9. ULUSAL HAVACILIK VE UZAY KONFERANSI
14-16 Eylül 2022, İzmir Ekonomi Üniversitesi, İzmir

UHUK-2022-165

ZIT YÖNLÜ DÖNEN PERVANE KONFİGÜRASYONLU VE SINIR TABAKA EMİŞLİ İTKİ SİSTEMLERİNİN HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ İLE İNCELENMESİ

İbrahim Soner Bilyaz[1]
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara
Türk Havacılık ve Uzay Sanayii, Ankara

Özge Başkan[2]
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

ÖZET

Sınır Tabaka Emişli (STE) itki sistemleri, son yüzyılda tekrar önem kazanan ve itki sistemlerinde yenilikçi konseptlerle enerji verimliliğini artırmayı hedefleyen bir konfigürasyon şeklidir. Bu konsept genel olarak uçak motorunun (ya da tahrik sistemi), serbest akışa maruz kalan uçak gövdesinin sınır tabakasını emerek aynı itkiyi üretmek için daha az enerji harcanması prensibine dayanır. Bu konfigürasyon, ne kadar daha önceden denizaltı ve gemilerin itki sistemi konfigürasyonlarına uygulansa da önemi ve sağladığı verimlilik havacılık uygulamalarında da fark edilmiştir ve son zamanlarda önemli bir araştırma konusu olmuştur. Ayrıca başka bir itki sistemi çeşidi ve bir zamanlar önemli bir araştırma konusu olan zıt yönlü dönen pervane konsepti, yapılan çalışmalarda fan arkasında oluşan girdapları ve kayıpları azalttığı fark edilmiştir. Ne kadar bu itki sistemi akustik açıdan daha fazla gürültü yaratsa ve mekanik açıdan daha kompleks olsa da aerodinamik verimlilik ve uçağın dönme momentini dengelemesi açısından faydalı olabilmektedir. Bu bağlamda, literatürde bulunan sınır tabaka emişli bir itki sisteminin deneysel verileri referans alınarak bu çalışmada kullanılacak olan sayısal model doğrulanmış, ardından aynı sayısal model ile sınır tabaka emişli zıt yönlü dönen fan konsepti için Güç Tasarrufu Katsayısı (GTK) hesaplanmıştır. Bulgulara göre bu konseptte geleneksel serbest akışlı konfigürasyona göre GTK değeri %16 civarında bulunmuştur. Ayrıca bu konsept ile tek pervaneli STE konfigürasyonunun GTK değerleri karşılaştırılmıştır ve bulgulara göre zıt yönlü dönen pervane konsepti, tek pervaneli konsepte göre üretilen aynı itkide yaklaşık %3,3 daha az güç sarf ettiği görülmüştür. Ek olarak zıt yönlü dönen pervane konseptinde, pervaneler arasındaki mesafeye göre GTK değeri karşılaştırılmıştır ve mesafe arttıkça GTK'nin neredeyse aynı kaldığı görülmüştür. Dolayısıyla GTK ile pervaneler arasındaki mesafe arasında herhangi bir ilişki bulunamamıştır.

GİRİŞ

Günümüz dünyasında enerji verimliliği giderek daha büyük bir önem kazanmaktadır. Gerek yakıt ve petrol fiyatlarının yükselişi ve gerek de karbon emisyonu miktarındaki artışla gelişen iklim krizi, birçok çalışma için enerji verimliliğini önemli kılmaktadır. Karbon emisyonu miktarının önemli bir kısmı toplu taşıma araçlarının yarattığı egzoz gazlarından oluşmaktadır ve havacılık sektörü de bunda önemli bir paya sahiptir. Dolayısıyla, yakıt tüketimi verimliliğini artırmak için havacılık sektöründe birçok yenilikçi konseptler denenmektedir.

Bu konseptlerin birisi de sınır tabaka emişli itki sistemleridir. Bu konseptte, uçak motoru, uçak gövdesinin oluşturduğu sınır tabakanın iz bölgesini emerek daha düşük hızdaki bir akışa maruz kalmaktadır. Bu düşük hızdaki ve tek biçimli olmayan akış, her ne kadar stabilite konusunda bazı zorluklara yol açıyor olsa da enerji verimliliği açısından büyük önem taşımaktadır. Bu konfigürasyon,

[1] Mühendis, Türk Havacılık ve Uzay Sanayi, E-posta: soner.bilyaz@metu.edu.tr
[2] Doktor Öğretim Üyesi, ODTÜ Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: obaskan@metu.edu.tr

ilk olarak gemi ve denizaltılardaki itki sistemlerinde kullanılmıştır, fakat havacılık sektörü için de çok yeni değildir. Zira II. Dünya Savaşı zamanında gelişen havacılık sektörüyle birlikte arkadan itişli uçak konseptleri denenmiştir ve yüksek aerodinamik verimlilik gösterdiği görülmüştür. Buna örnek olarak 1944 yılında üretilen Doughlas XB-42 uçağı verilebilir [Lv, 2019].



Şekil 1: Doughlas XB-42 uçağı [Lv, 2019]

Her ne kadar bu konfigürasyonda yüksek bir aerodinamik verimlilik gözlendiyse de zamanında çözülemeyen bazı titreşim ve kalkış sırasında sorun yaratan kuyruğun yere yakınlık problemlerinden dolayı proje rafa kaldırılmıştır. Fakat günümüz enerji verimliliğindeki artan önem ve gelişen teknolojiyle birlikte bu konsept tekrar önem kazanmıştır ve önemli bir araştırma konusu olmuştur. Özellikle küresel uçak ve komponent üreticilerinden olan Airbus ve SAFRAN havacılık şirketleri, bu konseptler üzerinde çalışmaktadır ve 2030'ların ortalarına doğru bu konseptlerin piyasaya sürülmesi hedeflenmektedir.

Genel olarak geleneksel uçaklarda itki ve sürükleme kuvveti birbirinden bağımsız düşünülebildiği için motorların ve gövdenin entegrasyonu daha kolay olmuştur. Fakat sınır tabaka emişli itki sistemlerinde uçak motoru ve gövde (dolayısıyla itki ve sürükleme kuvveti) sıkı bir biçimde entegre olduğu ve birbirini direkt olarak etkilediği için klasik itki-sürükleme kuvveti formülasyonundan farklı bir şekilde incelenmesi gerekir. Bunun için havacılık alanında bu konuyu ilk inceleyen çalışmalardan birini yapan Smith (1993) bunu fark etmiş ve genel olarak sınır tabaka ve iz bölgesi emişli itki sistemlerini verimlilik açısından incelemiştir. Çalışmasında, verimliliği itki verimliliği katsayısı ile değil, güç tasarrufu katsayısı ile hesaplamanın faydalı olacağını belirtmiştir. İlk çalışmalarında, sınır tabaka emişli sistemlerin getirdiği güç tasarrufunun, emilen sınır tabakaya ve iz bölgesi hız profili şekline göre %20'lere kadar ulaşabildiğini ifade etmiştir. Burada ifade edilen güç tasarrufu, aynı itkiyi üretebilmek için gereken itki gücü cinsinden ifade edilmiştir.

Daha sonra Drela (2009) tarafından yapılan çalışmada, güç tasarrufu katsayısı hesaplanırken momentum dengesi yerine güç dengesi denklemlerinin kullanılmasının faydalı olacağı ifade edilmiş ve bu teorik olarak örneklendirilmiştir. Bu çalışmadan sonra yapılan birçok çalışma, bu metodu kullanmıştır. Bu teorik çalışmadan sonraki ilk deneysel çalışma 2013 yılında Carrier ve diğerleri (2013) tarafından yapılmıştır. Bu çalışmada güç tasarrufu katsayısı, eksenel simetrik bir uçak gövdesinin arkasına yerleştirilen kanallı bir fanın etrafındaki akışın hem deneysel metotlarla hem de HAD analizleriyle elde edilmesiyle bulunmuştur. Bu katsayı net kuvvet miktarına (itki ve sürükleme kuvveti farkı) bağlı olarak hesaplanmıştır ve deneylerle doğrulanmıştır.

2015 yılında Sabo ve Drela NACA 0040 profilinin veter etrafında döndürülmesiyle elde edilen geometriyi uçak gövdesi olarak kullanarak; bu gövdenin serbest akış sonrasında oluşturduğu sınır tabaka profilini farklı yüzdelerle emen fan konfigürasyonlarında güç tasarrufu katsayısını hesaplamıştır. Verimliliğin %20-%25'lere kadar ulaşabildiğini ve en fazla verimliliğin de gövdenin iz bölgesinin tamamı emilerek ve motorun gövdeye en yakın olduğu durumda olduğunu ifade etmiştir. Daha sonra Lv ve diğerleri (2017), verimlilik katsayısını deneysel olarak incelenen iz bölgesi emişli konfigürasyonun deneysel verilerini kullanarak hesaplamıştır. İz bölgesi emişli sistemler, sınır tabaka

emişli sistemlerden farklı olarak motorun gövdenin biraz daha arkasına ve basıncın serbest akışın basıncına eşit olacağı pozisyona yerleştirilmesiyle oluşur. Bu çalışmada, sınır tabaka yerine gövdenin daha uzaktaki iz bölgesini emen bir çalışma yapılmıştır ve verimliliğin sınır tabaka emişli konfigürasyonda daha fazla olduğu belirtilmiştir.

Sonrasında Voogd (2020), yaptığı deneysel çalışma ile bu bulguyu doğrulamıştır ve iz bölgesi yerine gövdeye daha yakın olan sınır tabaka emişli konfigürasyonda verimliliğin daha fazla olduğunu bulmuştur. Çalışmasındaki bulgularda sınır tabaka emişli sistemde verimliliğin %30'lara kadar çıkabildiğini ifade etmiştir.

Ayrıca 2021 yılında Della Corte ve diğerleri (2021), tipik eksenel simetrik bir gövdenin arkasına kanallı bir fan yerleştirerek Drela 2009'da yaptığı çalışmada önerdiği güç dengesi denklemi bileşenlerini deneysel yöntemlerle hesaplamıştır. Çalışmasında emilen sınır tabaka profili ve akışın güç bileşenleri ayrıca belirtilmiştir.

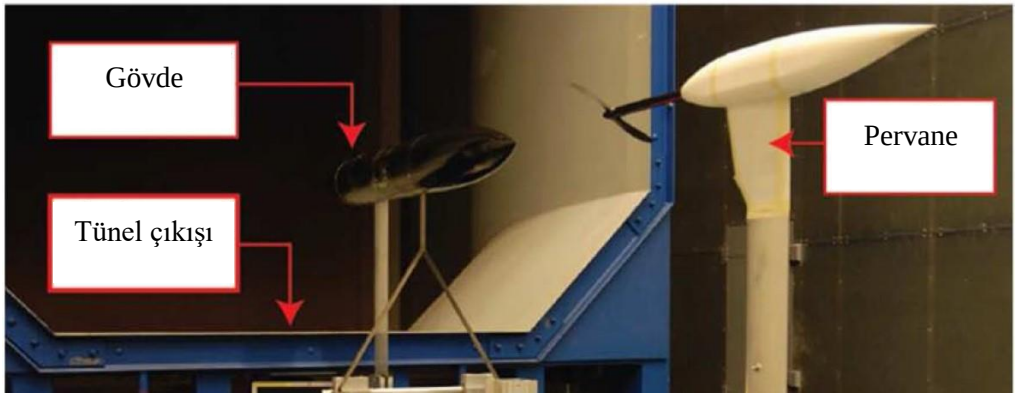
Bu çalışmada amaç sınır tabaka emişli zıt yönlü dönen fanlı bir itki sisteminin etrafındaki akışın sayısal olarak incelenmesi ve elde edilen sonuçlarla güç tasarrufunun bulunmasıdır. Kullanılan sayısal model Lv ve diğerleri (2017) tarafından yapılan deneysel çalışmanın sonuçları ile doğrulanmış, ardından modele zıt yönlü dönen fan modeli eklenerek bu konsept için GTK hesaplanmıştır.

YÖNTEM

Bu çalışmada, akışkanlar mekaniği alanında sıkça kullanılan bir yöntem olan ve Navier-Stokes denklemlerinin numerik metotlarla çözülmesi prensibine dayanan hesaplamalı akışkanlar dinamiği metodu kullanılmıştır. Analizlerde kullanılacak olan sayısal yöntemin doğrulanması amacıyla Lv ve diğerleri (2017) tarafından yapılmış deneysel çalışmanın HAD analizleri yapılmıştır. Deney düzeneğindeki gövde ve pervanenin birebir aynı boyutlara sahip modelleri, HAD analizlerinde kullanılacak olan sayısal çözüm hacmine yerleştirilmiş, deney koşulları da modele eklenerek sayısal analizler yapılmıştır. Sayısal model ve HAD analizleri deneysel verilerle doğrulanıp en uygun türbülans modeli bulunduktan sonra, farklı bir itki sistemi konfigürasyonu olan zıt yönlü dönen pervane konsepti, referans alınan çalışmadaki gövdeye benzer bir gövde ile analiz edilmiştir.

HAD modelinin doğrulanması

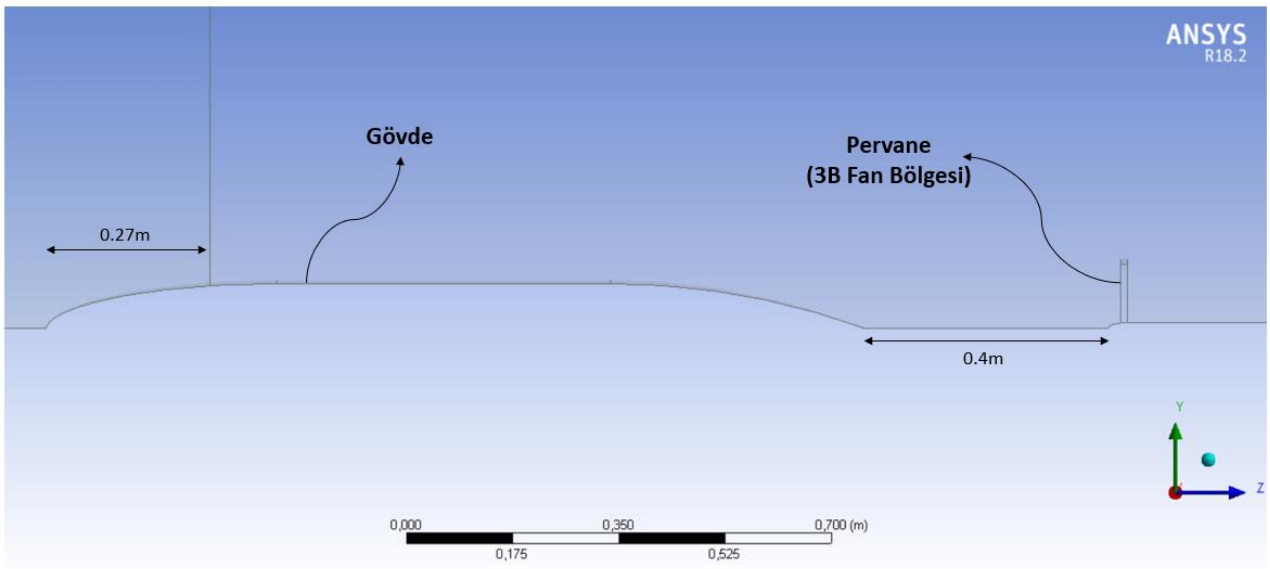
Yöntem doğrulama çalışmasında kullanılan deneysel çalışmada 1,35 m uzunluğunda ve 0,16 m çapında eksenel simetrik bir gövde kullanılmıştır ve bu gövdenin arkasına iz bölgesi emişli itki sistemini temsil eden, göbek yarıçapı ve dış çapı sırasıyla 0,01 m ve 0,228 m olan bir pervane yerleştirilmiştir (Şekil 2) [Lv ve diğerleri, 2017]. Referans alınan çalışmada hem sınır tabaka emişli hem de iz bölgesi emişli konfigürasyonlar analiz edilmiştir fakat, sadece iz bölgesi emişli konfigürasyonun deneysel sonuçları ayrıntılı bir şekilde sunulduğundan sadece bu konfigürasyona ait veriler yöntem doğrulama çalışmasında kullanılmıştır.



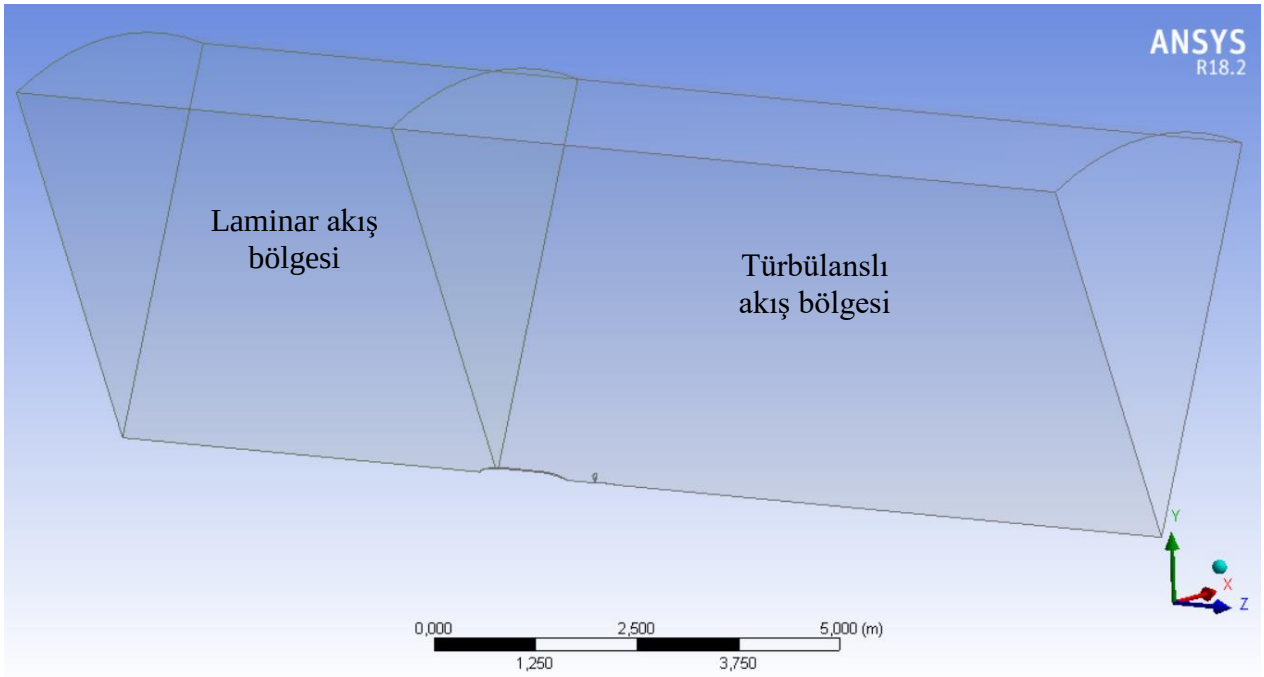
Şekil 2: Doğrulama çalışmasında referans alınan deneysel çalışmanın gövde ve pervaneden oluşan test düzeneği [Lv ve diğerleri, 2017]

HAD simülasyonları, ticari bir yazılım olan ANSYS Fluent (Versiyon 18.2) ile yapılmıştır. Simülasyonlarda kullanılan gövde ve pervane eksenel simetrik olduğu için 360 derecelik bir model

oluşturmak yerine sadece 45 derecelik bir kesit modellenmiştir. Kesitin yan yüzeylerine periyodik sınır koşulu uygulanmıştır. Bu sayede geometrinin 3 boyutlu olarak modellenebilme imkânı korunurken, hesaplama yükü azaltılmaya çalışılmıştır. Şekil 3 ve 4'te oluşturulan geometri ve etrafındaki çözüm hacmi gösterilmiştir.



Şekil 3: Gövde ve pervane konumları



Şekil 4: Sayısal çözüm hacmi

Doğrulama çalışmasında kullanılan referans çalışmada, gövdenin eksenel uzunluğunun 1/5'i kadar olan bir mesafeden sonra (gövde burnunun 0,27 m gerisinde) akışı türbülanslı hale getirmek için gövde yüzeyine zikzak şeklinde bir şerit yerleştirilmiştir. Bu sayede gövde eksenine paralel yönde ilerleyen akışın laminar rejimden türbülanslı rejime geçişi sağlanmıştır. Benzer bir yaklaşım sayısal analizlerde de kullanılmıştır. Türbülanslı bölgeye geçiş noktası bilindiği için çözüm hacminin bu noktadan önceki kısmı yazılımda (Şekil 4'te gösterildiği gibi) laminar, kalan kısım türbülanslı bölge olarak tanımlanmıştır. Literatürde benzer bir şekilde çözüm hacmini laminar ve türbülanslı olarak iki hacme bölen çalışmalar bulunmaktadır [Gharali ve diğerleri, 2012 ve Parezanovic ve diğerleri, 2005].

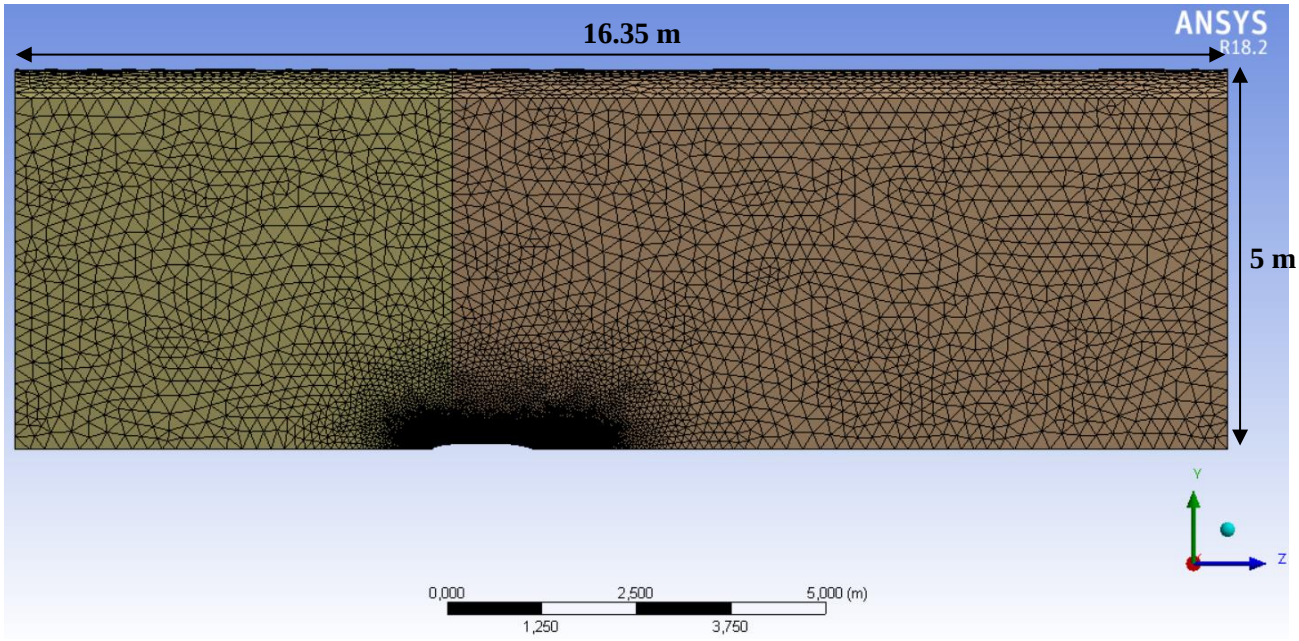
Çözüm Ağı ve Yapısı

Çözüm ağının bütünü ve yakınlaştırılmış görüntüsü sırasıyla Şekil 5 ve 6'da gösterilmektedir. Çözüm ağı 5 m yarıçapa sahip bir silindirin 45 derecelik bir kesitinden oluşmaktadır. Ağda, dört yüzlü üçgen piramitler ve altı yüzlü, prizmatik yapılar bulunmaktadır. Altı yüzlü, prizmatik yapılar, sınır tabakadaki hız değişimini elde edebilmek için kullanılmaktadır.

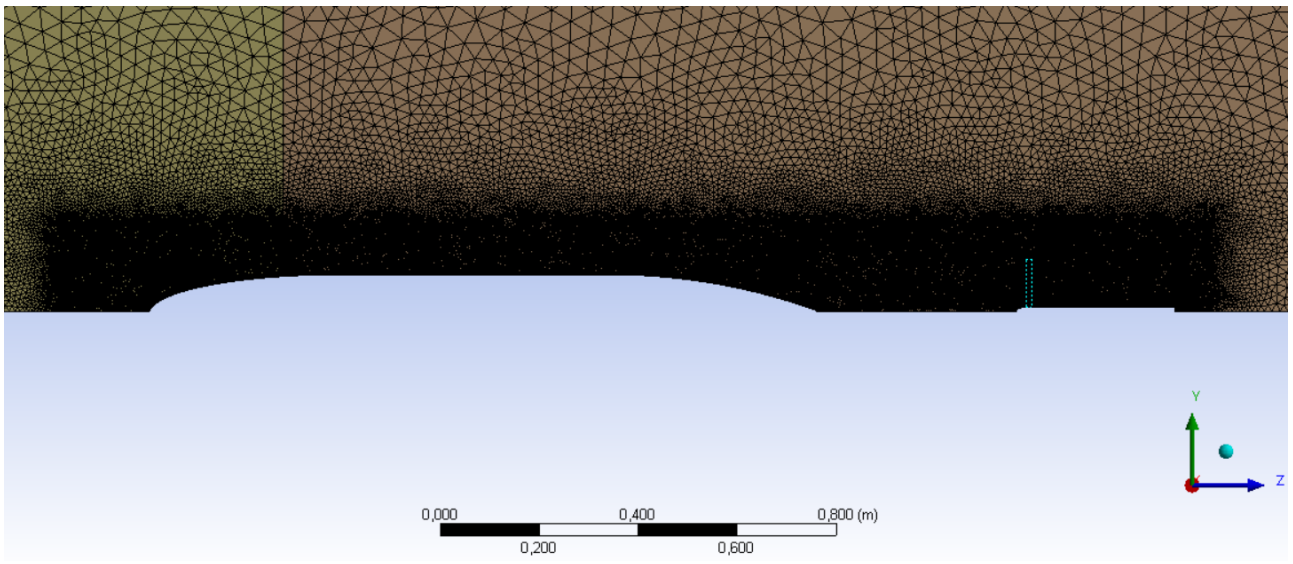
Çözüm ağına bağlılığın azaltılması amacıyla yaklaşık 1,4 milyon, 2,3 milyon, 4,9 milyon ve 6,5 milyon eleman sayıları olan çözüm ağları denenmiştir ve sonuçların 4,9 milyon elemandan sonra değişmediği görülmüştür. Dolayısıyla simülasyonlarda 4,9 milyon elemanlı çözüm ağı kullanılmıştır. Genel olarak gövdenin çevresinde ve iz bölgesindeki hız profilini iyi yakalayabilmek için bu bölgede yoğun bir çözüm ağı oluşturulmuştur. Elemanların büyük çoğunluğunu bu bölgedekiler oluşturmaktadır. Çözüm ağının özellikleri ve temel kalite parametreleri Tablo 1'de verilmiştir.

Tablo 1: Çözüm ağı özellikleri

Eleman Sayısı	Maksimum Eriksson Çarpıklığı (skewness)	Ortogonal kalite	Gövde üzerindeki maksimum y+ değeri
4,9 milyon	0,86	≅ 0,8	0,43



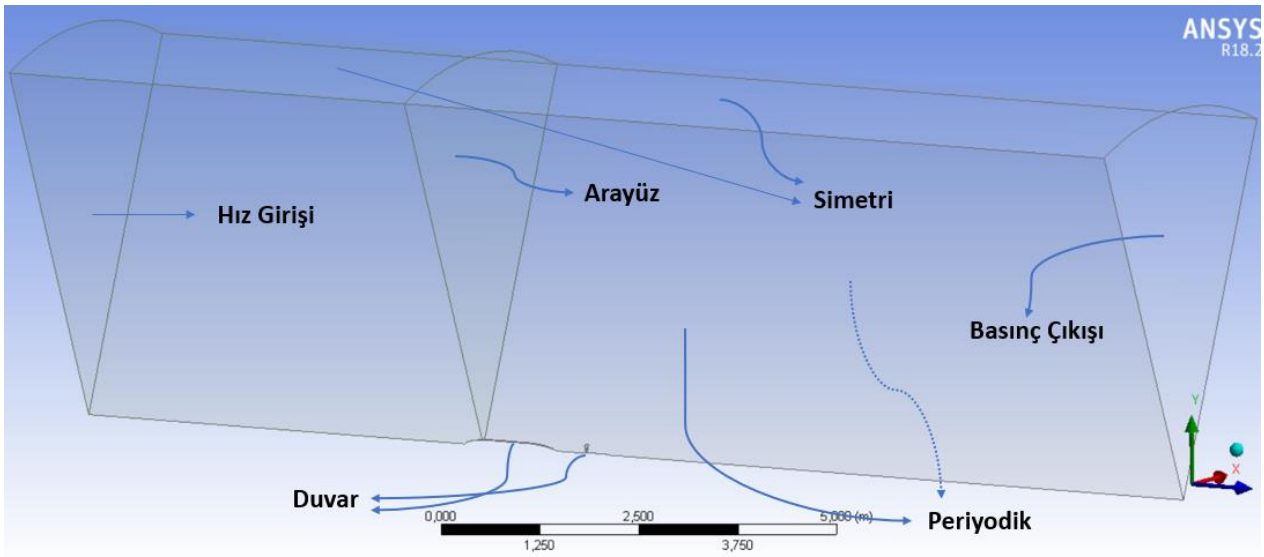
Şekil 5: Çözüm ağı



Şekil 6: Çözüm ağında gövde ve pervane çevresindeki eleman yoğunluğu

Sınır Koşulları

Model sınır koşulları Şekil 7'de gösterilmektedir. Modele giriş sınır koşulu olarak tüm yüzeyde eşit ve yüzeye dik sabit hız değeri verilmiştir. Çözüm hacminin çıkış yüzeyinde sabit basınç koşulu, üst yüzeyinde ise simetri koşulu tanımlanmıştır. Laminar ve türbülanslı bölgeler arasında yer alan yüzey arayüz olarak tanımlanmıştır. Ayrıca gövde yüzeyi ve pervanenin bağlandığı şafta da duvar sınır koşulu verilmiştir.



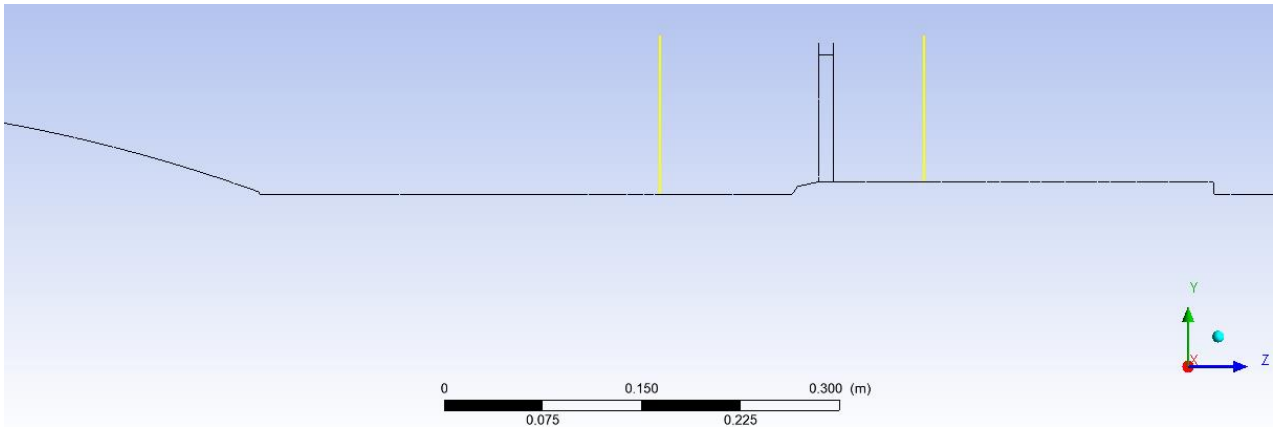
Şekil 7: Sınır koşulları

Pervane, ANSYS Fluent'te bulunan 3 Boyutlu Fan Bölgesi (3D Fan Zone) modülü kullanılarak modellenmiştir. Bu modül ile pervanenin bulunduğu hacimde eksenel yönde bir basınç artışı yaratılmış, açısal ve radyal yönde hacimsel kuvvet terimleri de eklenerek dönme etkisi modellenmiştir. Referans deneysel çalışmanın iz bölgesi emişli konfigürasyonunda pervane, yaklaşık olarak 6200 rpm'de 1.40 ± 0.04 N değerinde bir itki vermiştir. Benzer koşulları sayısal modelde elde edebilmek için basınç artışı 3.5 P olarak belirlenmiştir.

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

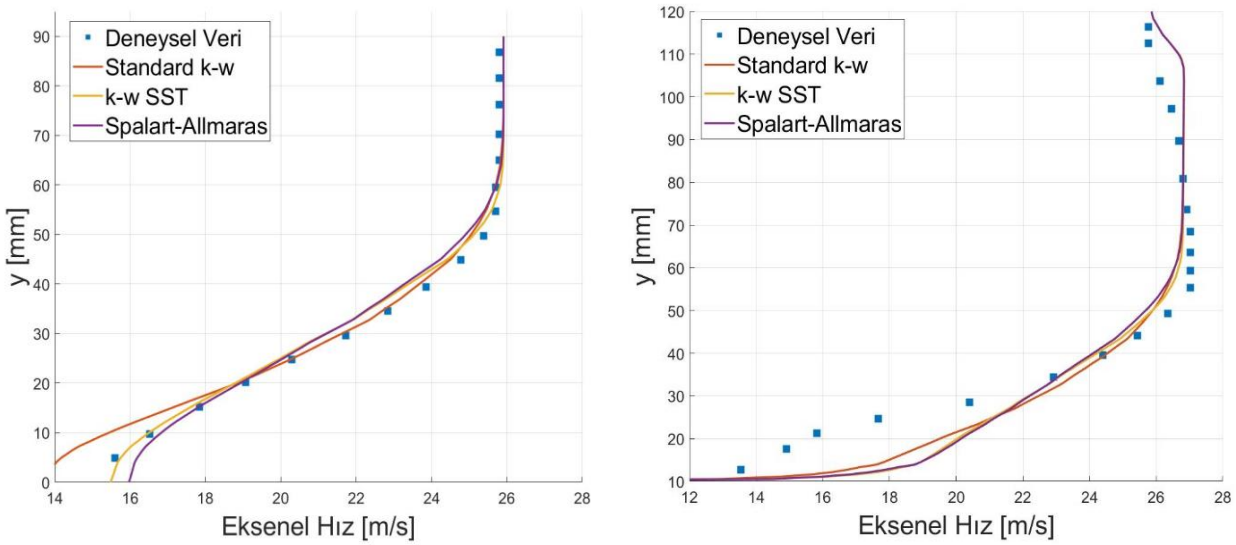
Doğrulama çalışması

Bu bölümde, HAD analizi sonuçları deneysel sonuçlar ile karşılaştırılarak, sayısal modelin doğruluğu irdelenmektedir. Referans alınan çalışmada akış eksenel simetrik kabul edilmiş, pervane gövde ucunun 100 mm ön ve arkasında bulunan iki çizgi üzerindeki hız verisi deneysel metotlarla elde edilmiştir. Akışın 3B ve zamana bağlı olmasına rağmen çalışmada sunulan veriler belirli bir zaman aralığında ortalanmış verilerdir. Bu nedenle bu çalışmada yapılan analizlerde akış alanının zamana bağlı olmadığı kabul edilerek sonuçlar elde edilmiştir.



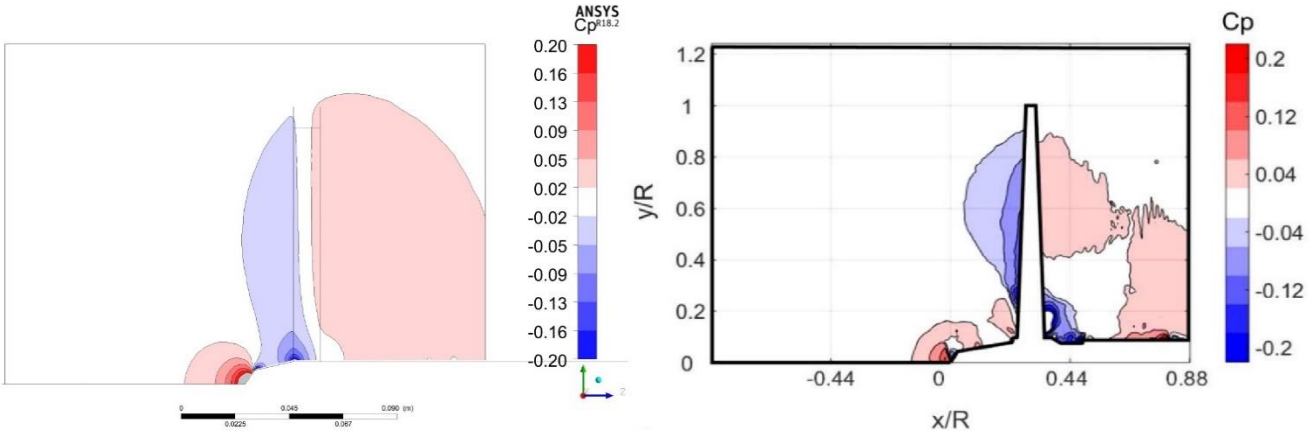
Şekil 8: Model fanın gövde ucunun 100 mm ön ve arkasında tanımlanan çizgiler

Oluşturulan sayısal modeldeki akış alanının referans çalışmadaki deneysel verilerle karşılaştırılabilmesi için model fanın gövde ucunun 100 mm ön ve arkasında tanımlanan iki çizgi üzerindeki hız dağılımı elde edilmiştir. Bu çizgiler Şekil 8'da gösterilmektedir. Farklı türbülans modelleri ile yapılan HAD analizlerinde elde edilen hız profilleri Şekil 9'da görülebilir. Analizlerde birçok türbülans modeli denenmiş, sadece deneysel verilere en yakın sonuçlar Şekil 10'da gösterilmiştir.



Şekil 9: Pervanenin 100 mm önündeki (sol) ve 100 mm arkasında (sağ) farklı türbülans modelleri ile elde edilen hız profilleri

Şekil 9'da gösterilen hız profillerine bakıldığında, türbülans modelleri arasında $\boldsymbol{k-\omega}$ SST türbülans modelinin deneye en yakın sonuçları verdiği görülmüştür. Özellikle pervane önündeki hız profiline bakılacak olursa, $\boldsymbol{k-\omega}$ SST türbülans modeli ile elde edilen hız profilinin diğer modellere kıyasla daha tutarlı olduğu söylenebilir. Pervane arkasındaki hız profilinde ise deneydeki veriler ile bazı farklılıklar gözlenmiştir. Bunun temel sebebi sayısal modelde kullanılan pervane modelidir. Lv ve diğerleri (2017) tarafından yapılan çalışmada kullanılan pervane geometrisi nedeniyle pervanenin göbeğinden ucuna kadar olan bölgede homojen olmayan basınç artışı meydana gelmektedir (Şekil 10). Fakat, sayısal modelde bu durum 33.5 P değerindeki homojen dağılımlı basınç artışı olarak modellenmiştir (simülasyonlarda bu basınç değeri kullanıldığında, deneylerde elde edilen gövde-pervane sistemine etki eden net kuvvete eş değer bir kuvvet elde edilmektedir). Buna ek olarak, deneylerde uç girdabı ve göbek bölgesi akış ayrılması gözlemlenmektedir. Bu olaylar sayısal modelde bulunmadığından pervane arkasındaki hız profillerinde farklılıklar bulunmaktadır.



Şekil 10: HAD analizleri (sol) ve deneylerle (sağ) elde edilen pervane çevresi basınç katsayısı dağılımı grafikleri [Lv ve diğerleri, 2017]

Buna ek olarak, referans çalışmada sürükleme kuvveti 1,2 N olarak ifade edilmiştir ama bu değere gövdeyi destekleyen çubuğun sürüklemesi de dahildir. Aynı deney aslında Hartuç (2015) tarafından yüksek lisans tez çalışmaları kapsamında yapılmıştır ve burada gövdenin yalın sürüklemesinin yaklaşık 0,8 N olduğu gösterilmiştir. HAD analizlerinde $\boldsymbol{k-\omega}$ SST türbülans modeli kullanıldığında ise bu değerin 0,83 N olduğu görülmüştür ve deneydeki değer ile tutarlılık göstermektedir. Diğer türbülans modellerinde bu değer 0,9 N ile 1,4 N arasında değişkenlik göstermektedir ve seçilen $\boldsymbol{k-\omega}$ SST türbülans modeli hem hız profili açısından hem de sürükleme kuvveti değeri açısından uygun bulunmuştur.

Karşılaştırmada kullanılan bir diğer parametre ise Güç Tasarrufu Katsayısıdır (GTK). GTK aşağıdaki formüle göre hesaplanır:

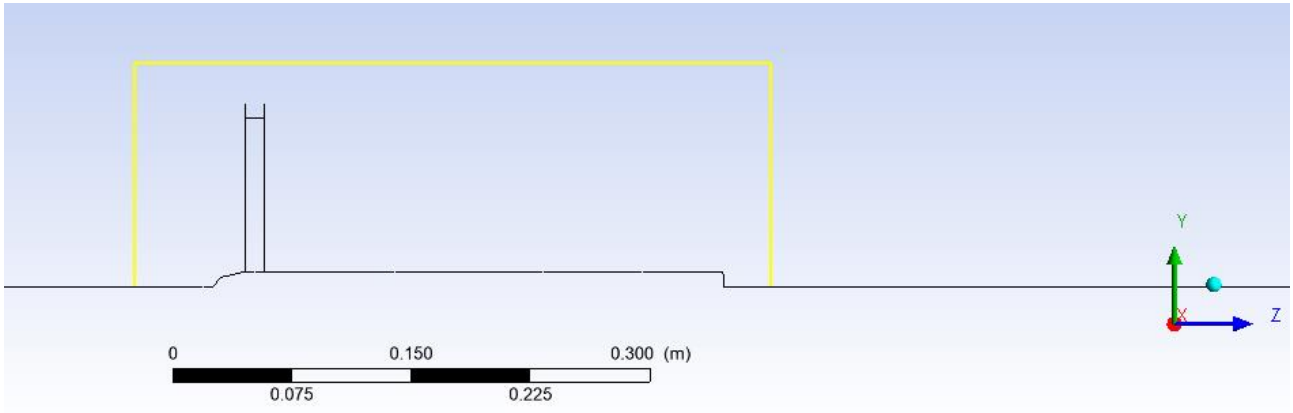
$$\boldsymbol{GTK = \frac{P'_K - P_K}{P'_K}} \tag{1}$$

Burada $\boldsymbol{P_K}$, STE konfigürasyonunda motor tarafından akışa verilen mekanik gücü; $\boldsymbol{P'_K}$ ise STE olmayan konfigürasyonda motor tarafından akışa verilen mekanik gücü temsil etmektedir. Dolayısıyla, aynı itkiyi üretebilmek için STE konfigürasyonda güçten ne kadar kazanç sağlandığının bir göstergesidir. Akışa verilen mekanik güç ise aşağıdaki formül ile hesaplanır:

$$\boldsymbol{P_K = \oiint \left[p - p_\infty + \frac{1}{2}\rho(V^2 - V_\infty^2)\right]\vec{V}\cdot\hat{n}\,dS = \oiint [p_t - p_{t,\infty}]\vec{V}\cdot\hat{n}\,dS} \tag{2}$$

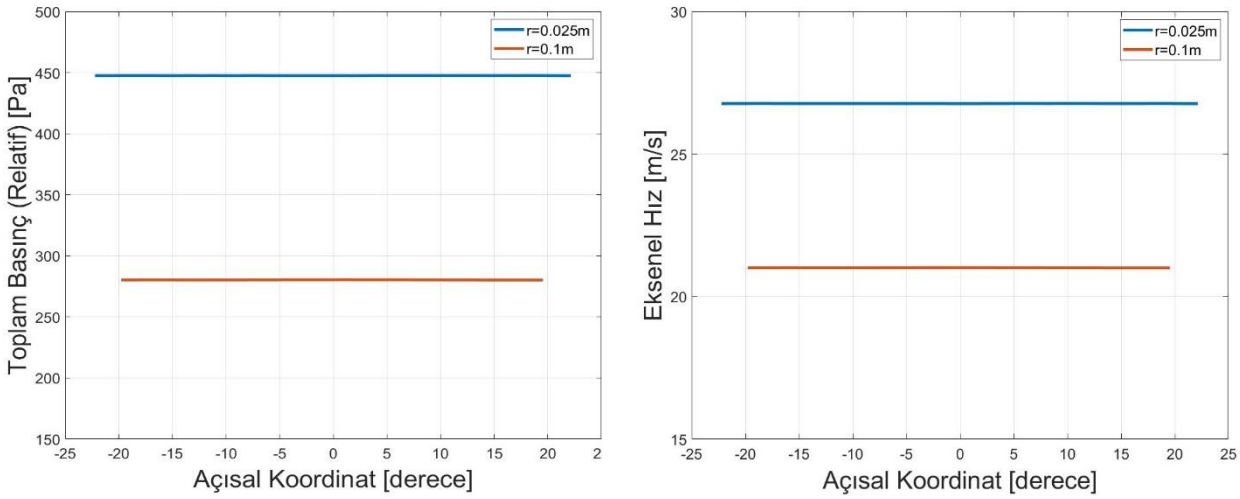
Denklemde $\boldsymbol{p_t}$ durağan basıncı, $\boldsymbol{p}$ statik basıncı, $\vec{\boldsymbol{V}}$ hız vektörünü ve $\boldsymbol{dS}$ ise integrali alınan yüzey üzerindeki diferansiyel yüzey alanını temsil etmektedir. Burada aslında akışa verilen mekanik güç, motor çevresinde kontrol hacmi alınıp güç dengesi denklemleri yazılarak hesaplanır. Dolayısıyla motor çevresinde bir kontrol hacmi alındığında burada akışa verilen mekanik güç, hacim yüzeylerinde yukarıda verilen yüzey integrali alınarak hesaplanmaktadır.

Bu formüle göre HAD analizlerinde akışa verilen mekanik gücün hesaplanabilmesi için motor çevresinde bir kontrol hacmi oluşturulması gerekmektedir. İncelenen ve doğrulaması yapılan geometrinin HAD analizlerinde, geometrinin 360 derecelik kısmı yerine sadece 45 derecelik kesiti incelenmiştir, fakat problem eksenel simetrik olduğu ve diğer akış parametrelerinin sabit yarıçaptaki farklı açısal lokasyonlarda benzer olduğu varsayıldığı için tek bir çizgi üzerinde akış parametreleri alınarak nümerik integral ile 360 dereceye tamamlanmış ve sonucun yüzey integrali alınmıştır. Şekil 11'de verilerin alındığı bu çizgiler gösterilmektedir ve aynı zamanda bu sınırlar alınan kontrol hacminin sınırlarını temsil etmektedir.



Şekil 11: Kontrol hacmi sınırları

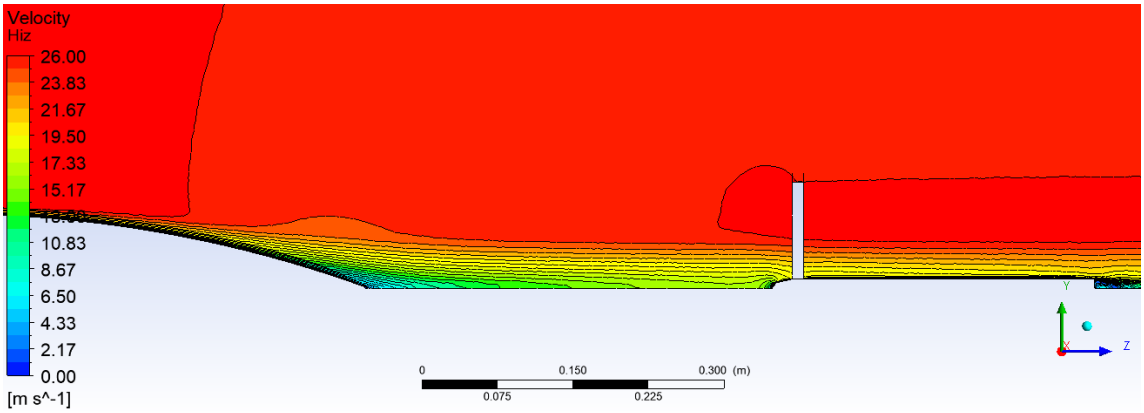
Ayrıca akışın eksenel simetrik olduğunu gösteren göbek ve uç bölgelerine yakın sabit radyal lokasyonlarda (0,025 m ve 0,1 m yarıçaplar) toplam basınç ve eksenel hız grafikleri Şekil 12'de verilmektedir. Şekilde de görüldüğü üzere, sabit yarıçap üzerinde değişen açı eksenel hız ve toplam basınç dağılımını etkilememektedir.



Şekil 12: Açısal yöndeki relatif toplam basınç (sol) ve eksenel hız (sağ) değişimi

Aynı kontrol hacmi, STE olmayan ve sadece motorun serbest akışta modellendiği HAD analizi sonuçlarını incelemek için de oluşturulmuştur. Bu çizgiler üzerindeki durağan basınç ve hız bilgileri alınarak denklem (2)'ye göre nümerik integral alınmıştır. Serbest akış hızı 26 m/s olan akışta GTK, %6,8 bulunmuştur. Referans çalışmada bu değer (PIV sonuçlarına göre) %8,3±1,7'dir ve bu sonuç HAD analizlerinin deneylerle uyumlu olduğunu göstermektedir.

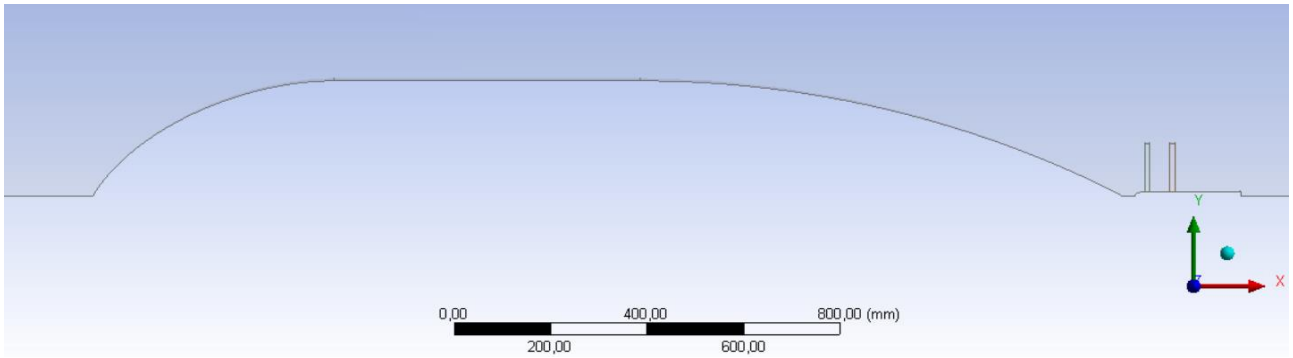
Ayrıca Şekil 13'te gövde ve pervanenin etrafındaki hız dağılımı verilmiştir. Burada görüldüğü üzere, gövdenin oluşturduğu iz bölgesinin yüksekliği pervane uzunluğunun yaklaşık yarısı kadardır. Bu durum güç tasarrufu katsayısının belirlenmesinde önemli bir rol oynamaktadır: İz bölgesi yüksekliği pervane uzunluğuna yaklaştıkça, GTK artmaktadır.



Şekil 13: Pervane tarafından emilen gövdenin oluşturduğu iz bölgesi

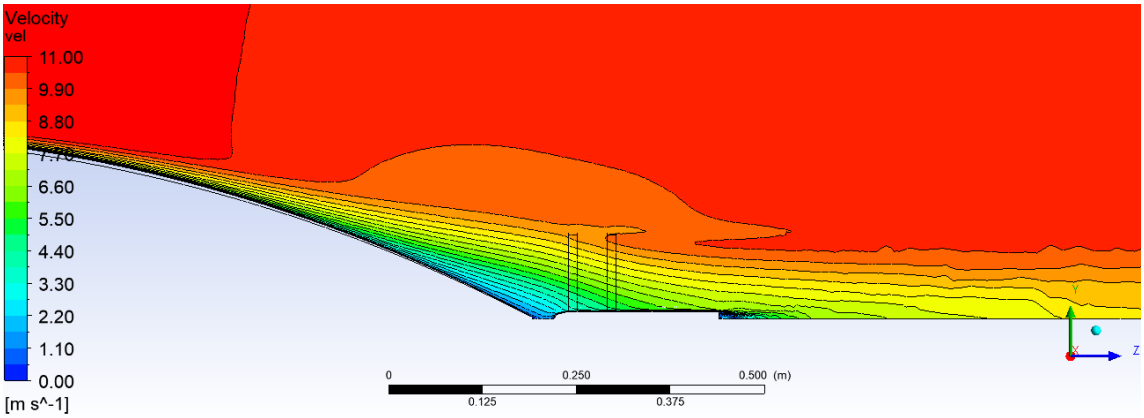
Zıt yönlü dönen pervane konseptinin HAD analizleri ile incelenmesi

Bu bölümde, gövde-zıt yönlü dönen pervane konfigürasyonu incelenmiştir. Bu konfigürasyonda GTK değerinin yükseltilmesi için gövdenin kalınlığı arttırılmış, serbest akış hızı düşürülerek pervanenin gövdenin iz bölgesinin tamamını emmesi sağlanmıştır. Pervanelerin boyutu aynı tutulmuştur. Ayrıca pervaneler gövdenin firar kenarına daha da yaklaştırılarak iz bölgesi emiş konfigürasyonundan sınır tabaka emişli konfigürasyona geçilmiştir. Şekil 14'te HAD analizlerinde kullanılan gövde ve zıt yönlü dönen pervane modelleri görülebilir.



Şekil 14: HAD analizlerinde kullanılan gövde-zıt yönlü dönen pervane modeli

Zıt yönlü dönen pervane konseptinin HAD analizlerinde çözüm ağı boyutları ve kullanılan sınır koşulları çeşitleri değiştirilmemiştir fakat bazı değerlerde değişiklikler yapılmıştır. Türbülans modeli olarak $\boldsymbol{k-\omega}$ SST türbülans modeli seçilmiştir. STE konfigürasyonun çözüm ağında yaklaşık 5 milyon eleman, geleneksel serbest akışlı pervane konfigürasyonunda ise yaklaşık 2,5 milyon eleman bulunmaktadır. Pervaneler arasındaki mesafe ise 40 mm olarak belirlenmiştir. Buna ek olarak, analizlerde kullanılan serbest akış hızı 11 m/s'dir. Bu koşullarda yapılan HAD analizleriyle elde edilen hız dağılımı Şekil 15'te görülebilir. Şekilden de anlaşılacağı üzere, bu konfigürasyonda iz bölgesi yüksekliği pervane uzunluğuna neredeyse eşittir.



Şekil 15: Zıt yönlü dönen pervane konseptinde gövdenin oluşturduğu iz bölgesi

Doğrulama çalışmasında kullanılan deneysel çalışmanın test düzeneğinde APC şirketinin APC 9x10 pervanesi kullanılmıştır. ANSYS Fluent'te 3B fan bölgesi aracında akış koşulları girilirken şirketin bu pervane için sağladığı performans verileri (basınç artışı ve dönme hızı) kullanılmıştır. Ek olarak, GTK'nın tek bir net eksenel kuvvet değerinde hesaplanması yerine tüm seyir koşullarında (hızlanma, yavaşlama, sabit hızla ilerleme) bu değer belirlenmeye çalışılmıştır. Bunun için 3B fan bölgesi aracında farklı seyir koşullarının modellenmesi için farklı basınç artışı ve dönüş hızı değerleri kullanılmıştır. Bu değerler Tablo 2'de görülebilir.

Tablo 2: STE konfigürasyonunda farklı seyir koşullarındaki pervane koşulları

Koşul	Net eksenel kuvvet [N] (Sürükleme-itki)	Basınç artışı [Pa] (Ön pervane)	Dönüş hızı [rpm] (Ön pervane)	Basınç artışı [Pa] (Arka pervane)	Dönüş hızı [rpm] (Arka pervane)
1	0.6012	5	2000	5	2050
2	0.4244	7.5	2100	7.5	2150
3	0.1378	11.5	2400	11.5	2450
4	-0.2985	17.5	2800	17.5	2900
5	-0.8513	25	3200	25	3300

Ön ve arka pervane modellerinde basınç artışı değerleri aynıdır, fakat arkadaki fanın dönüş hızı değeri öndeki fanın dönüş hızı değerinden biraz fazladır. Bunun nedeni, arkadaki pervanenin

öndekine göre daha yüksek bir hıza maruz kalmasından dolayı aynı basınç artışı için daha fazla dönmesi gerektiğidir. Değerler APC 9x10 pervanesinin performans verileri baz alınarak yaklaşık olarak verilmiştir.

Benzer bir şekilde uygun değerler serbest akışlı konfigürasyon için de belirlenmiştir ve Tablo 3'te bu değerler görülebilir.

Tablo 3: Serbest akışlı konfigürasyonda farklı seyir koşullarındaki pervane koşulları

Koşul	Net eksenel kuvvet [N] (Sürükleme-itki)	Basınç artışı [Pa] (Ön pervane)	Dönüş hızı [rpm] (Ön pervane)	Basınç artışı [Pa] (Arka pervane)	Dönüş hızı [rpm] (Arka pervane)
1	0.5446	5	2200	5	2250
2	0.3421	7.5	2300	7.5	2350
3	0.0180	11.5	2600	11.5	2700
4	-0.4682	17.5	3100	17.5	3200
5	-1.0759	25	3500	25	3600

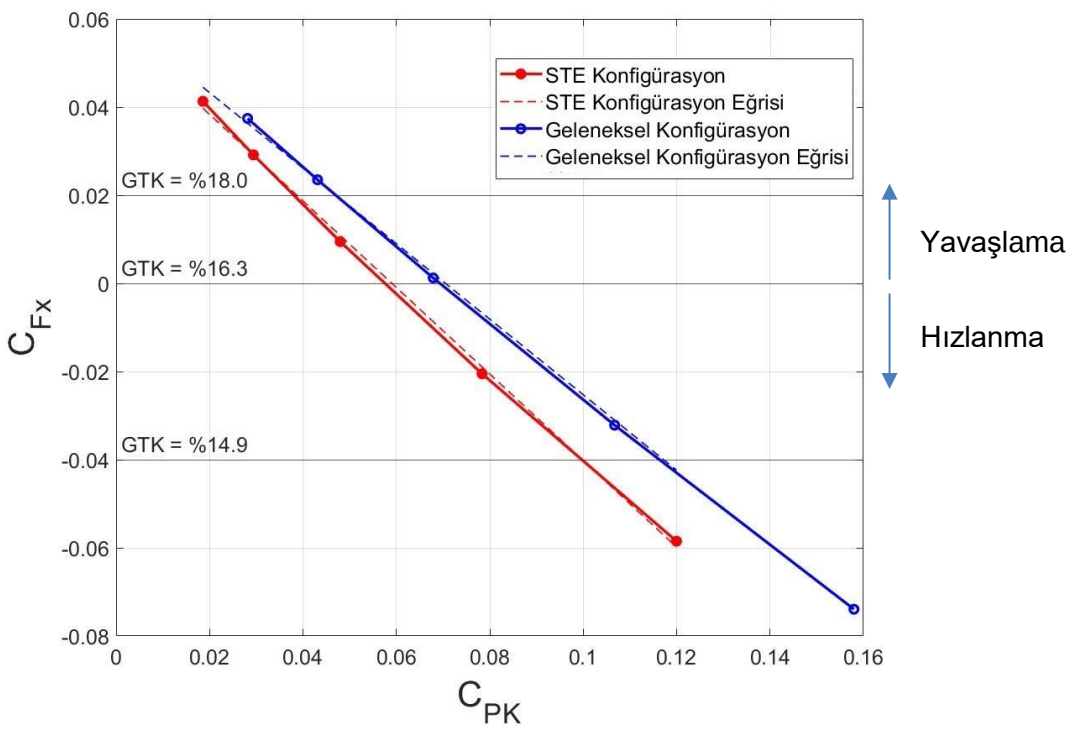
Geleneksel serbest akışlı konfigürasyonda STE konfigürasyonuna kıyasla daha yüksek dönme hızı değerleri kullanılmıştır, bunun nedeni ise pervanelerin daha yüksek bir akış hızına maruz kalmasıdır.

Analizler her konfigürasyon için 5 farklı seyir koşulunda yapılmıştır (Tablo 2 ve 3) ve sonuçlar akışa verilen mekanik güç katsayısı ($\boldsymbol{C_{PK}}$) ve net eksenel kuvvet katsayısı ($\boldsymbol{C_{Fx}}$) grafikleriyle irdelenmiştir. Bu katsayıları hesaplamak için kullanılan formüller aşağıda verilmiştir:

$$\boldsymbol{C_{PK}} = \frac{\boldsymbol{P_K}}{\frac{1}{2}\boldsymbol{\rho V_\infty^2 S_{ref} V_\infty}} \tag{3}$$

$$\boldsymbol{C_{Fx}} = \frac{\boldsymbol{F_x}}{\frac{1}{2}\boldsymbol{\rho V_\infty^2 S_{ref}}} \tag{4}$$

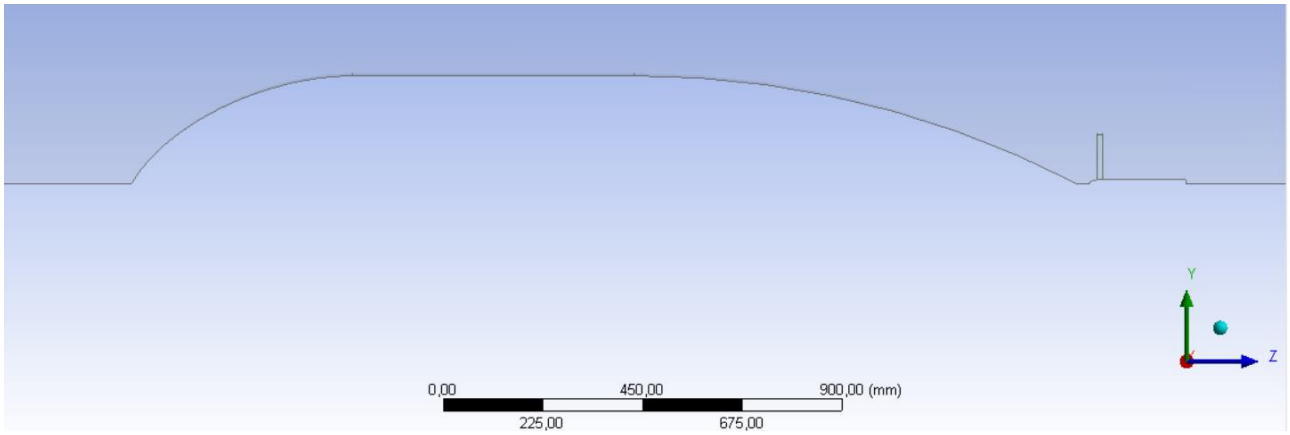
Burada $\boldsymbol{F_x}$ net eksenel kuvveti, $\boldsymbol{P_K}$ ise mekanik akış gücünü temsil etmektedir. Net eksenel kuvvet, sürükleme kuvveti ile üretilen itki kuvvetinin farkıdır. Referans alınan kesit alanı ($\boldsymbol{S_{ref}}$) ise kalınlaştırılmış gövdenin kesit alanını temsil etmektedir ve 0,1963 m^2 dir. Ayrıca serbest akış hızı $\boldsymbol{V_\infty}$ değeri ise 11 m/s'dir. $\boldsymbol{C_{Fx}}$'in $\boldsymbol{C_{PK}}$ ile değişimi Şekil 16'da görülebilir. Aynı grafikte sabit hızla ilerleyen gövde-pervane sisteminin GTK değeri verilmektedir.



Şekil 16: Zıt yönlü pervane konseptinde net eksenel kuvvet katsayısının mekanik güç katsayısı ile değişimi ve hızlanma, yavaşlama ve sabit hızdaki GTK değerleri

Şekil 16'da görüldüğü üzere $\boldsymbol{C_{PK}}$ ve $\boldsymbol{C_{Fx}}$ arasında lineer bir ilişki vardır. Kırmızı çizgi STE konfigürasyonu, mavi çizgi ise geleneksel konfigürasyonu temsil etmektedir. GTK'nın hesaplanması için aynı net eksenel kuvvet değerindeki mekanik akış güçlerinin karşılaştırılması gerekir. Yukarıdaki grafikte net kuvvetin sıfıra eşit olduğu durumda GTK hesaplanmıştır ve geleneksel yönteme göre %16,3 değerinde güçten tasarruf sağlanmıştır. Net kuvvetin 0'dan küçük olduğu hızlanma durumunda GTK %14,9, net kuvvetin 0'dan büyük olduğu yavaşlama durumunda ise bu değer %18'dir. Yavaşlama durumundan hızlanmaya doğru gittikçe (itki kuvveti arttırıldıkça) GTK değerinin düştüğü görülmektedir. Bunun nedeni de pervane ile akışa daha fazla güç verildiğinde pervane arkasında oluşan jet kayıplarının artmasıdır. Pervane arkasında ne kadar yüksek hızda bir jet oluşursa kayıplar artmakta ve itki verimliliği de o kadar azalmaktadır.

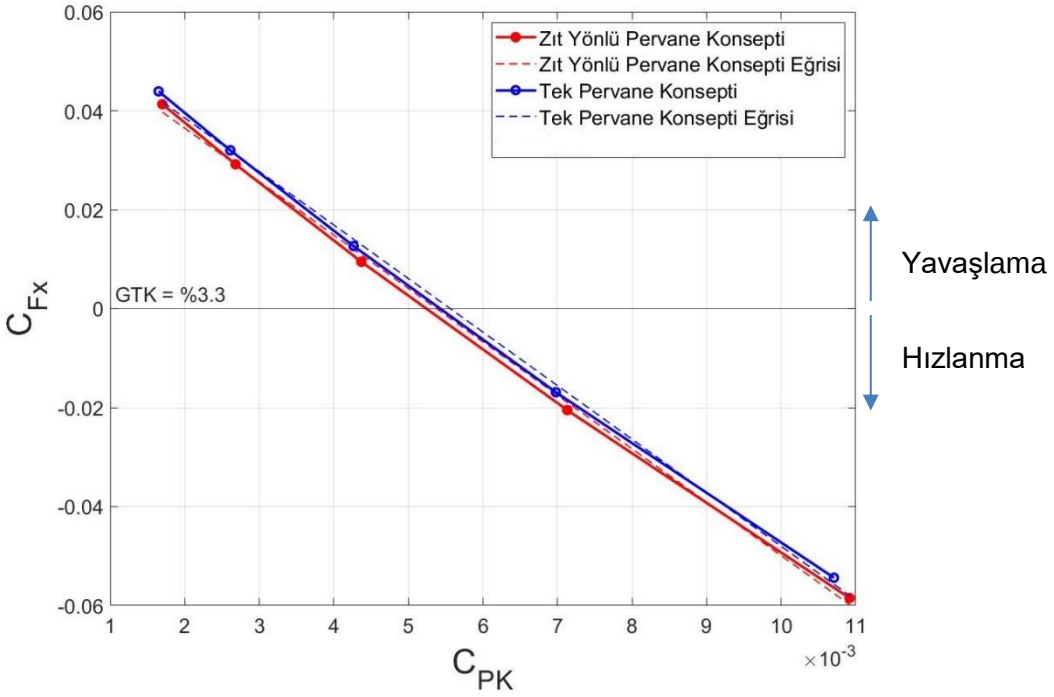
Ek olarak aynı gövde geometrisi arkasına zıt yönlü pervane yerine tek bir pervane konulmuştur ve HAD analizleri benzer şekilde yapılmıştır. Oluşturulan model Şekil 17'de görülebilir.



Şekil 17: Tek pervaneli konfigürasyon

Zıt yönlü pervane konseptinde 2 pervaneye verilen toplam basınç artışı, tek pervane konseptindeki tek pervaneye basınç artışı olarak girilmiştir. Dolayısıyla iki konfigürasyonda da üretilen itki eşittir. Ek olarak normalden farklı olarak GTK değeri, geleneksel serbest akışlı konfigürasyon yerine STE

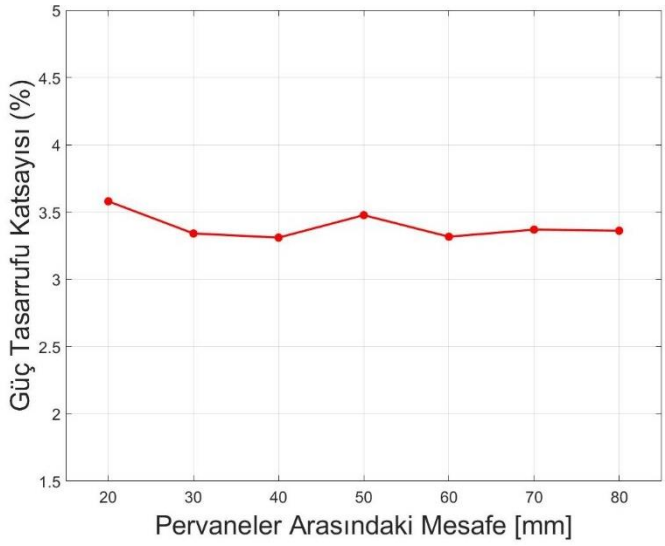
tek pervane konfigürasyonu referans alınarak tekrar hesaplanmıştır. Bu durum için net eksenel kuvvet katsayısının mekanik güç katsayısı ile değişimi Şekil 18'de verilmektedir.



Şekil 18: Zıt yönlü pervane ve tek pervane konseptlerinde net eksenel kuvvet katsayısının mekanik güç katsayısı ile değişimi ve sabit hızdaki GTK değeri (tek pervane konseptinin referans alındığı)

Şekil 18'de görüldüğü üzere zıt yönlü dönen pervane konsepti, tek pervane konseptine göre sabit hızdaki koşulda %3,3'e kadar daha az güç harcamıştır. Bu değer yavaşlama durumda daha fazla, hızlanma durumunda da daha azdır. Aerodinamik ve itki verimliliği düşünüldüğünde, zıt yönlü dönen pervane konseptinin tek pervaneye göre daha avantajlı olduğu söylenebilir.

Ek olarak zıt yönlü dönen pervane konseptinde pervaneler arasındaki mesafenin GTK'ye olan etkisi incelenmiştir. Bunun için pervaneler arasındaki mesafe kademeli olarak artırılıp aynı basınç artışı ve dönüş hızı değerleri 3B fan bölgesi aracına girilmiştir. Sabit hızdaki koşulda GTK'nin pervaneler arasındaki mesafeye göre değişimi Şekil 19'da verilmiştir.



Şekil 19: Sabit Hızdaki Koşulda GTK nin Pervaneler Arasındaki Mesafeye Göre Değişimi

Şekil 19'da görüldüğü üzere net eksenel kuvvetin sıfır olduğu sabit hızdaki koşulda GTK, pervaneler arasındaki mesafe arttıkça önemli bir değişim göstermemektedir. Dolayısıyla GTK ile pervaneler arasındaki mesafe arasında bir ilişki bulunamamıştır.

SONUÇ

Bu çalışmada, sınır tabaka emişli gövde-zıt yönlü dönen fan konfigürasyonu HAD analizleriyle incelenmiştir. Sayısal modelin doğrulanması literatürde bulunan deneysel bir çalışma ile yapılmıştır. HAD modelinin doğrulanmasından sonra farklı bir tahrik sistemi olan zıt yönlü dönen pervane konsepti deneyde kullanılan gövdenin geometrisinin değiştirilmiş edilmiş hali ile birlikte analiz edilmiştir. Gövdenin oluşturduğu iz bölgesinin neredeyse hepsini emen zıt yönlü pervane konfigürasyonunda sabit seyir hızındaki güç tasarrufu katsayısı, geleneksel serbest akışlı pervane konfigürasyonuna göre yaklaşık olarak %16 civarında bulunmuştur. Ayrıca yavaşlama durumundan hızlanma durumuna geçtikçe GTK'nin gittikçe azaldığı tespit edilmiştir. Buna da artan itki ve akışa verilen enerjiyle beraber pervanenin arkasındaki jet hızının artmasının neden olduğu düşünülmektedir. Buna ek olarak, zıt yönlü dönen pervane konseptinin tek pervaneli konseptten farkını görebilmek için aynı geometri ve koşullar ile hazırlanan tek pervaneli konfigürasyon, zıt yönlü dönen pervane konfigürasyonu ile karşılaştırılmıştır. Sonuçlara göre STE durumda zıt yönlü dönen pervane konsepti, tek pervaneli konfigürasyona göre üretilen aynı itkide yaklaşık olarak %3,5'e kadar daha az güç sarf ettiği görülmüştür. Ayrıca pervaneler arasındaki mesafenin sabit seyir hızındaki GTK'ye etkisi incelenmiştir. Bunun için aynı basınç artışı ve dönüş hızı değerleri kullanılarak sadece pervaneler arasındaki mesafe kademeli olarak artırılmıştır, fakat sonuçlara göre mesafe arttıkça GTK'nin neredeyse sabit kaldığı görülmüştür. Dolayısıyla, GTK ile pervaneler arasındaki mesafe arasında bir ilişki bulunamamıştır.

TEŞEKKÜR

Bu çalışma Orta Doğu Teknik Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Koordinasyon Birimi tarafından AGEP-313-2022-10933 nolu proje kapsamında desteklenmiştir.

Kaynaklar

Carrier, G., Atinault, O., Grenon, R., and Verbecke, C., 2013. *Numerical and experimental aerodynamic investigations of boundary layer ingestion for improving propulsion efficiency of future air transport,* 31st AIAA Applied Aerodynamics Conference, p. 2406.

Della Corte, B., van Sluis, M., Veldhuis, L. L., and Gangoli Rao, A., 2021. *Power balance analysis experiments on an axisymmetric fuselage with an integrated boundary-layer-ingesting fan,* AIAA Journal, 59(12), 5211-5224.

Drela, M., 2009. *Power balance in aerodynamic flows*. AIAA Journal, 47(7), 1761-1771.

Gharali, K., and Johnson, D. A., 2012. *Numerical modeling of an S809 airfoil under dynamic stall, erosion and high reduced frequencies*. Applied Energy, 93, 45-52.

Lv, P., Ragni, D., Hartuc, T., Veldhuis, L., and Rao, A. G., 2017. *Experimental investigation of the flow mechanisms associated with a wake-ingesting propulsor,* AIAA Journal, 55(4), 1332-1342.

Lv, P., 2019. *Theoretical and experimental investigation of boundary layer ingestion for aircraft application*. Delft University of Technology, Netherlands (PhD thesis).

Parezanovic, V., Rasuo, B., and Adzic, M., 2006. *Design of airfoils for wind turbine blades*. French-Serbian European Summer University: Renewable Energy Sources and Environment-Multidisciplinary Aspect.

Sabo, K. M., and Drela, M., 2015. *Benefits of boundary layer ingestion propulsion*. 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, p. 1667.

Smith Jr, L. H., 1993. *Wake ingestion propulsion benefit.* Journal of Propulsion and Power, 9(1), 74-82.

Voogd, A. E., 2020. *Experimental investigation of boundary layer ingestion in integrated propulsion systems*, Delft University of Technology, Netherlands (MSc thesis).