Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University 38:1 (2023) 1-14



Mühendislik Mimarlık Fakültesi Dergisi Journal of The Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University

Elektronik / Online ISSN: 1304 - 4915 Basılı / Printed ISSN: 1300 - 1884

Experimental and numerical study of the aerodynamics of a cross flow fan embedded wing configuration

Celalettin Ekmel Coşkunses^(D), Onur Tunçer^(D)

Department of Aeronautical Engineering, Faculty of Aeronautics and Astronautics, İstanbul Technical University, 34469, İstanbul, Türkiye

Highlights:

Graphical/Tabular Abstract

- 2-D and 3-D methods used to study FanWing aerodynamics.
 The effects of time model
- The effects of tip speed ratio (TSR) and Reynolds number (Re) on aerodynamic forces.
- Flow separation on FanWing surface

Keywords:

- FanWing
- Cross flow fan
- Distributed propulsion
- Aerodynamic Forces

Article Info:

Research Article Received: 01.08.2019 Accepted: 24.11.2021

DOI:

10.17341/gazimmfd.598403

Correspondence:

Author: Onur Tunçer e-mail: tuncero@itu.edu.tr phone: +90 212 285 6843



The indirect measurement of aerodynamic drag/thrust force acting on the FanWing model using Jones method

requires to obtain the dynamic pressure profile in the wake of the model. The wind tunnel set-up for the

measurement of the dynamic pressure in the wake of the FanWing model is shown in Figure A.

Figure A. Top view of the set-up for the dynamic pressure measurement in the wake of the FanWing model

Purpose:

This study aims to investigate the flow field around the FanWing model and the effects of parameters TSR and Reynolds number on aerodynamic forces acting on it experimentally and numerically.

Theory and Methods:

In the wind tunnel tests, drag/thrust coefficients were obtained indirectly by dynamic pressure measurements in the wake of the FanWing model and using the Jones method which depends on momentum change of the flow in the wake of the model. Direct measurements of aerodynamic forces acting on the FanWing model were performed by using a locally manufactured force-balance mechanism. Tufts method was used to investigate the flow separation on the airfoil upper surface of the FanWing model. In Computational Fluid Dynamics (CFD) study, the steady Reynolds Averaged Navier Stokes (RANS) flow model was solved using Moving Reference Frame (MRF) or "frozen rotor" method.

Results:

According to the experimental results TSR has more significant effect on the aerodynamic force coefficients comparing with Reynolds number and larger TSR increases the thrust and lift coefficients. While lift coefficient decreases with increasing Reynolds number, thrust coefficient increases. For the fan-off condition, at high angles of attack and high Reynolds numbers flow separation was observed on the FanWing model airfoil upper surface close to the trailing edge which disappeared for the fan-on and TSR value over 1 condition. Thrust coefficients obtained by CFD analysis for 0 degree angle of attack, TSR = 1.4 and varying Reynolds numbers were within 12 % of experimental results.

Conclusion:

TSR has more significant effect on the aerodynamic force coefficients comparing with Reynolds number. The increase in TSR prevents the flow separation on the airfoil upper surface of the FanWing model at high angles of attack and high Reynolds numbers.

Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University 38:1 (2023) 1-14



Çapraz akışlı fan gömülü bir kanat konfigürasyonu aerodinamiğinin deneysel ve sayısal incelenmesi

Celalettin Ekmel Coşkunses^(D), Onur Tunçer^{*(D)}

İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği Bölümü, 34469, Maslak, İstanbul, Türkiye

ÖNEÇIKANLAR

- Fan-kanat aerodinamiğinin incelenmesi için iki ve üç boyutlu akış yaklaşımları
- Aerodinamik kuvvetlere uç hız oranı (UHO) ve Reynolds sayısı (Re) etkisi
- Fan-kanat yüzeyinde akış ayrılması

Makale Bilgileri	ÖZ
Araştırma Makalesi	Bu çalışmada incelenen fan-kanat, kısmen gömülü çapraz akışlı fana (ÇAF) sahip olup, düşük uçuş hızları
Geliş: 01.08.2019	ve yüksek manevra kabiliyeti gerektiren hava araçları için uygundur. Bu çalışmanın amacı fan-kanat modeli
Kabul: 24.11.2021	çevresindeki akışın ve modele etkiyen aerodinamik kuvvetlerin uç hız oranı (UHO) ve Reynolds sayısı (Re)
	parametreleri ile değişiminin deneysel ve sayısal yöntemlerle incelenmesidir. Hesaplamalı akışkanlar
DOI:	dinamiği (HAD) analizinde daimi akış kabulüyle Reynolds Ortalamalı Navier Stokes (RANS) modeli
10.17341/gazimmfd.598403	çözülmüştür. Hava tünelinde modelin iz bölgesinde basınç ölçümleri yapılarak Jones yöntemi ile
e	sürükleme/itki katsayıları elde edilmiştir. Aerodinamik kuvvetlerin direkt ölçümü kuvvet-denge
Anahtar Kelimeler:	mekanizmasında gerçekleştirilmiştir. Model yüzeyindeki akış ayrılması iplik yöntemi kullanılarak
Fan-kanat,	incelenmiştir. Deney sonuçlarına göre aerodinamik kuvvet katsayıları üzerindeki UHO etkisi Reynolds sayısı
çapraz akışlı fan,	etkisine göre daha fazladır ve yüksek UHO değerleri itki ve taşıma katsayılarını arttırmaktadır. Artan
dağıtılmış itki,	Reynolds sayısı ile taşıma katsayısı azalırken, itki katsayısı artmaktadır. Fan çalışmıyor iken, model üst
aerodinamik kuvvetler	yüzeyinin firar kenarına yakın bölgesinde yüksek hücum açısı (α) ve Re değerlerinde akış ayrılması
	görülmüş, fan çalışıp UHO değeri 1'in üstüne çıktığında ortadan kalkmıştır. HAD analizinde $\alpha = 0^{\circ}$ ve UHO
	= 1,4 için farklı Reynolds sayılarında deney sonuçlarından en fazla %12 farklı itki katsayıları elde edilmiştir.

Experimental and numerical study of the aerodynamics of a cross flow fan embedded wing configuration

HIGHLIGHTS

- 2-D and 3-D flow methods used to study FanWing aerodynamics
- The effects of tip speed ratio (TSR) and Reynolds number (Re) on aerodynamic forces
- Flow separation on FanWing surface

and is
is to
speed
el. In
l was
ments
were
nodel
cients
le lift
an-off
attack
cients
2% of

^{*}Sorumlu Yazar/Yazarlar / Corresponding Author/Authors : ecoskunses@itu.edu.tr, *tuncero@itu.edu.tr / Tel: +90 212 285 6843

1. Giriş (Introduction)

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 [1]. Bu tür kanatlara sahip hava araçları, pervaneli motor kullanan hava araçlarına göre çeşitli teknik avantajlara sahiptir. Bu avantajlardan en önemlileri olarak: ek taşıma kuvveti vasıtası ile taşıma kaybı olmaksızın yüksek hücum açısı ve kısa mesafede kalkış ve iniş yeteneği, daha düşük sürükleme ve daha yüksek itki verimi, taşıma ve itkinin farklılık kontrolleri vasıtası ile daha etkin uçuş kontrolü sayılabilir [1, 2]. Kanatlarda ek taşıma ve itki kuvveti elde etmede ÇAF'ın temel işlevleri sınır tabaka ve sirkülasyon kontrolü, kanat profili üst yüzeyinde akışı hızlandırarak statik basıncı düşürme ve akışa momentum artışı sağlamak, akışı kanat profili üst yüzeyinden arkaya iz bölgesine yönlendirerek iz bölgesini doldurmak suretivle iz bölgesindeki momentum kaybını gidermektir [2]. ÇAF'larda akış bölgesi temelde iki boyutludur. ÇAF'a girişteki hava akışının hız vektörü fan rotorunun dönme eksenine dik olup, hava akışı aynı kanatçık kaskatlarının oluşturduğu akış kanallarından iki kez geçmektedir. Şekil 1'de gösterildiği gibi hava akışı girişte radyal yönde fan rotorunun merkezine doğru bir yön izlemekte, çıkışta ise yine fan rotorunun merkezine göre radyal yönde bir akış olmaktadır. Bu şekilde akış aynı kanatçıklar tarafından iki kez hızlandırılmaktadır. ÇAF'lar iki boyutlu akış özellikleri sayesinde fan rotor ekseni boyunca istenildiği kadar uzun tutulabilir [2, 3].



Şekil 1. Çapraz akışlı fan (Cross flow fan)

Sahip olduğu akış özellikleri ve uygun geometrik yapısı nedeniyle ÇAF'ı uçak kanatlarına adapte ederek ek taşıma ve itki kuvvetleri elde etme yönünde çeşitli çalışmalar yapılmıştır. Ackeret [4] 1938 yılında ÇAF'ın uçaklarda kullanılmasını ilk defa gündeme getirerek sınır tabaka kontrolü yardımıyla itki kuvveti elde edilmesini önermiştir. Dornier [5] 1962 yılında ÇAF'ın uçak kanatlarında kullanımı ile ilgili ilk patenti almış ve Şekil 2'de gösterilen konfigürasyonda kanat profilinin orta bölümüne monte edilmiş ÇAF'larla taşıma ve itki kuvvetleri elde etmeyi hedeflemiştir. Ancak yapılan deneysel calısmaların sonucunda Şekil 2'dekine benzer kanat konfigürasyonunun taşıma ve itki kuvvetleri bakımından verimli olmadığı gözlemlenmiştir [6]. ABD'de 1970'lerde havacılık endüstrisinde başlatılan VTOL özellikli uçaklarda iniş ve kalkışta ek itki kaynağı olarak kullanılmak üzere gövdeye gömülü yüksek verimli ÇAF geliştirilmesi çalışmaları sonraki dönemlerde NASA projesi kapsamında Naval Post Graduate School'da deneysel ve sayısal çalışmalar olarak devam ettirilerek itki veriminin ve itki/ağırlık oranın iyileştirilmesi hedeflenmiştir [7]. Aynı NASA projesi kapsamında Syracuse üniversitesinde ÇAF'ın hava aracı itki ihtiyacının tamamını karşılaması için yapılan araştırma çalışmalarında itki özellikli kanat (Propulsive Wing) konfigürasyonu geliştirilmiştir. Söz konusu konfigürasyonda ÇAF 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 [8]. Kummer vd. [9] itki özellikli kanadın kalın profilli versiyonu için iki boyutlu daimi olmayan akış yaklaşımı ile HAD analizi çalışması, Dygert vd. [10] ise hava tünelinde deneyler yapmışlardır. Golagan vd. [11] ise aynı konfigürasyonun ince kanat profiline sahip versiyonu ile ilgili olarak iki boyutlu daimi olmayan akış yaklaşımı ile HAD analizi çalışması yapmışlardır. Phan [12] kanat profilinin hücum kenarına gömülü fan konfigürasyonunu geliştirerek iki ve üç boyutlu akış için HAD analizi ve akış görünürlük çalışmaları yapmıştır. Söz konusu konfigürasyonda ÇAF seyir anında kanadın ve hücum kenarı kanatçıklarının içine tamamen gömülü olup sadece kalkış ve inişlerde aktif hale gelmektedir.



Şekil 2. ÇAF gömülü uçak kanadı [5] (CFF embedded aircraft wing)

Peebles [13], CAF'ın hava aracı itki kuvveti ihtiyacının tamamını karşılamak amacıyla tasarladığı ve Şekil 3'de gösterilen fan-kanat konfigürasyonunda kanat profilinin hücum kenarında kısmen gömülü ÇAF ile düşük hızlı uçuşlarda yüksek itki ve arttırılmış taşıma kuvveti elde etmeyi hedeflemiştir. 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. Hava tünelinde fan-kanat modeli üzerinde yapılan aerodinamik kuvvetlerin ölçümlerinde, fan-kanat için kritik performans parametresinin uç hız oranı (UHO) olduğu belirlenmiş ve 10 değerini aşan maksimum taşıma kuvveti katsayıları elde edilmiştir [14]. Ahad vd. [15] geliştirdikleri fan-kanat simülasyon modelinde daha önce Imperial College'daki deneysel çalışmalarda elde edilen aerodinamik verileri kullanarak fan-kanatın uçuş performansı incelemişlerdir. 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. Duddempudi vd. [16] tarafından fan-kanat modeli için iki boyutlu daimi olmayan akış yaklaşımı ile yapılan sayısal çalışmada rotor içerisindeki merkezden kaçık girdabin hareketi ve rotor çıkışındaki kanatçıkların yakınındaki jet akışı önceki deneysel sonuçlara büyük bir yakınlıkla yeniden gözlemlenmiştir. Aynı çalışmada aerodinamik kuvvetlerin hesaplama sonuçlarının Imperial College'daki deneylerin sonuçlarına göre sapması kabul edilebilir düzeyde bulunmuştur.



Şekil 3. Fan-kanat [13] (FanWing)

Tahran üniversitesinde iki boyutlu daimi ve sıkıştırılamaz akış yaklaşımıyla yapılan sayısal çalışmalarda fan-kanat modeline etkiyen aerodinamik kuvvetlerin ve yunuslama momentinin, model üzerindeki statik basınç dağılımının akış hızı ve fan hızına göre değişimi incelenmiştir [17]; ayrıca performans artışı için farklı kanat profili geometrileri geliştirilmiştir [18]. Aynı üniversitede hava tünelinde üç bileşenli balans kullanılarak yapılan deneysel çalışmalarda ilkin modelin taşıma kaybı hücum açısı incelenmiştir [19] ; sonra modele etkiyen aerodinamik kuvvetlerin ve yunuslama momentinin fan hızı ve Reynolds sayısı ile değişimi incelenmiştir [20] ; son olarak fan-kanatta firar kenarına eklenen flap etkisi incelenmiştir [21]. Deney sonuçlarına göre fan hızındaki artış taşıma kaybı hücum açısında, taşıma kuvveti ve yunuslama momenti katsayılarında artışa, sürükleme kuvveti katsayısında azalmaya yol açmış; Reynolds sayısındaki artış ile taşıma kaybı hücum açısında ve aerodinamik kuvvet katsayılarında azalma saptanmıştır [19, 20]. Deney sonuçları ile kıyaslama için yapılan tamamlayıcı sayısal incelemelerin sonucunda sayısal farklılıklara karşın deney sonuçları ile aynı eğilimler gözlemlenmiştir [20, 21].

FanWing Ltd. şirketinin yanı sıra Alman Havacılık ve Uzay Merkezi ve von Karman Enstitüsü'nün de yer aldığı SOAR projesi kapsamında fan-kanat modeli üzerinde çeşitli çalışmalar yapılmıştır. Saraçoğlu vd. [22] tarafından bu proje kapsamında yapılan çalışmada fan devri, uçuş hızı, temel geometrik parametreler ve hücum açısının taşıma ve itki kuvvetlerine etkisi HAD analizi ile incelenmiştir. İki boyutlu sıkıştırılabilir daimi olmayan akış için URANS akış modeline kayan ağ yöntemi uygulanan bu çalışma sonucunda fan-kanat modelinin aerodinamik performansına UHO parametresinin önemli etkisi görülmüştür. Sonuçlara göre taşıma ve itki kuvvetleri katsayıları UHO artışı ile doğrusal olarak artarken bunların zamana bağlı değişimi de artmakta, yüksek UHO değerlerinde negatif hücum açısında dahi pozitif taşıma ve itki kuvveti elde edilebilmektedir. Alviach vd. [23] tarafından yapılan deneysel çalışmada von Karman Enstitüsü düşük hız hava tünelinde fan-kanat modelinde ÇAF içerisindeki akış alanı PIV yöntemi ile incelenmiştir. Durmaz vd. [24] tarafından yapılan güncel sayısal çalışmada önceki sayısal çalışmadaki 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.

Ziliang vd. [25] tarafından yapılan sayısal ve deneysel çalışmada tandem fan-kanatların birbirlerine göre konum ve açılarının taşıma ve itki kuvvetlerine etkisi sayısal ve deneysel yöntemlerle incelenmiştir. Sayısal yöntemde iki boyutlu daimi olmayan ve sıkıştırılamaz akış için kayan ağ tekniği kullanılmıştır. Deneyler açık devre hava tünelinde aerodinamik kuvvetlerin ölçümü ile gerçekleştirilmiştir. Sonuçlar, modeller arasında yükseklik farkı olmaması ve aralarında belirli bir yatay mesafenin sağlanması durumunda tandem fan-kanatın taşıma ve itki kuvveti performansının tek fan-kanata göre daha iyi olduğunu göstermiştir. Modellerin açısal konumu ise önemsiz bir etkiye sahiptir.

1.1. Çalışmanın Kapsamı (Scope of the Study)

Sunulan bu çalışmada Mach sayısı (M) < 0,1 olan düşük ses altı hızlarda uçan mini İHA'larda kullanılabilecek bir fan-kanat modeline etkiyen aerodinamik kuvvetler ile bunların UHO ve Reynolds sayısı parametrelerine göre değişimi ve kanat modeli çevresindeki akış bölgesi deneysel yöntemlerle ve HAD analizi ile incelenmiştir. Şekil 4'te deneysel ve sayısal çalışmalarda kullanılan ve bilgisayar destekli tasarım (BDT) yazılımı ile tasarlanmış fan-kanat modelinin geometrisi gösterilmiştir. Deneysel çalışmalarda modelin iz bölgesinde pitot-statik ile dinamik basınç ölçümleri, iki bileşenli kuvvet-denge mekanizmasında aerodinamik kuvvetlerin direkt ölçümleri ve iplik yöntemi ile modelin yüzeyindeki akış ayrılmasının görüntülenmesi gerçekleştirilmiştir. HAD analizinde iki boyutlu daimi akış yaklaşımı kullanılmıştır. Bu çalışmada incelenen 3 adet farklı Re sayısı 5, 7,5 ve 10 m/s serbest akış hızlarına karşılık gelmektedir ve en yüksek fan devri olan 9000 RPM dev/dk. için fan rotor uç hızı yaklaşık 30 m/s olmaktadır. Belirtilen hızlarda M < 0,3 olduğundan HAD analizinde sıkıştırılamaz akış yaklaşımı uygulanmıştır. 10 m/s serbest akış hızı fan-kanat modeli için kullanım olanağının araştırıldığı mini İHA'ların ortalama uçuş hızlarından (15 m/s civarı) fazla farklı değildir. Mini İHA kanatlarının veter uzunluğu da modelin veter uzunluğundan fazla farklı değildir. Buna dayanarak incelenen Re sayılarında mini İHA'ların kanatları etrafındaki akış ile ilgili bir çıkarımda bulunulabilir. Kanada etkiyen 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 katsayısındaki farklılığın da önemsiz olması durumunda deney modeline etkiyen maksimum aerodinamik kuvvetlerin 2-2,5 katı kuvvetler beklenebilir. Yapılan çeşitli çalışmaların sonuçlarına göre aynı UHO değeri sağlandığında Re etkisi de az olduğundan aerodinamik kuvvet katsayılarındaki değişimin ihmal edilebilecek düzeyde kalması beklenebilir.



Şekil 4. Fan-kanat modeli (FanWing model)

Fan-kanatın aerodinamik performansı açısından önemli parametre ve göstergeler Eş. 1, Eş. 2, Eş. 3, Eş. 4 ve Eş. 5' te verilmiştir:

UHO (Uç hız oranı) =
$$V_{tin} / V$$
 (1)

 $V_{tin} (Fan rotor uç hızı) = \pi .N. d / 60$ (2)

- Re (Reynolds sayısı) = (V.c) / ν (3)
- C_{L} (Taşıma katsayısı) = L / (1/2 (ρ .V².b.c)) (4)
- $C_{\rm D} (\text{Sürükleme katsayısı}) = D / (1/2 (\rho.V^2.b.c))$ (5)

2. Deneysel Yöntem (Test Methodology)

Deneylerde, serbest akış hızı ve fan devri için hava tüneli ve fan tahrik motoru kısıtları göz önünde bulundurularak oluşturulan ve Tablo 1'de verilen deney matrisi esas alınmıştır. Söz konusu matriste boyutsuz parametreler UHO ve Reynolds sayısı satırlar ve sütunlar boyunca %50 ve %100 artış göstermektedir. Deney matrisinde değerleri 2250 ile 9000 dev/dk. arasında değişen 6 farklı fan devri kullanılmıştır.

Tablo 1. Deney matrisi (Test matrix)

	$Re = 6,2x10^4$	$Re = 9,3x10^4$	$Re = 1,24x10^5$
UHO = 1,4	✓	✓	✓
UHO = 2,1	✓	✓	✓
UHO = 2,8	✓	✓	✓

2.1. Deney Modeli (Test Model)

Şekil 5'de gösterilen ve deneysel çalışmada kullanılan modelin kanat profili kompozit bir yapı olarak imal edilmiştir. Deney modelinde piyasadan temin edilen bir çapraz akışlı fandan sökülen rotor kullanılmıştır. Tablo 2'de deney modelinin teknik özellikleri verilmiştir.



Sekil 5. Fan-kanat deney modeli (FanWing test model)

2.2 Deney Düzeneği ve Modelin İz Bölgesinde Pitot-Statik ile Dinamik Basınç Ölçümleri

(Test Set-up and Dynamic Pressure Measurements in the Wake with Pitot-Static Tube)

Fan-kanat modeli üzerindeki deneyler İTÜ Trisonik Lab.'de Şekil 6a'da gösterilen Eiffel tipi hava tünelinde gerçekleştirilmiştir. Söz konusu hava tünelinin test bölümü kesiti 80x80 cm boyutlarında olup, 5-20 m/s arası akış hızı sağlamaktadır. Modelin iz bölgesinde dinamik basınç ölçümleri için model Şekil 6b'de gösterildiği gibi hava tüneli test bölümüne dikey olarak yerleştirilmiş, pitot-statik donanımı üç boyutlu travers mekanizmasına tespit edilerek konumu modelin iz bölgesinde ve uç plakalarının hizasının uzağında kalacak şekilde belirli bir yüksekliğe ayarlanmıştır. Ayrıca fan çalışırken değişik çalışma ve akış koşullarında çekilen güç Watt cinsinden ölçülmüştür.

Tablo 2. Deney modeli teknik özellikleri

 (Technical specifications of test model)

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

Modele etkiyen sürükleme/itki kuvvetlerinin modelin iz bölgesindeki momentumun değişimine dayanan Jones yöntemi [26] kullanılarak hesaplanabilmesi için deney matrisindeki şartları sağlayan akış hızları ve fan devirlerinde Şekil 7'de gösterildiği gibi iz bölgesinde pitotstatik tüpü ile dinamik basınç ölçümleri yapılmıştır. Basınç duyargası ve veri toplama cihazı vasıtası ile bilgisayara iletilen dinamik basınç ölçümleri LabView yazılımı kullanılarak kaydedilmiştir. Eş. 6'da ifade edilen bu dinamik basınç verileri Eş. 7'de kullanılarak iz bölgesindeki dinamik basınç profili grafikleri boyutsuz dinamik basınç katsayısı değerleri cinsinden elde edilmiştir. Bu boyutsuz değerler ayrıca Jones yöntemi için Excel'de oluşturulan tablolarda kullanılarak Eş. 8 ve Eş. 9'da verilen iki boyutlu akış için sürükleme/itki katsayıları hesaplanmıştır.

Dinamik basınç (Pa) : $q = (P_T - P_S)$ (6)

Dinamik basınç katsayısı: $Cp_q = (P_T - P_S) / (P_T - P_S)_{\infty}$ (7)

İki boyutlu akış için sürükleme katsayısı $C_d = D' / (1/2 (\rho.V^2.c))(8)$

İki boyutlu akış için itki katsayısı $C_t = (T' - D') / (1/2 (\rho.V^2.c))$ (9)

2.3. İki Bileşenli Kuvvet-Denge Mekanizması ile Aerodinamik Kuvvetlerin Ölçümü

(Measurement of the Aerodynamic Forces with 2-Component Force Balance Mechanism)

Aerodinamik kuvvetleri direkt ölçebilecek iki bileşenli kuvvet denge mekanizması tasarımı için ilgili literatür [27, 28] incelenmiş ve



Şekil 6. İTÜ Trisonik lab.- Eiffel hava tüneli (a) Genel görünüm (b) Test bölümü ve deney düzeneği (ITU Trisonic lab. – Eiffel wind tunnel (a) General view (b) Test section and test set-up)



Şekil 7. Fan-kanat modeli iz bölgesinde dinamik basınç ölçüm düzeneğinin üstten görünümü (Top view of the set-up for the dynamic pressure measurement in the wake of FanWing model)

mevcut koşullara adapte edilerek Şekil 8'de gösterilen mekanizma imal edilmiş ve üzerine 5 ve 10 kg yük kapasiteli 2 adet yük hücresi monte edilmiştir. Kuvvet-denge mekanizması Eiffel hava tüneli test bölümünde alüminyum sigma profillerden imal destek yapısına yerleştirilmiştir. Mekanizmanın kalibrasyon işlemini takiben yine Şekil 8'de gösterildiği gibi deney modeli mekanizma üzerine yerleştirilerek değişik akış ve çalışma koşullarında modele etkiyen taşıma ve sürükleme/itki kuvvetleri ölçülmüştür. Üç boyutluluk etkisini azaltmak için deney modelinin yanal konumu, firçasız DC motorun tespit edildiği uç plakası Eiffel hava tüneli lülesinin çıkış kenarı ile hizalanacak şekilde ayarlanmıştır.



Şekil 8. Aerodinamik kuvvetlerin kuvvet-denge mekanizmasında ölçüm düzeneği

(Force-balance mechanism set-up for measurement of aerodynamic forces) 6

2.4. İplik Yöntemi ile Akış Görünürlüğü (Flow Visualization Using Tufts)

İplik yönteminde, modelin yüzeyi üzerindeki akım çizgilerini ve akış ayrılmasının gerçekleştiği bölgeleri ve hücum açılarını saptamak için kanat profili yüzeyine tutturulmuş olan ipliklerden yararlanılmaktadır [29]. Bu amaçla iplik tahtası üzerinde hazırlanan beyaz renkli iplikler şeffaf bantlarla kanat profili üst ve alt yüzeylerine tutturulmuştur. Belirlenen hızlarda ve fan devirlerinde akış ayrılmasının gerçekleştiği hücum açıları gözlemlenerek ipliklerin durumu fotoğraf ve video ile kaydedilmiştir.

3. Analitik ve Sayısal Yöntem (Analytical and Numerical Methodology)

3.1. Analitik Yöntem (Analytical Methodology)

Modelin etrafındaki akışın birinci mertebeden analitik incelemesi için düz akış içerisinde kendi ekseni etrafında dönen R yarıçaplı bir silindir etrafındaki akış benzeşimi kullanılmıştır. Bu akış için potansiyel teorinin verdiği yaklaşık çözümden HAD analizi ve deneylerden elde edilecek çözümlerle kıyaslamak ve bunlardan beklenen sonuçların mertebesi hakkında fikir sahibi olmak için yararlanılmıştır. Potansiyel teoriye göre dönen silindir etrafındaki akış modeli: düz + duble + girdap akışlarının birleşimi olarak ifade edilmektedir [30]. Buna göre Eş. 10, Eş. 11 ve Eş. 12 ile dönen silindir etrafındaki potansiyel akış için elde edilebilecek maksimum kaldırma kuvveti katsayısı elde edilmiştir:

İki boyutlu akış için taşıma kuvveti:

$$L' = \rho. V. \Gamma \tag{10}$$

İki boyutlu akış için taşıma katsayısı:

$$C_{l} = L' / (1/2 (\rho. V^{2}.2.R)) = \Gamma / V.R$$
(11)

Çözüm şartı : $\Gamma \le 4\pi V.R$ olmalı. Buna göre söz konusu akış için Cı'nin alabileceği maksimum değer:

$$C_{l(maksimum)} = 4\pi V.R / V.R = 4\pi$$
(12)

Bu değer yüksek fan hızlarında veya UHO değerlerinde fan-kanat modeli ile elde edilebilecek taşıma kuvveti katsayısı hakkında fikir vermekte olup fan-kanat ile ilgili literatürde yer alan çeşitli deneysel ve sayısal çalışmalarda elde edilen sonuçlarla da aynı mertebededir [22, 24].

3.2. Sayısal Yöntem - HAD Analizi (Numerical Methodology - CFD Analysis)

Deney sonuçlarına göre validasyonu yapılmış bir sayısal model kullanarak, gerekirse model geometrisindeki (kanat veter uzunluğu veya kanatçıkların geometrileri ve konum açıları vb.) değişikliklerin aerodinamik kuvvetlere etkisinin incelenmesi HAD analizi ile yapılarak fazla maliyetli ve uzun zaman gerektiren çok sayıda ek deneyden kaçınılabilir. HAD analizi ayrıca fan-kanat modelinin karmaşık geometrisi nedeni ile deneysel ölçüm yapılamayan akış bölgelerindeki akış değişkenlerinin incelenebilmesi imkânını da sağlayabilir. Bu nedenlerle HAD analizi çalışmaya dahil edilmiştir. HAD analizi çalışmaları kapsamında model çevresindeki akış bölgesi ve deney modeline etkiyen aerodinamik kuvvetler iki boyutlu akış yaklaşımı ile incelenmiştir. Fanın dönmediği durumlar için akış daimi kabul edilmiştir. Fanın döndüğü durumlar için ise sanki-daimi akış yaklaşımı ile RANS modeline MRF (Moving Reference Frame) veya "donmuş rotor" yöntemi uygulanmıştır.

3.2.1. Çözüm bölgesi ve ağ yapısı (Domain and meshing)

Çözüm bölgesi ve sınırları Şekil 9'da gösterilmiştir. Çözüm bölgesi kademeli büyütüldüğünde elde edilen çözüm sonuçları ve sınırlardaki basınç gradyenleri değerlendirilerek çözüm bölgesi büyüklüğü belirlenmiştir. Çözüm bölgesi Şekil 10'da gösterildiği gibi iki adet ağ arayüzü ile birbirlerinden ayrılan üç farklı bölgeye bölünmüştür: rotor kanatçıklarını kapsayan bölge, rotorun dışında kalan bölge ve rotorun içinde kalan bölge. Çözüm bölgesinde hibrit ağ yapısı (dörtgen + üçgen elemanlar) kullanılmıştır. Kanat profili ve rotor kanatçıkları üzerinde Şekil 10b'de gösterildiği gibi sınır tabakaya uygun olarak "Wall Y+" değeri mümkün olduğunca 1'e yakın olacak şekilde

dörtgen sınır tabaka elemanları kullanılmıştır. Çözüm bölgesinin geri kalan bölümleri için ise üçgen ağ kullanılmış olup kritik bölgelerde (rotor kanatçıklarının ve kanat profilinin yakın civarı ve kanadın iz bölgesi) eleman yoğunluğu daha yüksek tutulmuştur.

Çözüm bölgesindeki uygun ağ çözünürlüğünü belirlemek için ağ 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. Ağ bağımsızlık çalışmasında 4 farklı ağ çözünürlüğü kullanılmış olup bunların eleman sayıları sırasıyla 99971, 139622, 188725 ve 252134 tür. Hücum açısı 0° ve fan dönmüyor iken V = 5 m/s (Re = 62000) serbest akış hızı koşulunda farklı ağ çözünürlükleri için hesaplanan sürükleme katsayısı Tablo 3'te gösterilmiştir.

Tablo 3. V = 5 m/s serbest akış hızı için sürükleme katsayısının ağ çözünürlüğü ile değişimi

(Variation of drag coefficient with mesh resolution for V = 5 m/s free stream flow condition)

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

Aynı ağ yapıları için 0° hücum açısında ve fan dönmüyor iken V = 7,5 m/s (Re = 93000) serbest akış hızı koşulunda fan rotorun merkezindeki hız büyüklüğü ile ilgili HAD analizi sonuçları Tablo 4 ve Şekil 11'deki grafikte gösterilmiştir.

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.



Şekil 9. Çözüm bölgesi ve sınırları (Domain and boundaries)



Şekil 10. Fan-kanat modeli çevresindeki ve içindeki akış bölgesine uygulanan ağ yapısı (Meshing applied to exterior and interior flow domain of the FanWing model)

Tablo 4. V = 7,5 m/s serbest akış hızı için fan rotor merkezindeki hız büyüklüğünün ağ çözünürlüğü ile değişimi

(Variation of velocity magnitude at centre of fan rotor with mesh resolution for V = 7.5 m/sec free stream flow condition)

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

3.2.2. HAD yazılımının iki boyutlu çözüm yöntemi (CFD 2-D solver method)

HAD analizinde iki boyutlu sıkıştırılamaz daimi akış için ANSYS Fluent ver. 2020R2 yazılımının basınç tabanlı çözücüsü kullanılmıştır. Türbülans modeli olarak ANSYS tarafından tavsiye edilen iki RANS modelinden biri olan ve ayrıca yapılan literatür araştırmasına göre gerek çapraz akışlı fanların gerekse de bunların entegre edildiği kanat modellerinin akış analizinde yaygın olarak kullanılan "k – ε " modellerinden en gelişmişi olan "k – ε realizable" modeli [20, 21] ve duvar fonksiyonu olarak da EWT (Enhanced Wall Treatment) seçilmiştir. Çözücüde basınç-hız bağlaşım yöntemi ve bağlaşık algoritma kullanılmıştır. Kullanılan sınır koşulları Tablo 5'te verilmiştir.

4. Sonuçlar ve Tartışmalar (Results and Discussions)

4.1. Deney Sonuçları (Results of Experiments)

Takip eden paragraflarda verilen deney sonuçlarının literatürdeki sonuçlar ile kıyaslanmasında fan-kanat model geometrilerindeki önemli farklılıklar nedeniyle sayısal değerlerden ziyade genel trendler üzerinde durulmuştur.

Tablo 5. Çözüm bölgesi sınır koşulları

 (Boundary conditions in the domain)

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

4.1.1. İz bölgesinde dinamik basınç dağılımına ve sürükleme/itki kuvveti katsayılarına UHO ve Re etkisi

(Effects of TSR and Re on dynamic pressure distribution in the wake region and on drag/thrust coefficients)

Şekil 12'de 0° hücum açısı ve fanın dönmediği durum için iz bölgesindeki dinamik basınç dağılımına Reynolds sayısı etkisinin incelenen aralıkta sınırlı olduğu görülmektedir. Şekil 13'de Jones yöntemi kullanılarak elde edilen sürükleme kuvveti katsayısı artan Reynolds sayısı ile birlikte yavaş bir azalma eğilimi göstermektedir. Şekil 14'de 0° hücum açısı ve fanın değişik hızlarda döndüğü durumlarda farklı Re değerlerinin tümü için UHO artışı ile iz bölgesindeki jetin dinamik basınç profili genişlemekte ve bu durum Şekil 15'de görüldüğü gibi itki kuvveti katsayılarını arttırmaktadır. İtki kuvveti katsayısına Reynolds sayısının etkisi göreceli olarak daha az olup bu etki artan UHO değerleri ile büyümekte, UHO = 2,5 değeri sonrasında iyice belirginleşerek artan Reynolds sayısı ile birlikte itki kuvveti katsayısı da artmaktadır.



Şekil 11. V = 7,5 m/s serbest akış hızı için fan rotor merkezindeki hız büyüklüğünün ağ çözünürlüğü ile değişimi (Variation of velocity magnitude at centre of fan rotor with mesh resolution for V = 7.5 m/sec free stream flow condition)



Şekil 12. $\alpha = 0^{\circ}$ ve fan dönmüyor iken iz bölgesinde dinamik basınç değişimi (Dynamic pressure variation in wake region for $\alpha = 0^{\circ}$ and fan-off condition)



Şekil 14. $\alpha = 0^{\circ}$ için iz bölgesindeki dinamik basınç dağılımının UHO ve Reynolds sayısı ile değişimi (Dynamic pressure variation in wake region with TSR and Reynolds number for $\alpha = 0^{\circ}$ condition)

Şekil 15'deki grafikte itki kuvveti katsayıları pozitif değerlerle gösterilebilmek için -1 değeri ile çarpılmıştır. Fanın çektiği güç ise Şekil 16'da gösterilmiştir. Buna göre UHO veya Re artışına neden olan akış ve çalışma koşullarında fanın çektiği güç artmaktadır.

Deney sonuçları ilgili literatür ile kıyaslandığında sürükleme/itki katsayılarının Reynolds sayısı ile değişim trendleri literatürdeki çalışma sonuçlarıyla [20, 21] uyumludur. İtki katsayının UHO ile değişiminde ise net itkinin yaklaşık olarak UHO değeri 1'in üzerinde iken ortaya çıkması ve büyüklüğünün UHO ile artması literatürdeki çalışmaların sonuçlarında da [14, 25] gözlemlenmektedir.

4.1.2. Kuvvet-Denge mekanizması ile deney modeline etkiyen aerodinamik kuvvetlerin ölçüm sonuçları (Test model aerodynamic force measurement results using force-balance mechanism)

Tablo 6'da fan çalışmıyor iken 0° hücum açısında farklı hızlarda fankanat modeline etkiyen sürükleme kuvvetlerinin kuvvet-denge mekanizması ile direkt ölçüm sonuçları verilmiştir. Jones yöntemiyle elde edilen değerlere göre gözlemlenen önemli farklılık başta deney modelindeki uç plakalar olmak üzere çeşitli faktörlerden kaynaklanan üç boyutluluk etkisi ile açıklanabilir. Bu etki nedeniyle fan çalışıyor iken 0° hücum açısında deney matrisinde belirtilen akış ve çalışma koşulları için gerçekleştirilen itki kuvvetleri ölçümleri sonuçlarında da daha önce Jones yöntemiyle elde edilen değerlerden önemli sapmalar ortaya çıkmış ve net itki ancak UHO'nın 2,8 değerinde elde edilebilmiştir. Şekil 17'de taşıma kuvvetleri ölçüm sonuçları verilmiştir. İncelenen aralıkta Reynolds sayısının taşıma katsayısı üzerindeki etkisi UHO etkisine yakın olup artan Reynolds sayısı ile taşıma katsayısı azalmaktadır. Aynı trend literatürdeki çalışmalarda da [20, 21] saptanmıştır. UHO etkisi incelendiğinde, literatürdeki çalışmaların sonuçlarına [14, 25] benzer biçimde sabit akış hızında fan devri ve dolayısı ile UHO artışı ile taşıma katsayısı artmakta, bu artış UHO'nın yüksek değerlerinde daha belirgin hale gelmektedir.

4.1.3. Model üzerindeki akış ayrılmasına UHO, Re ve hücum açısı etkisi

(Effects of TSR, Re and angle of attack on flow seperation on the model)

Şekil 18'de fan çalışmıyor iken ve yüksek Reynolds sayısında hücum açısı artışının model üst yüzeyindeki akış ayrılmasına etkisi gösterilmiştir. Akış ayrılması 10° hücum açısında, kanat profili üst yüzeyinin firar kenarına yakın bölgelerinde ortaya çıkmakta, hücum açısı 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 19'da fan çalıştığında, yüksek hücum açıları ve Re değerleri için UHO'nın modelin üst yüzeyindeki akış ayrılmasına olan etkisi gösterilmiştir. UHO değeri yaklaşık olarak 1'in üzerinde olduğunda Şekil 19a ve 19b'de gösterildiği gibi ipliklerin akış yönünde çok düzgün bir biçim aldıkları ve akış ayrılma etkisinin ortadan kalktığı gözlemlenmiştir.



Şekil 15. $\alpha = 0^{\circ}$ için itki katsayısının UHO ve Reynolds sayısı ile değişimi (Variation of thrust coefficient with TSR and Re for $\alpha = 0^{\circ}$ condition)



Şekil 16. $\alpha = 0^{\circ}$ için fan tarafından çekilen gücün UHO ve Reynolds sayısı ile değişimi (Variation of fan power consumption with TSR and Reynolds number for $\alpha = 0^{\circ}$ condition)

Coşkunses ve Tunçer / Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University 38:1 (2023) 1-14

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 17. $\alpha = 0^{\circ}$ için taşıma katsayısının UHO ve Reynolds sayısı ile değişimi (Variation of lift coefficient with TSR and Re for $\alpha = 0^{\circ}$ condition)



Şekil 18. Yüksek Reynolds sayısında fan çalışmıyor iken hücum açısının üst yüzeydeki akış ayrılmasına etkisi (Effect of angle of attack on flow seperation on upper surface for high Reynolds number and fan-off condition)



Şekil 19. Yüksek hücum açılarında ve Reynolds sayılarında UHO'nın üst yüzeydeki akış ayrılmasına etkisi (Effect of TSR on flow seperation on upper surface for high angle of attack and Reynolds numbers)

UHO değeri belirtilen değerin altına düştüğünde ise Şekil 19c'de gösterildiği gibi akış ayrılma etkisi yeniden ortaya çıkmaktadır. Bu sonuç, literatürdeki çeşitli çalışmaların da [19], belirttiği gibi UHO artışının yüksek Reynolds sayıları ve yüksek hücum açılarındaki akış ayrılmasını ortadan kaldırdığını göstermektedir.

4.2. HAD Analizi Sonuçları ve Deney Sonuçları ile Karşılaştırma (Results of CFD Analysis and Comparison with Experimental Results)

HAD analizi çalışmaları 0° hücum açısı için fanın çalışmadığı ve çalıştığı koşullarda iki aşama olarak gerçekleştirilmiştir. Tablo 7'de fan dönmüyor iken 0° hücum açısında RANS akış modeli daimi akış için çözüldüğünde değişik Reynolds sayıları için hesaplanan sürükleme kuvveti katsayıları daha önce Jones yöntemiyle elde edilen deney sonuçları ortalama değerleriyle kıyaslamalı olarak gösterilmistir. HAD analizi sonucları ile deney sonucları ortalamaları arasındaki en büyük fark %2'nin altında olup deney sonuçlarındaki gibi Reynolds sayısı artışı ile sürükleme katsayısında azalma görülmektedir.

Fan-kanat üzerine etkiyen sürükleme kuvveti katsayısını oluşturan basınç kuvveti ve viskoz sürtünme kuvveti bileşenleri V = 7,5 m/s (Re = 93000) serbest akış hızı koşulu için HAD analizi ile incelenmiş ve sonuçlar Tablo 8'de gösterilmiştir. Aynı akış koşullarında basınç katsayısının (Cp) ve sürtünme katsayısının (Cfx) kanat profili

üzerindeki dağılımı ise şekil 20a ve 20b de gösterilmiştir. Fanın çalıştığı durum için ise HAD analizi deney matrisindeki akış ve çalışma koşulları ile paralellik sağlayacak şekilde yapılmıştır. Tablo 9'da 0° hücum açısı için, sanki-daimi akış (donmuş rotor) kabulüyle UHO = 1,4 ve değişik Reynolds sayıları için hesaplanan itki katsayıları daha önce Jones yöntemiyle elde edilen deney sonuçları ortalama değerleriyle kıyaslamalı olarak verilmiştir. UHO = 1,4 için HAD analizi sonuçları ile deney sonuçları ortalamaları arasındaki en büyük fark %12'nin altındadır. HAD analizinde UHO = 2,1 için deney sonuçlarından çok farklı değerler elde edilmiş, UHO = 2,8 için ise yakınsama sorunları ile karşılaşılmıştır. Bu durum UHO değeri büyüdükçe güçlenen daimi olmayan akış etkisi ile açıklanabilir [22]. Sonuçta UHO = 2,1 ve 2,8 koşulları için HAD analizinde sanki-daimi (donmuş rotor) akış yaklaşımı ile RANS modelinin çözümü yetersiz kalmaktadır.

5. Simgeler (Symbols) .

D′	: İki boyutlu akış için sürükleme kuvveti
Μ	: Mach sayısı

- : Mach sayısı
- Ν : Fan devri (dev/dk.)
- P_s : Statik basınç
- P_T : Toplam basınç
- T' : İki boyutlu akış için itki kuvveti V
- : Hava akış hızı

Tablo 7. $\alpha = 0^{\circ}$ için sürükleme katsayısının Reynolds sayısı ile değişimi (Variation of drag coefficent with Reynolds number for $\alpha = 0^{\circ}$ condition)

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

Tablo 8. Re = 93000 için sürükleme katsayısı bileşenleri (The components of drag coefficent for Re = 93000)

Bileşen	Basınç kuvveti katsayısı	Viskoz sürtünme kuvveti katsayısı	Toplam
Kanat profili	0,0926	0,0085	0,1011
Rotor (kanatçıklar)	0,0915	0,0046	0,0961
Fan-Kanat (Toplam)	0,1841	0,0131	0,1972



Şekil 20. Re = 93000 için kanat profili üzerinde basınç katsayısı (Cp) ve sürtünme katsayısı (Cfx) dağılımı (Distribution of pressure coefficient-Cp and friction coefficient-Cfx on airfoil for Re = 93000)

Tablo 9. $\alpha = 0^{\circ}$ ve UHO = 1,4 için itki katsayısının Re ile değişimi (Variation of thrust coefficent with Re for $\alpha = 0^{\circ}$ and TSR = 1.4 condition)

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

Coşkunses ve Tunçer / Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University 38:1 (2023) 1-14

Yunan Harfleri (Greek Letters)

- α : Hücum açısı
- v : Kinematik viskozite
- ρ : Yoğunluk
- Г : Girdap gücü
- ∞ : Serbest akış koşulları

Kısaltmalar (Abbreviations)

CFD	: Computational Fluid Dynamics
CFF :	Cross Flow Fan
HAD	: Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
İHA	: İnsansız Hava Aracı
MRF	: Moving Reference Frame
PIV	: Particle Image Velocimeter
RANS	: Reynolds Averaged Navier Stokes
TSR	: Tip Speed Ratio
URANS	: Unsteady Reynolds Averaged Navier Stokes
VTOL	: Vertical Take-off and Landing
	-

6. Sonuçlar (Conclusions)

Sunulan bu çalışma ile mini İHA'larda kullanılabilecek bir fan-kanat modelinin aerodinamik performansı 0° hücum açısında 5, 7,5, 10 m/s serbest akış hızları ve 2250-9000 dev/dk. arası fan devirlerinde deneysel ve sayısal olarak incelenmiştir. Hava tünelinde yapılan deneyler sonucunda iki boyutlu akış için Jones yöntemi ile elde edilen sürükleme/itki kuvvetleri katsayıları ile üç boyutlu model üzerinde kuvvet-denge mekanizması ile aerodinamik kuvvetlerin doğrudan ölçümü ile elde edilen sürükleme/itki kuvvetlerinin sayısal değerleri arasındaki farklılıklar üç boyutluluk etkisine bağlanmıştır. Deney sonuçlarına göre aerodinamik kuvvet katsayıları üzerindeki UHO etkisi Reynolds sayısı etkisine göre daha fazladır ve yüksek UHO değerlerinde itki ve taşıma katsayıları artmaktadır. İncelenen aralıkta Reynolds sayısının taşıma katsayısı üzerindeki etkisi, itki katsayısına olan etkisine göre daha fazla olup, artan Reynolds sayısı ile taşıma katsayısı azalırken itki katsayısı artmaktadır. Fan çalışmıyor iken yüksek Reynolds sayısında ve 10° hücum açısında kanat profili üst yüzeyinin firar kenarına yakın bölgesinde akış ayrılması oluşumu iplik yöntemi ile gözlemlenmiştir. Artan hücum açısı ile birlikte bu akış ayrılması kanat profili üst yüzeyinin orta bölgesine genişlemiş, fan çalışıp UHO değeri 1'in üstüne çıktığında ise ortadan kalkmıştır.

Fan dönmüyor iken iki boyutlu daimi sıkıştırılamaz akış yaklaşımı uygulanan HAD analizinde 0° hücum açısında farklı Reynolds sayıları için hesaplanan sürükleme kuvveti katsayıları Jones yöntemi deney sonuçlarından en fazla %2 sapma göstermiştir. Fan dönerken sanki-daimi akış (donmuş rotor) yaklaşımı uygulanan HAD analizinde, 0° hücum açısında ve UHO = 1,4 iken, farklı Reynolds sayıları için hesaplanan itki kuvveti katsayıları Jones yöntemi deney sonuclarından en fazla %12 sapma göstermiştir. HAD analizinde UHO = 2,1 için deney sonuçlarıyla büyük farklılıklar görülmüş, UHO = 2,8 için ise yakınsama sorunları ile karşılaşılmış ve sonuca ulaşılamamıştır. UHO = 2,1 ve 2,8 için karşılaşılan problemler artan UHO değeri ile akıştaki daimi olmayan özelliklerin güçlenmesine ve sanki-daimi akış yaklaşımının geçerliliğini yitirmesine bağlanmaktadır.

Sunulan bu çalışmanın devamı kapsamında fan-kanat modeli ile ilgili ileride yapılabilecek diğer çalışmalar: daimi olmayan akış yaklaşımı ile URANS veya hibrid modeller kullanarak HAD analizi, kullanılan fan gücü ve kanat aerodinamik performansı arasında çok hedefli optimizasyon ve aerodinamik kuvvetlere hücum açısı etkisinin deneysel olarak ve HAD analizi ile incelenmesi şeklinde özetlenebilir.

Teşekkür (Acknowledgement)

Bu çalışma İTÜ Bilimsel Araştırma Projeleri (BAP) birimi tarafından 39603 no'lu proje ile desteklenmiştir. Makale kapsamındaki konular ile ilgili değerli katkılarından dolayı İTÜ öğretim üyesi sayın Doç. Dr. Bayram Çelik ve Koç Üniversitesi öğretim üyesi sayın Prof. Dr. Metin Muradoğlu'na teşekkür ederiz.

Kaynaklar (References)

- Kim H.D., Saunders J.D., Embedded wing propulsion conceptual study, NASA/TM-2003-212696, 1-12, 2003.
- Dang T.Q., Bushnell P.R., Aerodynamics of cross flow fans and their application to aircraft propulsion and flow control, Prog. Aerosp. Sci., 45, 1-29, 2009.
- 3. Eck B., Fans, Pergamon Press, First English Edition, New York, A.B.D., 1973.
- 4. Ackeret J., Present and future problems of airplane propulsion, NACA TM No. 976, 1941.
- Dornier P., Multiple drive for aircraft having wings provided with transverse flow blowers, US Patent No. 3,065,928, 1962.
- 6. Nieh T.W., The propulsive characteristics of a cross flow fan installed in an airfoil, Master Tezi, University of Texas at Arlington, Faculty of the Graduate School, Texas, 1988.
- Hobson G.V., Cheng W.T., Seaton M.S., Gannon A., Platzer M.F., Experimental and computational investigation of cross flow fan propulsion for lightweight VTOL aircraft, Proceedings of ASME Turbo Expo 2004, Vienna, Austria, 781-791, June 14-17, 2004.
- Kummer J.D., Dang T.Q., Cross flow fan propulsion system, US Patent No. 7,641,144 B2, 2010.
- **9.** Kummer J.D., Dang T.Q., High-lift propulsive airfoil with integrated cross flow fan, Journal of Aircraft, 43 (4), 1059-1068, 2006.
- Dygert R.K., Dang T.Q., Experimental investigation of an embedded crossflow fan for airfoil propulsion/circulation control, J. Propul. Power, 25 (1), 196-203, 2009.
- Golagan C., Mores S., Steiner H.S., Sietz A., Potential of the cross flow fan for powered-lift regional aircraft applications, 9th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (ATIO), Hilton Head, South Carolina, 1-10, September 21-23, 2009.
- Phan N.H., Leading edge embedded fan airfoil concept a new powered high lift technology, Doktora Tezi, Syracuse University, New York, 2015.
- **13.** Peebles P., Fluid dynamic lift generation device, US Patent No. 6,231,004, 2001.
- Seyfang G.R., FanWing developments and applications, Proceedings of ICAS 2012, 1-9, 2012.
- Ahad O., Graham J.M.R., Flight simulation and testing of the FanWing experimental aircraft, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 79 (2), 131-136, 2007.
- Duddempudi D., Yao Y., Edmondson D., Yao F., Curley A., Computational study of flow over generic FanWing airfoil, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 79 (3), 238-244, 2007.
- Askari S., Shojaeefard M.H., Numerical simulation 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, 2009.
- Askari S., Shojacefard M.H., Shape optimization of the airfoil comprising a cross flow fan, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 81 (5), 407-415, 2009.
- Askari S., Shojaeefard M.H., and Goudarzi K., Experimental study of stall in an airfoil with forced airflow provided by an integrated cross flow fan, Proc. IMechE., Vol.225, Part G: J. Aerosp. Eng., 97-104, 2011.
- **20.** Askari S., Shojaeefard M.H., Experimental and numerical study of an airfoil in combination with a cross flow fan, J. Aerosp. Eng., 227 (7), 1173-1187, 2012.
- Askari S., Shojaeefard M.H., Experimental and numerical investigation of the flap application in an airfoil in combination with a cross flow fan, Int. J. Numer. Methods Heat Fluid Flow, 22 (6), 742-763, 2012.
- **22.** Saracoglu B.H., Paniagua G., Analysis of the flow field around the wing section of a FanWing aircraft under various flow conditions, 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, Kissimmee, Florida, 1-8, January 5-9, 2015.

Coşkunses ve Tunçer / Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University 38:1 (2023) 1-14

- Alviach G.R., Villafane L., Paniagua G., Optical characterization of a cross flow fan for distributed propulsion, 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Salt Lake City, UT, 1-5, July 25-27, 2016.
- Durmaz S., Alahmad O., and Saracoglu B.H., Performance optimization of a novel wing integrated distributed propulsion system, 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, Kissimmee, Florida, 1-12, January 8-12, 2018.
- **25.** Siliang D., Zhengfei T., The aerodynamic behavioral study of tandem fan wing configuration, Int. J. of Aerosp. Eng., Article ID 1594570, 1-14, 2018.
- **26.** Russo G.P., Aerodynamic Measurements, Woodhead Publishing, First Edition, Cambridge, İngiltere, 2011.
- McMahon H., Jagoda J., Komerath N., Seitzman J., Force measurement in a subsonic wind tunnel, Lesson Plan for AE3051 Experimental Fluid Dynamics, Georgia Institute of Technology, Georgia, 1-8, 2009.
- Morris M., Post S., Force balance design for educational wind tunnels, AC 2010-393, 1-10, 2010.
- Barlow J.B., Rae W.H., Pope A., Low Speed Wind Tunnel Testing, John Wiley & Sons Ltd., Third Edition, New York, A.B.D., 1999.
- **30.** Anderson J.D., Fundamentals of Aerodynamics, McGraw-Hill, Fifth Edition, Singapur, 2011.