasındaki farklılığın değerlendirilmesi

Daimi ve daimi olmayan akış için HAD analizi sonuçları kıyaslandığında gözlemlenen nicelik ve nitelik olarak önemli farklılıkların nedenleri incelendiğinde aşağıda sıralanan hususlar saptanmıştır. Fan rotor dönerken daimi akış veya “donmuş rotor” yaklaşımı ile *MRF* yöntemi kullanıldığında fan rotorun açısal konumunun sonuçlar üzerinde önemli etkiye sahip olması bu yaklaşımın ve *MRF* yönteminin fan rotor çevresindeki düzgün olmayan akış durumunu yansıtamadığını göstermiştir. Daimi akış yaklaşımı ve *MRF* yöntemi ayrıca fan rotor kanatçıklarından akış ayrılması sonrası kopan girdapların diğer kanatçıklar üzerindeki etkisini de kapsamamaktadır. Ayrıca literatürde ÇAF’larla ilgili yapılan bazı sayısal çalışmaların sonuçlarından hareketle ÇAF’ın kanada entegre edildiği uygulamalarda da fan rotor çıkışındaki akışın düzgün olmaması nedeniyle daimi olmayan akış yaklaşımı ile *URANS* modeli ve kayan ağ yöntemi uygulanması yönünde değerlendirmeler yapılmıştır. Tez çalışmasındaki sayısal inceleme bulguları ve ilgili literatürdeki değerlendirmeler göz önüne alındığında fan-kanat aerodinamiğinin HAD analizi yöntemiyle incelenmesinde daimi olmayan akış yaklaşımı ile *URANS* modeli ve kayan ağ yönteminin esas alınması gerektiği sonucu ortaya çıkmıştır.

#### 4.1.3 Deneysel ve sayısal inceleme sonuçları arasındaki farklılıkların değerlendirilmesi

Tez çalışmasındaki deneysel ve sayısal inceleme sonuçları arasındaki farklılıkların temel nedenleri olarak aşağıda sıralanan hususların önemli etkiye sahip oldukları sonucuna varılmıştır. HAD analizinde daimi akım yaklaşımı ve kullanılan türbülans modeli, fan-kanat deney modeli geometrisinin tüm detaylarının HAD analizine tam yansıtılamamış olması, kuvvet-denge mekanizmasındaki ölçümler 3-B model üzerinde yapılırken HAD analizinin ise 2-B akış yaklaşımı ile yapılması ve küçük değerlerdeki taşıma kuvvetlerinin kuvvet-denge mekanizmasında yeterli hassasiyet ile ölçülememesi.

#### 4.2 Tez Çalışmasının Literatüre Katkıları

Literatürde yer alan konu ile ilgili deneysel ve sayısal çalışmalarla kıyaslandığında sunulan bu tez çalışmasının literatüre katkıları aşağıda sıralanmıştır. Boyutsuz UHO ve Re parametrelerinin fan-kanat aerodinamik performansına etkilerinin belirlenen bir

deney matrisine göre incelenmesi, fan-kanat modeli iz bölgesinde dinamik basınç ölçümleri ile Jones yöntemi kullanılarak 2-B akış için itki katsayısının elde edilmesi, ve iplikler ile akış görüntüleme yöntemi kullanılarak fan-kanat yüzeyindeki akış ayrılması gelişimi ve kontrolü süreçlerinin incelenmesi. Ayrıca fan-kanat modeline etkileyen aerodinamik kuvvet katsayılarının bileşenleri HAD analizi yöntemi ile literatürdeki çalışmalara göre daha kapsamlı olarak incelenmiştir.

#### 4.3 Gelecekteki Çalışmalar İçin Öneriler

DeneySEL ve sayısal incelemeler arasındaki farklılığın nedenlerinin incelendiği bölüm 4.1.3’de ve daha önceki bölümlerde belirtilen kısıtlar nedeniyle yüksek hassasiyette yapılamayan veya kısmen yapılabilen deneySEL ölçümlerin gelecekte daha gelişmiş donanım ve teknikler ile yapılması önerilebilir. Bunlara örnek olarak iz bölgesindeki dinamik basınç ölçümlerinin bu tür ölçümlere uygun yüksek frekans tepkisine (*frequency response*) sahip gelişmiş *probe*’larla yapılması; kuvvet-denge mekanizmasında küçük aerodinamik kuvvetleri yüksek hassasiyette ölçebilecek gelişmiş yük hücreleri kullanılarak ölçümler yapılması gösterilebilir.

Gelecekte yapılabilecek sayısal çalışmalar olarak daimi olmayan akış için HAD analizinde uzun hesaplama sürelerinden kaynaklanan zaman kısıtı nedeniyle yapılamayan hücum açısı etkisinin incelenmesi ve 3-B çözüm bölgesi ile hibrit bir türbülans modeli kullanarak HAD analizi yapılması önerilebilir. Sayısal çalışmanın kapsamı genişletilerek fan rotor geometrisi etkisi incelenebilir ve fan rotor shaft gücü ile kanat aerodinamik performansı arasında çok hedefli bir optimizasyon çalışması yapılabilir.

## KAYNAKLAR

- Ackeret, J.** (1941). Present and Future Problems of Airplane Propulsion, *NACA TM No. 976*, 1-8.
- Ahad, O. ve Graham, J. M. R.** (2007). Flight simulation and testing of the FanWing experimental aircraft, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 79/2, 131-136. DOI: 10.1108/00022660710732671.
- Alviach, G. R., Villafane, L., ve Paniagua, G.** (2016). Optical characterization of a cross flow fan for distributed propulsion, *52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA 2016-4960*, (s.1-5). USA: Salt Lake City, UT, July 25-27.
- Anderson, J. D.** (2011). *Fundamentals of Aerodynamics* (Fifth Edition). New York, NY: McGraw-Hill.
- Askari, S. ve Shojaeefard, M. H.** (2009a). Numerical Solution of Flow over an Airfoil with a Cross-Flow Fan as a Lift Generating Member in a New Aircraft Model, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 81/1, 59-64. DOI: 10.1108/00022660910927466.
- Askari, S. ve Shojaeefard, M. H.** (2009b). Shape Optimization of the Airfoil Comprising a Cross Flow Fan, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 81/5, 407-415. DOI: 10.1108/00022660910983680.
- Askari, S., Shojaeefard, M. H. ve Goudarzi K.** (2011) Experimental study of stall in an airfoil with forced airflow provided by an integrated cross flow fan, *Proc. IMechE., Vol.225, Part G: J. Aerospace Engineering*, 97-104. DOI: 10.1243/09544100JAERO723.
- Askari, S. ve Shojaeefard, M. H.** (2012). Experimental and Numerical Study of an Airfoil in Combination with a Cross-Flow Fan, *Journal of Aerospace Engineering*, 227(7), 1173-1187. DOI: 10.1177/0954410012452213.
- Shojaeefard, M. H. ve Askari, S.** (2012) Experimental and numerical investigation of the flap application in an airfoil in combination with a cross flow fan, *International Journal of Numerical Methods for Heat and Fluid Flow*, Vol.22, No.6, 742-763. DOI: 10.1108/09615531211244899.
- Barlow, J.B., Rae W.H., Pope A.** (1999). *Low Speed Wind Tunnel Testing* (Third Edition). New York, NY: John Wiley & Sons Ltd.
- Beckwith, T.G., Marangoni R. D., Lienhard, J. H.** (2009). *Mechanical Measurements* (Sixth Edition). Upper Saddle River, NJ: Pearson Prentice Hall.

- Benferhat, S., Yahiaoui, T., Imine, B., Ladjedel, O. ve Sikula, O.** (2019). Experimental and numerical study of turbulent flow around a FanWings profile, *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, 2019, Vol.13, No.4, 698-712.  
<https://doi.org/10.1080/19942060.2019.1639076>
- Bert, P. F., Pessiani, M., Combes, J. F. ve Kueny, J. L.** (1996). Unsteady Flow Calculation in a Cross-Flow Fan Using a Finite Element Method, *ASME 96-GT-443*, 1-10.
- Dang, T. Q. ve Bushnell, P. R.** (2009). Aerodynamics of cross-flow fans and their application to aircraft propulsion and flow control, *Progress in Aerospace Sciences*, 45, 1-29. doi: 10.1016/j.paerosci.2008.10.002.
- Dornier, P.** (1962). Multiple drive for aircraft having wings provided with transverse flow blowers, *US Patent No. 3,065,928*.
- Durmaz, S., Alahmad O. ve Saraçoglu B. H.** (2018). Performance optimization of a novel wing integrated distributed propulsion system, *2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting*, (s.1-12). USA: Kissimmee, Florida, 8-12 January. DOI: 10.2514/6.2018-2071
- Duddempudi, D., Yao, Y., Edmondson, D., Yao, F. ve Curley, A.** (2007). Computational Study of Flow over Generic Fan-Wing Airfoil, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 79/3, 238-244. DOI: 10.1108/00022660710743831.
- Dygert, R. K. ve Dang, T. Q.** (2009). Experimental Investigation of an Embedded Crossflow Fan for Airfoil Propulsion/Circulation Control, *Journal of Propulsion and Power*, Vol.25, No.1, 196-203. DOI: 10.2514/1.37110
- Eck, B.** (1973). *FANS* (First English Edition). Oxford: Pergamon Press.
- Golagan, C., Mores, S., Steiner H. S. ve Seitz, A.** (2009). Potential of the Cross-Flow Fan for Powered-Lift Regional Aircraft Applications, *AIAA 2009-7098*, 9th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (ATIO), (s.1-10), USA: Hilton Head, South Carolina, September 21-23.
- Hancock, J.P.** (1980). Test of a High Efficiency Transverse Fan, *AIAA-80-1243*, *AIAA/SAE/ASME 16<sup>th</sup> Joint Propulsion Conference*, (s.1-8). USA: Hartford, Connecticut, June 30-July 2.
- Harloff, G. J. ve Wilson, D. R.** (1980). Cross-Flow Propulsion Fan Experimental Development and Finite-Element Modeling, *AIAA 80-0385R*, *Journal of Aircraft*, Vol.18, No.4, 310-317.
- Hobson, G.V., Cheng, W. T., Seaton, M. S., Gannon, A. ve Platzer, M. F.** (2004). Experimental and Computational Investigation of Cross Flow Fan Propulsion for Lightweight VTOL aircraft, *GT2004-53468*, *Proceedings of ASME Turbo Expo 2004*, (s.781-791). Austria: Vienna, June 14-17.
- Kim, H. D. ve Saunders, J. D.** (2003). Embedded Wing Propulsion Conceptual Study, *NASA/TM-2003-212696*, 1-12.

- Kim, J., Ahn, E. Y. ve Oh, H. W.** (2005). Performance Prediction of Cross-Flow Fans Using Mean Streamline Analysis, *International Journal of Rotating Machinery*, 2005:2, 112-116.
- Kummer, J. D. ve Dang, T. Q.** (2006). High-Lift Propulsive Airfoil with Integrated Cross-Flow Fan, *Journal of Aircraft*, Vol.43, No.4, 1059-1068. DOI: 10.2514/1.17610.
- Kummer, J. D. ve Dang, T. Q.** (2010). Cross-Flow Fan Propulsion System, *US Patent No. 7,641,144 B2*.
- Lazzaretto, A., Toffolo, A. ve Martegani, A. D.** (2003). A Systematic Experimental Approach to Cross Flow Fan Design, *ASME Journal of Fluids Engineering*, Vol.125, 684-693. DOI: 10.1115/1.1593710.
- Mazur, J. ve Singh, T.** (1987). Momentum Exchanges and Energy Transfers in Cross Flow Fans, *ASME 87-GT-32*, 1-7.
- McMahon, H., Jagoda, J., Komerath, N. ve Seitzman J.** (2009). Force measurement in a subsonic wind tunnel, *Lesson Plan for AE3051 Experimental Fluid Dynamics*, Georgia Institute of Technology, Georgia, 1-8.
- Morris, M. ve Post, S.** (2010). Force balance design for educational wind tunnels, *American Society for Engineering Education*, AC 2010-393, 1-10.
- Moon, Y. J., Cho, Y. ve Nam, H.** (2003). Computation of Unsteady Viscous Flow and Aeroacoustic Noise of Cross Flow Fans, *Computers & Fluids*, 32, 995-1015.
- Nieh, T. W.** (1988). *The Propulsive Characteristics of a Cross Flow Fan Installed in an Airfoil* (Master tezi). ProQuest Dissertations and Theses database (UMI No. 1334000).
- Peebles, P.** (2001). Fluid Dynamic Lift Generation, *US Patent No. 6,231,004 B1*.
- Phan, N. H.** (2015). *Leading Edge Embedded Fan Airfoil Concept – A New Powered High Lift Technology* (Doktora tezi). ProQuest Dissertations and Theses database (ProQuest No. 3723302).
- Porter, A. M. ve Markland, E.** (1970). A Study of the Cross Flow Fan, *Journal of Mechanical Engineering Science*, Vol. 12, No.6, 421-431.
- Russo, G. P.** (2011). *Aerodynamic Measurements* (First Edition). Cambridge: Woodhead Publishing.
- Saraçoğlu, B. H. ve Paniagua G.** (2015). Analysis of the Flow Field around the Wing Section of a FanWing Aircraft under Various Flow Conditions, *53<sup>rd</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting*, AIAA 2105-1936, (s.1-8). USA: Kissimmee, Florida, January 5-19.
- Seyfang, G. R.** (2012). Fan Wing – Developments and Applications, *Proceedings of ICAS 2012*, 1-9.
- Siliang, D. ve Zhengfei, T.** (2018). The Aerodynamic Behavioral Study of Tandem Fan Wing Configuration, *International Journal of Aerospace Engineering*, Volume 2018, Article ID 1594570, 1-14. <https://doi.org/10.1155/2018/1594570>

- Siliang, D., Qijun, Z. ve Zhengfei, T.** (2020). Numerical Simulation of the Effect of Different Number Leading Edge Winglets on the Fan-Wing Aerodynamic Characteristics, *International Journal of Aerospace Engineering*, Volume 2020, Article ID 8941453, 1-15. <https://doi.org/10.1155/2020/8941453>
- Siliang, D., Zha,Y. ve Qijun, Z.** (2024). Research on Aerodynamic Test Validation and the Vector Force Control Method for an E-STOL Fan Wing Unmanned Aerial Vehicle, *Aerospace* 2024, 11, 55, 1-26. <https://doi.org/10.3390/aerospace11010055>
- White, F.** (2006). *Viscous Fluid Flow* (Third Edition). Singapore: Mc Graw-Hill.



## **EKLER**

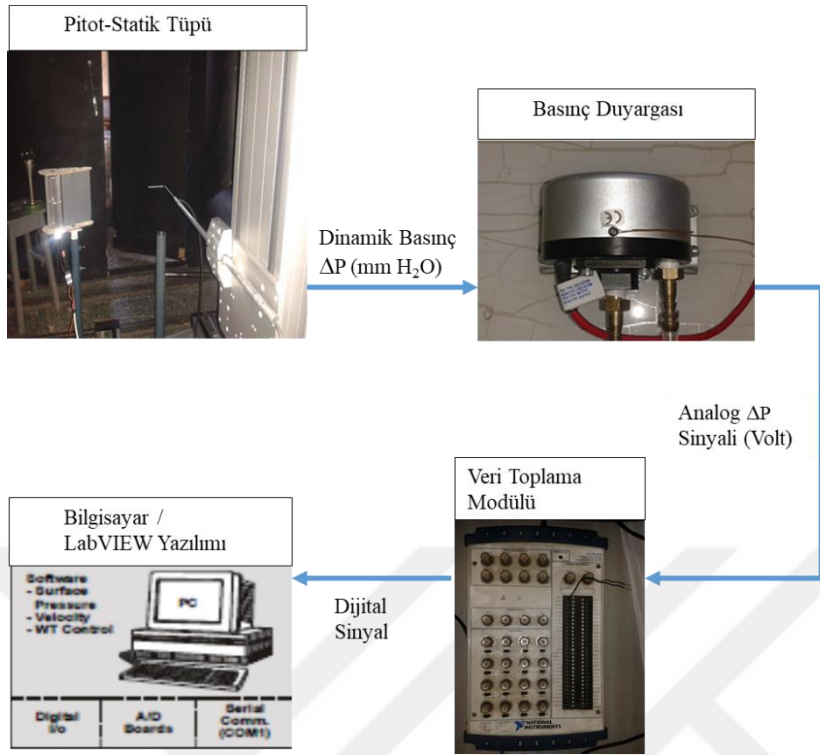
**EK A :** Veri akış şemaları

**EK B :** LabVIEW VI blok diyagram ve ön panel

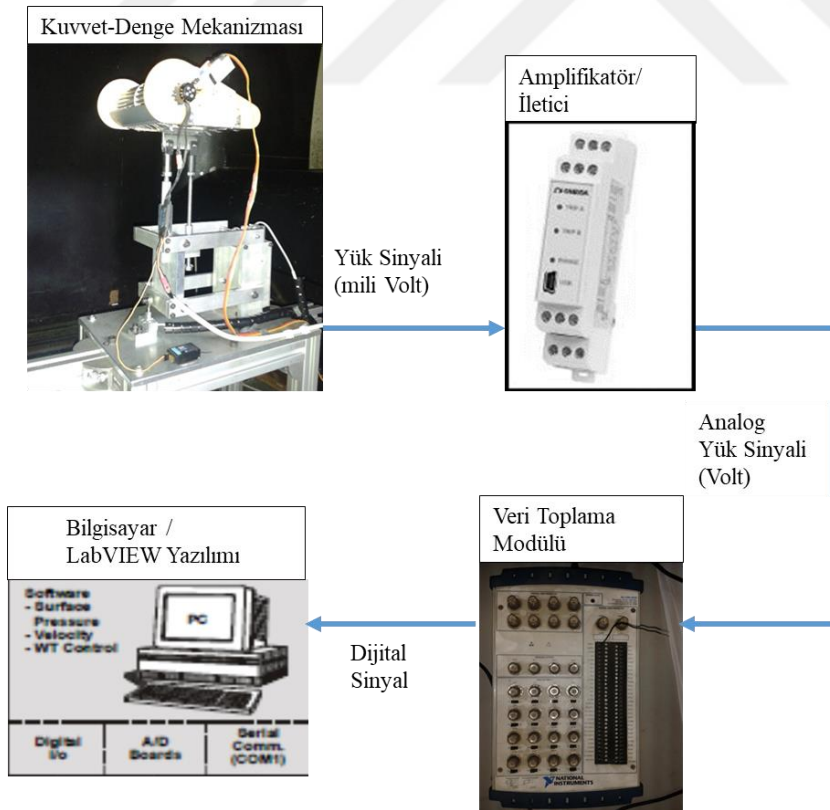
**EK C :** Yük hücresi konfigürasyon yazılımı kullanıcı ara yüzü



## EK A : Veri akış şemaları

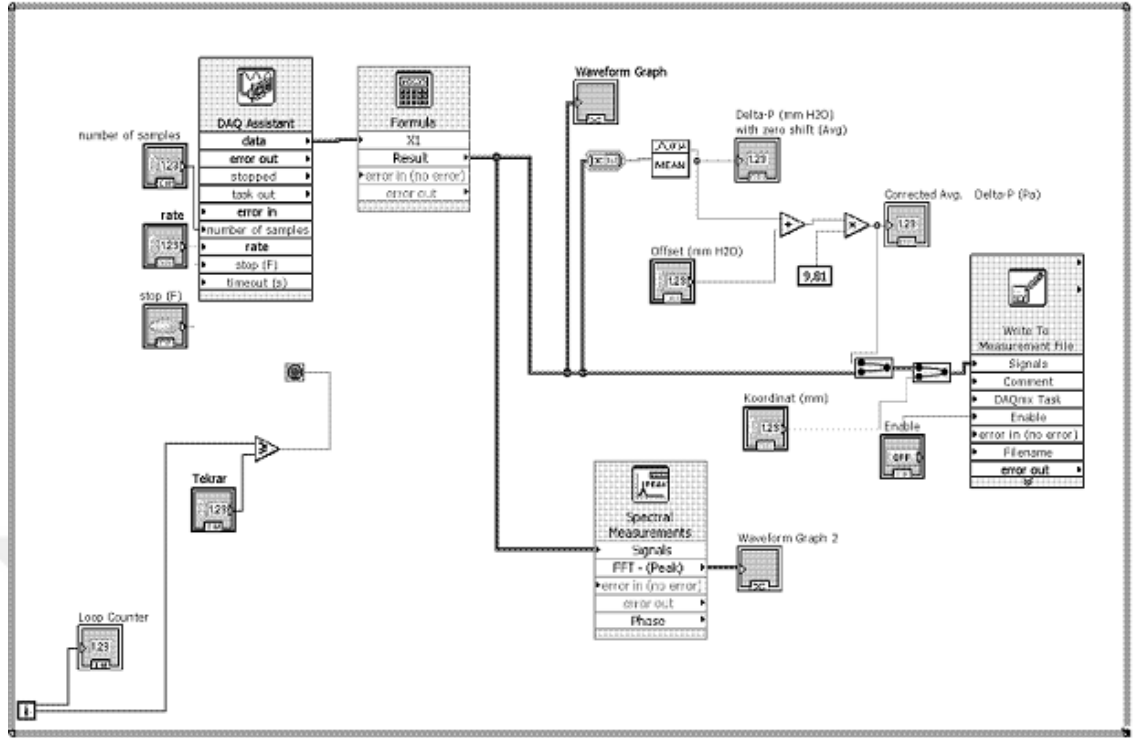


Şekil A.1 : Deney modeli iz bölgesinde dinamik basınç ölçümü - veri akış şeması.

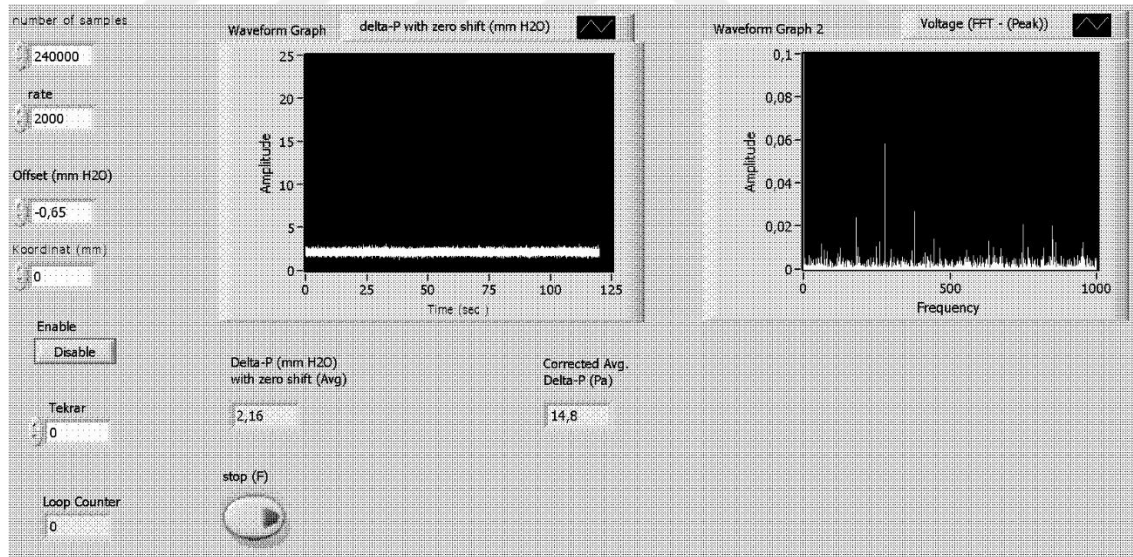


Şekil A.2 : Kuvvet-denge mekanizmasında kuvvet ölçümü - veri akış şeması.

## EK B : LabVIEW VI blok diyagram ve ön panel

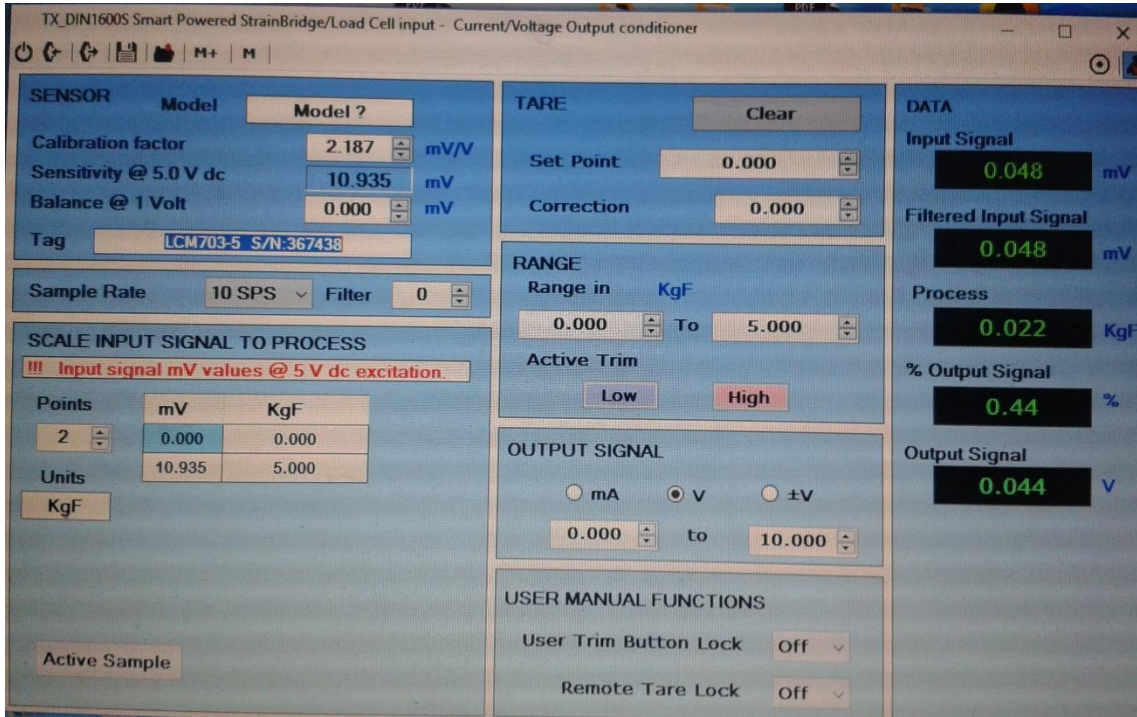


Şekil B.1 : Dinamik basınç ölçümü ve FFT analizi için VI - blok diyagram.



Şekil B.2 : Dinamik basınç ölçümü ve FFT analizi için VI - ön panel.

## EK C : Yük hücre si konfigürasyon yazılımı kullanıcı ara yüzü



Şekil C.1 : Yük hücre si konfigürasyon yazılımı kullanıcı ara yüzü.

## ÖZGEÇMİŞ

**Ad-Soyad**

: Celalettin Ekmel COŞKUNSES

### ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 1982, İstanbul Teknik Üniversitesi, Makina Fakültesi, Uçak Mühendisliği
- **Y. Lisans** : 1985, University of Toronto, Faculty of Applied Science and Engineering, Aerospace Engineering

### MESLEKİ DENEYİM:

- 1986-1994 yılları arasında Tusaş Motor Sanayi A.Ş (TEI)'de Metod ve Proses Mühendisi olarak çalıştı.
- 1995-2009 yılları arasında THY Teknik'te Güç Sistemleri Mühendisi, Atelye Mühendisi ve Motor Parça Kontrol Şefi olarak çalıştı
- 2010-2013 yılları arasında PW- Turkish Engine Center (TEC)'de Kalite ve Tamir Mühendislik Takım Lideri ve Kalite Müdürü olarak çalıştı.
- 2016-2019 yılları arasında çeşitli Üniversitelerde Meslek Yüksek Okulu Uçak Teknolojisi Programında yarı zamanlı Öğretim Görevlisi olarak çalıştı.
- 2021-2022 yılları arasında PW- Turkish Engine Center (TEC)'de yarı zamanlı Mühendislik Danışmanı olarak çalıştı.

### DOKTORA TEZİNDEN TÜRETİLEN YAYINLAR:

#### SCI-E ve Scopus İndeksli Makale

- **Coşkunes, C. E.** ve Tunçer, O. (2022). Experimental and numerical study of the aerodynamics of a cross flow fan embedded wing configuration, *Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University*, 38:1, 1-14. <https://doi.org/10.17341/gazimmfd.598403>

### DİĞER YAYINLAR:

- Gottlieb, J. J. ve **Coşkunes, C. E.** (1985). Effects of Particle Volume on the Structure of a Partially Dispersed Normal Shock Wave in a Dusty Gas Flow, *University of Toronto UTIAS Report No.295*.

