

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**GEÇİŞ KANALLARI İLE KANAL İÇİ PERVANE SİSTEMLERİ
ÜZERİNDE PASİF AKIŞ KONTROLÜ SAĞLANMASI VE
PERFORMANSININ DEĞERLENDİRİLMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Yücel Orkut AKTAŞ

Disiplinler Arası Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Yard. Doç. Dr. Duygu ERDEM

NİSAN 2018

**GEÇİŞ KANALLARI İLE KANAL İÇİ PERVANE SİSTEMLERİ
ÜZERİNDE PASİF AKIŞ KONTROLÜ SAĞLANMASI VE
PERFORMANSININ DEĞERLENDİRİLMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Yücel Orkut AKTAŞ
(511121228)**

Disiplinler Arası Anabilim Dalı

Uçak-Uzay Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Yard. Doç. Dr. Duygu ERDEM

NİSAN 2018

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 511121228 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Yücel Orkut AKTAŞ, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “Geçiş Kanalları ile Kanal İçi Pervane Sistemleri Üzerinde Pasif Akış Kontrolü Sağlanması” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Yard. Doç. Dr. Duygu ERDEM**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Prof. Dr. Alim Rüstem ASLAN**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Prof. Dr. Mehmet Şerif KAVSAOĞLU
Anadolu Üniversitesi

Teslim Tarihi : **14 Mart 2018**
Savunma Tarihi : **6 Nisan 2018**





Aileme,



ÖNSÖZ

Gerçekleştirdiğim bu çalışmada deneysel mühendisliği yoğun şekilde kullanarak kanal içi fan sistemleri anlamak ve bu sistemlerin günümüzde yaşadığı çapraz akış içerisindeki davranışlarını anlamak ve performans artışı için çözüm bulmaya çalıştım.

Hem deneysel mühendislik alanında hem de lisansüstü eğitimim anlamında bana çok destek olan danışman hocam Yard. Doç. Dr. Duygu ERDEM'e; elektronik ve yazılım alanında takıldığım noktalarda bana destek olan Sarp KARAYİĞİT ve Ahmet Fehmi ÖZCAN'a, çalışmalarım süresince beni cesaretlendiren ve her türlü desteği veren Aslı Elif DEMİR'e çok teşekkür ederim.

Aralık 2017

Yücel Orkut AKTAŞ
Uçak Mühendisi



İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	vii
İÇİNDEKİLER	ix
KISALTMALAR	xi
SEMBOLLER	xiii
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xv
ŞEKİL LİSTESİ.....	xvii
ÖZET.....	xxi
1. GİRİŞ.....	1
1.1 Kanal İçi Fanlı Hava Araçları ve Geleceği	2
1.2 Kanal İçi Fanların Avantaj ve Dezavantajları	9
1.2.1 Kanal içi fan sistemlerinin avantajları	10
1.2.2 Kanal içi fan sistemlerinin dezavantajları	12
1.3 Yüksek Hücum Açılırları ve Yatay Akış Altında Kanal Hücum Kenarında Akış Kopması ve Etkileri.....	13
1.4 Hipotez	15
2. DENEY SİSTEMİ KANAL İÇİ FANLARDA PERFORMANS VE AKIŞ KONTROL SİSTEMLERİ	21
2.1 Kanal İçi Fanlarda Performansı Etkileyen Faktörler.....	21
3. DENEY SİSTEMİ	25
3.1 Kanal İçi Fan Tasarımları.....	25
3.1.1 Standart NACA 4312 kanal tasarımı	28
3.1.2 Slot tasarımlı NACA 4312 kanal tasarımı	28
3.1.3 Toroid hücum kenarlı NACA 4312 iç geometrite sahip kanal tasarımı ...	34
3.2 Deney Seti Ekipmanları.....	34
3.2.1 Fırçasız elektrik motoru.....	34
3.2.2 Motor hız kontrol ünitesi (ESC)	36
3.2.3 Pervane	37
3.2.4 Yük hücresi	39
3.2.5 Devir sayıcı sistem	39
3.2.6 Voltaj ve akım ölçümü	40
3.2.7 Güç ünitesi	40
3.2.8 Ana kontrol sistemi	41
3.3 Deney Seti Tasarımı	41
3.4 İtki Test Standı Tasarımı	42
4. DENEYLER VE ÖLÇÜMLER	45
4.1 Statik Ölçümler	45
4.1.1 Açık pervane itkisi incelenmesi	45
4.1.2 Kanal etkisi incelenmesi	48
4.1.3 Slot tasarımlı kanal etkisi incelenmesi	50
4.1.4 Toroid tasarımlı kanal etkisi incelenmesi	52

4.2 Rüzgar Tüneli Kanal Akış Performanslarının Karşılaştırılması.....	54
4.2.1 Statik durumda kanal etkisinin incelenmesi.....	54
4.2.2 Paralel akış altında kanal etkisinin incelenmesi.....	56
4.2.3 Kanal etkisinin 45 derece çapraz akış altında incelenmesi	63
4.2.4 Kanal etkisinin 90 derece çapraz akış altında incelenmesi	67
5. SONUÇ VE ÖNERİLER.....	73
5.1 Sonuçlar ve Değerlendirme	73
5.2 Kullanım Alanları.....	74
5.3 İleri Çalışmalar	75
KAYNAKLAR.....	77
ÖZGEÇMİŞ.....	79



KISALTMALAR

EDF	: Electric Ducted Fan / Elektrikli Kanal İçi Fan
İHA	: İnsansız Hava Aracı
MAV	: Micro Aerial Vehicle / Mikro Hava Aracı
STOL	: Short Take-off & Landing / Kısa Mesafede Kalkış-İniş
VTOL	: Vertical Take-off & Landing / Dikey Kalkış-İniş





SEMBOLLER

C_T	: İtke katsayısı
C_P	: Güç katsayısı
q	: Dinamik basınç
J	: Advance Ratio (İlerleme Oranı)
α	: Hücüm açısı
ρ	: Hava yoğunluğu (gr/cm ³)
η	: Verim (toplam elektrik güç girdisi/itki gücü)



ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 3.2: Motor teknik verileri [31].....	31
Çizelge 3.3: 3 pervaneli açık ortam testi için üretici verisi [31].....	36
Çizelge 3.4: ESC teknik verileri[31].....	37
Çizelge 3.5: Pervane teknik verileri [31].....	38



ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1: Bell X-22 A VTOL hava aracı kanal içi pervaneleri ile geçiş uçuşu aşamasında [2]	3
Şekil 1.2: Hiller Flying Platform eş eksenli zıt yönde kanal içinde bir pervanenin üst kısmına yerleştirilen pilot ile kontrol ediliyordu [3]	3
Şekil 1.3: Lilium jet kanat yapısı üzerindeki flap üzerine yerleştirilmiş çok sayıda kanal içi fan sistemi ile dikey kalkış ve iniş gerçekleştirebilmektedir. [4].....	4
Şekil 1.4: Honeywell T-Hawk kanal içi fan sistemi tasarımı üzerine geliştirilen VTOL İHA sistemi [1]	5
Şekil 1.5: İTÜ'de tasarlanan ikili kanal içi fan sistemine sahip insansız hava aracı [5]	6
Şekil 1.6: Boeing PhantomWorks tarafından geliştirilmiş elektrikli kanal içi fan sistemine sahip VTOL İHA [7]	6
Şekil 1.7: Airbus'ın hibrit kanal içi fan sistemli yolcu uçağı tasarımı [8]	7
Şekil 1.8: Airbus'ın elektrikli hava aracı yol haritası kapsamında elektrikli kanal içi fanların önemi görülebilmektedir [9]	8
Şekil 1.9: Rolls Royce'un elektrikli ticari uçuşları uygulanabilir hale getirmek için üzerinde çalıştığı elektrikli kanal içi fan tasarımı [10].....	9
Şekil 1.10: Kanal içi fan sistemleri ile günümüzde insansız hava araçlarının önemli bir kısmını kaplayan quadrotor sistemleri arasında bir karşılaştırma [1]	10
Şekil 1.11: Tam güçte çalışma esnasında pervane kopma testi sonrasında kanal yapısı sistemi korumaktadır.[15]	11
Şekil 1.12: a) Eurocopter tarafından üretilen EC 155 helikopteri kanal içi fan tasarımı anti-tork sistemi [16] b) Sikorsky tarafından üretilen Blackhawk helikopterinin 4 palli geleneksel açık kuyruk rotoru [17]	11
Şekil 1.13: Yüksek hücum açılarında turbofan motorlarda yaşanan hava alığı akış kopması CFD çalışması	13
Şekil 1.14: Çapraz akış altında normal kanal girişinde oluşan kopma ve bu kopmayı önlemek için geliştirilen "Double Ducted Fan" tasarımı [19]	14
Şekil 1.15: Kanat profili üzerinde slot etkisi	17
Şekil 1.16: Slat yapısı üzerinde hızlanan akışın süperkritik kanat üzerine yüksek hücum açısı altında yapışması [26]	18
Şekil 1.17: Yüksek hücum açılı ve seyir durumunda slot yapısı üzerinde oluşan akış	19

Şekil 3.1: NACA 4312 profili	25
Şekil 3.2: Balpeteği dolgu malzemeli kanal yapısı	26
Şekil 3.3: FDM metodu ile toroid kanal üretimi	27
Şekil 3.4: 3D printer'dan çıkmış kanal fotoğrafları	27
Şekil 3.5: Standart kanal yapısının deney esnasında maruz kalacağı yüklere karşı yapısal analiz çalışmaları	28
Şekil 3.6: Üretilmiş slot kanal tasarımı	29
Şekil 3.7: Slot yerleşiminin kanat profili boyunca performansa etkisi [28]	29
Şekil 3.8: Slot yüksekliğinin performansa etkisi [29]	30
Şekil 3.9: Slot açıklığının performansa etkisi [29]	31
Şekil 3.10: Slot açıklığının performansa etkisi [29]	32
Şekil 3.11: Slot parametreleri ve optimum slot yerleşimi [30]	33
Şekil 3.12: Slot tasarımlı kanal yapısının teknik çizimi	33
Şekil 3.13: Toroid kanal kesiti	34
Şekil 3.14: Fırçasız elektrik motoru	35
Şekil 3.15: Motor boyutları	36
Şekil 3.16: Motor elektronik hız kontrolcüsü (ESC) teknik verileri [31]	37
Şekil 3.17: 3 palli 5 inch polikarbonat pervane	38
Şekil 3.18: Yük hücresi	39
Şekil 3.19: Manyetik encoder	39
Şekil 3.20: Akım ve voltaj ölçüm devresi	40
Şekil 3.21: 600 watt güç kaynağı	40
Şekil 3.22: Ana kontrol, sensör okuma ve loglama işlemini yapan mikrokontrolcü Arduino	41
Şekil 3.23: Kanal fan sistemleri için itki test standı	42
Şekil 3.24: İtki test sistemi ve açık fan yerleşimi	43
Şekil 4.1: İtki ölçüm deney setine bağlı ve Eiffel Rüzgar Tüneli içerisinde slot kanallı fan sistemi ve akış görüntüleme için kullanılan iplikçikler	45
Şekil 4.2: Açık pervane stator ikilisinin deney esnasında akış alanına paralel, 45 derece ve açılı konumları	45
Şekil 4.3: Açık pervane stator ikilisi statik ve paralel akış içerisindeki performansı.....	47
Şekil 4.4: 45 derece çapraz akış içerisinde açık pervane stator ölçümleri	47
Şekil 4.5: 90 derece çapraz akış içerisinde açık pervane stator ölçümleri	48
Şekil 4.6: NACA 4312 kanat profile üzerinden oluşturulan kanal yapısı rüzgar tüneli içerisinde test esnasında üzerinden iplikçikler ile birlikte	48
Şekil 4.7: Standart kanal yapısı paralel akış içerisinde devir-itki ilişkisinin incelenmesi	49
Şekil 4.8: Standart kanal yapısının 45 derece çapraz akış içerisinde devir-itki ilişkisinin incelenmesi	49
Şekil 4.9: Standart kanal yapısının 90 derece çapraz akış içerisinde devir itki ilişkisinin incelenmesi	49
Şekil 4.10: NACA 4312 kanat profile üzerinden slot güncellemesi ile oluşturulan kanal yapısı rüzgar tüneli içerisinde test esnasında üzerinden iplikçikler ile birlikte	50
Şekil 4.11: Slot kanal yapısı paralel akış içerisinde devir-itki ilişkisinin incelenmesi	51
Şekil 4.12: Slot kanal yapısı paralel akış içerisinde devir-itki ilişkisinin incelenmesi	51

Şekil 4.13: Slot kanal yapısı paralel akış içerisinde devir-itki ilişkisinin incelenmesi.....	51
Şekil 4.14: Slot kanal yapısı paralel akış içerisinde devir-itki ilişkisinin incelenmesi	52
Şekil 4.15: Toroid kanal yapısı paralel akış içerisinde devir-itki ilişkisinin incelenmesi	53
Şekil 4.16: Toroid kanal yapısı paralel akış içerisinde devir-itki ilişkisinin incelenmesi	53
Şekil 4.17: Toroid kanal yapısı paralel akış içerisinde devir-itki ilişkisinin incelenmesi	53
Şekil 4.18: Statik akış içerisinde kanal performansının devir – itki seviyesi ilişkisine göre incelenmesi	55
Şekil 4.19: Statik akış içerisinde kanal performansının tüketilen güç-itki seviyesi ilişkisine göre incelenmesi	55
Şekil 4.20: 5 m/s paralel akış altında güç-itki etkisi incelemesi	56
Şekil 4.21: 10m/s paralel akış altında güç-itki etkisi incelemesi	56
Şekil 4.22: 15 m/s akış altında güç-itki etkisinin incelemesi	57
Şekil 4.23: 5m/s paralel akış altında devir-itki ilişkisi	57
Şekil 4.24: 10 m/s paralel akış altında devir-itki ilişkisi	58
Şekil 4.25: 15 m/s paralel akış altında devir-itki ilişkisi	58
Şekil 4.26: 5 m/s paralel akış altında J- η ilişkisi	59
Şekil 4.27: 10m/s paralel akış altında J- η ilişkisi	59
Şekil 4.28: 15 m/s akış altında J- η ilişkisi	59
Şekil 4.29: 5 m/s akış altında J-C _T ilişkisi	60
Şekil 4.30: 10m/s akış altında J-C _T ilişkisi	61
Şekil 4.31: 15m/s akış altında J-C _T ilişkisi	61
Şekil 4.32: 5m/s akış altında J-C _P ilişkisi	62
Şekil 4.33: 10m/s akış altında J-C _P ilişkisi	62
Şekil 4.34: 15m/s akış altında J-C _P ilişkisi	62
Şekil 4.35: 5m/s 45 derece çapraz akış altında J- η ilişkisi	63
Şekil 4.36: 10m/s 45 derece çapraz akış altında J- η ilişkisi	64
Şekil 4.37: 15m/s 45 derece çapraz akış altında J- η ilişkisi	64
Şekil 4.38: 5m/s 45 derece çapraz akış altında J- η ilişkisi	65
Şekil 4.39: 10m/s 45 derece çapraz akış altında J-C _T ilişkisi	65
Şekil 4.40: 15m/s 45 derece çapraz akış altında J-C _T ilişkisi	65
Şekil 4.41: 5m/s 45 derece çapraz akış altında J-C _P ilişkisi	66
Şekil 4.42: 10m/s 45 derece çapraz akış altında J-C _P ilişkisi.....	66
Şekil 4.43: 15 m/s akış altında J-C _P ilişkisi	67
Şekil 4.44: 5m/s 90 derece çapraz akış altında J- η ilişkisi	68
Şekil 4.45: 10m/s 45 derece çapraz akış altında J- η ilişkisi.....	68
Şekil 4.46: 15m/s 90 derece çapraz akış altında J- η ilişkisi	68
Şekil 4.47: 5m/s 90 derece çapraz akış altında J-C _T ilişkisi	69
Şekil 4.48: 10m/s 90 derece çapraz akış altında J-C _T ilişkisi	69
Şekil 4.49: 15m/s 90 derece çapraz akış altında J-C _T ilişkisi	70
Şekil 4.50: 5m/s 90 derece çapraz akış altında J-C _P ilişkisi	70
Şekil 4.51: 10 m/s 90 derece çapraz akış altında J-C _P ilişkisi	71
Şekil 4.52: 15 m/s 90 derece çapraz akış altında J-C _P ilişkisi	71



GEÇİŞ KANALLARI İLE KANAL İÇİ PERVANE SİSTEMLERİ ÜZERİNDE PASİF AKIŞ KONTROLÜ SAĞLANMASI VE PERFORMANSININ DEĞERLENDİRİLMESİ

ÖZET

Geçiş kanalları ve kanal içi pervane sistemleri havacılık tarihi boyunca pervane ucunda oluşan kayıpların önlenmesi, gürültünün azaltılması, pervanenin uygun şartlarda çalışması için akışın yönlendirilmesi ve güvenlik gibi birçok alanda araştırılmış ve kullanılmıştır. Özellikle günümüz yolcu uçaklarında kullanılan turbofan motorların kanal içerisinde yüksek by-pass oranlı bir fanı barındırması ve bu fan ile itkisinin %80 oranını karşıladığı düşünüldüğünde kanal içi fan sistemlerinin önemi bir kez daha ortaya çıkmış olur. Öte yandan kanal içi fan sistemleri özellikle 2. Dünya Savaşı sonrasında artan kişisel kullanım hava araçlarının ve VTOL özelliğe sahip hava araçlarının geliştirilmesinde önemli rol oynamıştır. Günümüzde de VTOL özelliğe sahip elektrikli hava araçlarının gündeme gelmesi özellikle elektrik kanal içi fan (EDF) sistemlerini yeniden gündeme taşımıştır.

Kanal içi fan sistemleri belirli ileri hız rejimlerinde, verim artışı, itki artışı ya da buna bağlı olarak boyutta küçülme, ses engelleme, güvenlik gibi konularda öne çıksa da çapraz akış içerisinde kaldığı durumlarda performans konusunda oldukça büyük sorunlar yaşamaktadır. Yüksek hücum açısı ile kalkış ya da iniş yapan bir yolcu uçağının motorunun bu kopma nedeniyle yeterli akışı alamaması, bir insansız hava aracının istenmeyen türbülans, titreşim ve momentlere mağruz kalması gibi birçok konuda sıkıntı yaşanmaktadır.

Kanal yapısının da bir kanat profili olduğu göz önüne alınarak günümü uçaklarının yüksek hücum açılara çıkarken kullandıkları yardımcı aerodinamik yüzeyler ve metodlar araştırılmış ve slot, slat ve jet akışı ile yönlendirme gibi konseptler bulunmuştur. Mekanik hareketli yüzeylerin bu tür dairesel yapılarda kullanılmasının zorlukları ve bu sistemlerin oluşturacağı ağırlıklar göz önüne alınarak pasif şekilde aerodinamik yönlendirme yapan tasarımlardan slot kanal tasarımı ana tasarım olarak seçilmiştir. Kanal için kullanılan NACA 4312 kanat profili üzerine tasarlanan slot sistemi duct ekseninde her yönden gelecek akışı yönlendirecek şekilde dairesel olarak tasarlanmıştır.

Çalışma kapsamında kanal içi elektrikli fan sistemi bir MAV için modellenmiş ve 5 inch çapında 3 palli bir pervane seti ile deneyler yapılarak ileri uçuşta düşük sürüklenme yaratacak, çapraz akış altında standart kanal yapısına göre daha iyi performans gösterecek ve bunları yaparken mümkün olduğu kadar mekanik bir yapı içermeyecek bir çözüm olarak slot tasarımlı kanal tasarımı yapılmıştır. Bu tasarım, açık pervane, standart kanal tasarımı ve toroid kanal tasarımı ile karşılaştırmalı olarak deneysel olarak incelenmiştir.

Deneylerin gerçekleştirilmesi esnasında alınacak verilerin miktarı nedeniyle yarı otomatik veri alabilen bir itki test sistemi geliştirilmiştir. Bu itki test sisteminde rüggar tüneli hızı ayarlanması ardından manuel şekilde verilen gaz seviyesi üzerine

itki, devir, voltaj ve akım değerleri otomatik olarak kaydedilmektedir. Bunun için kullanılan sensörlerle birlikte itki test standı ana yapısı bir yük hücreğine bağlı moment kolu üzerine tasarlanmış olabildiğince basit ancak ölçümler için de oldukça hassas bir sistem olarak geliştirilmiştir.

Standart kanal tasarımı deneyler esnasında açık pervaneye göre oldukça iyi bir performans göstermiştir; ancak serbest akış hızı arttıkça kanalın sürüklemesi kanalın itki kuvvetine sağladığı desteği geride bırakacak kadar artmıştır. Açık pervane sistemi ise akışa paralel durumlarda itki seviyesi azalmış ancak çapraz akış altında serbest akım hızı arttıkça itki seviyesi artmıştır. Bu beklenmedik sonuç için pervane hız vektörleri ile serbest akış arasındaki ilişki incelendiğinde çıkan verinin doğruluğundan emin olunmuştur.

Toroid tasarım ise statik itki konusunda en iyi itki katkısını sağlamış ve çapraz akışlarda ise en düşük seviyede akış kopması yaşamıştır; ancak toroid kanal yapısı da akışa dik kesit alanının büyüklüğü nedeniyle oldukça yoğun sürüklenme kuvveti yaratmış ve bu sürüklenme kuvveti nedeniyle statik akışta ve çapraz akışlarda istenilen beklentiyi verememiştir. Hücum kenarı daire çapının çok yüksek olması sebebiyle çapraz akış altında en hızlı yeniden yapışmayı sağlayan tasarım olmuştur.

Beklenildiği üzere akışa dik kesit alanı küçük ancak yardımcı akış yönlendirici aerodinamik yapılarıyla akışa yön verebilecek slot tasarımı kanal için fan sistemi toroid kanal kadar iyi çapraz akış performansı, normal duct kadar düşük paralel akış sürüklemesi sağlayamasa da hibrit bir tasarım olarak MAV ve VTOL hava araçları gibi yoğun şekilde çapraz akış içerisinde hareket eden sistemlerde performansı önemli ölçüde arttıracak gözlemlenmiştir.

Bu aşamadan sonraki çalışmalarda viskoz etkileri daha az gözlemlenmek adına daha büyük çaplı kanal tasarımları ile deney yapılabilir ve yapılan çalışmalar farklı CFD analizleri ile de tekrarlanabilir.

PASSIVE FLOW CONTROL OVER A DUCT AND DUCTED FAN AND EVALUTATION OF THE PERFORMANCE

SUMMARY

Ducted propeller systems have been explored and used in many areas throughout the history of aviation, including the prevention of rotor tip losses, noise reduction, flow guidance for proper operation of the propeller and safety. Particularly when the turbofan engines used in today's commercial planes which are equipped with a high by-pass fan in the channel and 80% of the the total thrust of turbofan engine generated from this duct and fan combination, the prominence of the ducted fan systems once again. On the other hand, ducted fan systems have played an important role in the development of air vehicles with increased personal use air vehicles and VTOL capability, especially after World War II. Today, the introduction of taxi drones as electric aerial vehicles with VTOL feature, especially electric duct fan (EDF) systems, has been renewed.

Ducted fan systems suffer from considerable performance problems in certain forward-speed regimes, where efficiency, thrust, or size reduction, noise suppression, safety, etc., remain in cross flow. There is a problem in many subjects such as an undesirable turbulence, vibration and unwanted moments on micro unmanned aerial vehicles; suction and safety problems of the turbofan engines of a passenger plane while taking off and landing with a high angle of attack.

Considering that the duct structure is also a wing profile, the auxiliary aerodynamic strains and methods used by the planes during their ascents to the high angle of attack fields were investigated and concepts like slot, slat and directed jet flow guidance were found. Considering the difficulties of using mechanical moving surfaces in such circular structures and the weights that these systems will create, the slot design logic has been chosen as the aerodynamic directional design of the MAV systems. The slot system designed on the NACA 4312 standart profile used for the duct is designed circularly to direct the flow from each side on the duct axis.

In the study, the ducted electric fan system is modeled for a MAV and it is tested with a 3 blade 5 inches diameter polycarbonate propeller and design boundaries are low drag at the forward flight and performing better than the standard duct structure under cross flow and will not have as much mechanical structure as possible. As a solution, slotted ducted fan design was developed. This design has been tested and evaluated in comparison with open propeller, standard channel design and toroidal channel design.

A thrust test system capable of receiving semi-automatic data has been developed due to get high amount of data to be received during the execution of experiments. In

this thrust test system, the throttle tunnel speed is set manually and the thrust, speed, voltage and current values are automatically recorded on a SD card. The main structure of the thrust test stand is carbon tubes and 3 printed structure parts and sensors used for developing a sensitive system for measurements. Design of the system is based on a moment arm connected to a load cell, microcontroller, encoders, voltage and current sensors.

During the experiments of the standard duct design, it performed very well compared to the open rotor propeller; but the free flow velocity has reduced the performance according to the increasing free stream so the performance of the duct decreasing at one point duct became only have negative effects over whole propulsion system. In the open propeller system, the thrust level decreased according to the parallel to the flow, but the thrust level increased as the free flow velocity increased under the cross flow. This unexpected result confirms the correctness of the output when examining the relationship between propeller velocity vectors and free flow.

The toroidal design provides the best impulse contribution to static thrust and the lowest level of flow cross flow; but the toroidal channel structure also created a large drag force due to the size of the perpendicular cross-sectional area of the flow, and due to this drag force, it couldn't not give the desired expectation in the static flow and in the cross flows. On the other hand, the leading edge is designed to provide the fastest reattachment under cross flow due to the very high diameter of the leading edge circle.

As expected, the fan system for the slot-designed duct, which has a small cross-section perpendicular to the flow but can direct the flow with the auxiliary flow-guide aerodynamic structures, provides good cross-flow performance as well as the toroidal channel, while providing a parallel flow trajectory as low as the normal duct. It has been observed that the performance in the cross-flow motion system is considerably increased.

Experiments can be conducted with larger diameter channel designs to observe the viscous effects less often during subsequent phase-in studies. Home-made studies can also be repeated with different CFD analyzes.

1. GİRİŞ

Dikey kalkış ve iniş kabiliyeti (Vertical Takeoff & Landing) havacılık içerisinde oldukça önemli bir konudur ve yıllardır bu problemi en iyi çözen sistemler olarak helikopterler ön plana çıkmaktadır. Helikopterler binlerce hareketli parça nedeniyle uçuş güvenilirliği zor sağlanan, yolcular açısından konforsuz ve çok büyük pervaneleri nedeniyle iniş kalkış bölgesi için tehlike arz eden bir sistem olmasına rağmen çok dar ve kısıtlı alanlardan iniş kalkış yapabilmesi nedeniyle havacılıkta oldukça önemli bir yer elde etmiştir. Öte yandan helikopterlerin belirtilen temel sorunlarının yanında ileri uçuş hızının kısıtlı olması, pervanelerin genişliği nedeniyle çok dar alanlar için riskli olması nedeniyle kanal içi fanlı sistemler üzerine birçok çalışma yapılmıştır.

Kanal içi fanlı sistemler sahip oldukları verim, güvenlik ve boyut özellikleri nedeniyle her geçen gün çok daha önem kazanmaktadır. Bu nedenle özellikle dar alanlarda çalışması gereken insansız hava araçları üzerinde deneysel olarak birçok çalışma gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmalarla birlikte ducted fanlı sistemler üzerine geliştirilen insansız hava araçları ducted fanların sahip oldukları kontrol ve yatay akış dezavantajlarına rağmen operasyonlarda etkili bir şekilde kullanılabilmektedir [1].

Ducted fanlı sistemlerin VTOL sistemlerde kullanımındaki en büyük engel ise yatay akış altında oluşan akış kopmaları ve buna bağlı oluşan performans kayıpları ve stabilitenin bozulmasıdır. Bu tez çalışmasında yatay ve yüksek hücum açılı akışlara maruz kalan kanal içi fan sistemlerinden kanal geometrisinin iç kısmında oluşan akış kopmaları ve sirkülasyonlu hava akımının en aza indirgeyerek kanal içerisindeki akışı düzenlemek için pasif akış kontrol sistemleri geliştirmek ve bunları rüzgar tüneli/statik olarak test ederek değerlendirmektir. Bu şekilde statik olarak sistem performansını düşürmeden, yatay uçuş performansı ve stabilitesinin artırılması amaçlanmaktadır.

Tez planlamasında 2. Bölüm kanal içi fanlar ve kullanım alanları ile ilgili genel çalışmalara ve bu çalışmalarda ortaya çıkan zorlukların açıklanmasına, 3. Bölüm ise kanal içi fanların temel teorik hesaplamalarına ayrılmıştır. Deney sistemi tasarımı ve alt sistemlerin özellikleri Bölüm 4 içerisinde detaylı bir şekilde anlatılmıştır. Tezin temel çalışmaları olan deneyler ve sonuçları ise 5. Bölüm içerisinde anlatılmıştır. Deneylerin sonuçları ile ulaşılmak istenilen hedeflerin değerlendirmesi ve tez sonrasında bu alanda yapılabilecek çalışmalar ile ilgili detaylar ise 6. bölüm içerisinde yapılan değerlendirmelerle verilmiştir.

1.1 Kanal İçi Fanlı Hava Araçları ve Geleceği

Kanal içi fan sistemleri getirdikleri avantajlar nedeniyle günümüz sivil havacılığında turbofan motorlar ile ana konulardan biri haline gelmiştir. Bu tür bir tasarımın getirdiği itki artışı, güç tüketimindeki azalma, pervanelerin çevrelenmiş olmasından dolayı yüksek güvenlik ve düşük akustik iz gibi nedenlerle birçok alanda yıllardır denemeler yapılmakta ve kanal içi fan sistemleri yarattığı yapısal ağırlık gibi dezavantajlarının önüne geçilmeye çalışılmaktadır.

Bununla birlikte VTOL sistemler üzerinde de kanal içi fan sistemlerinin kullanımı dikey kalkış iniş kabiliyeti için oldukça önemli bir yere sahiptir. Şekil 1.1’de görülen Bell firmasının 1960’lı yıllarda geliştirdiği Bell X-22A hava aracı sabit kanatlarla birlikte 4 adet büyük açı değiştirebilen kanal içi fan sistemi ile kargo uçaklarına VTOL kabiliyeti kazandırmak ve pistten bağımsız uçuşlar gerçekleştirebilmek için geliştirilmiştir [2]. 1960’lı yıllarda bu tür sistemlere benzer birçok kanal içi fan sistemine sahip VTOL hava aracı geliştirilmiş ancak hiçbiri kullanıma alınmamıştır.



Şekil 1.1: Bell X-22 A VTOL hava aracı kanal içi pervaneleri ile geçiş uçuşu aşamasında [2]

Kanal içi fan sistemleri denemeleri Bell X22 gibi büyük hava araçlarının yanı sıra tek kişilik hava araçları geliştirmek amacıyla da çeşitli şekillerde denenmiştir. Şkil 1.2’de görülen ve Hiller firması tarafından geliştirilen Hiller Flying Platform sistemi bir kanal yapısı içerisinde barındırdığı eş eksenli zıt yönde dönen pervaneler ile havada kalabilmekte ve merkezde bulunan bir swashplate mekanizması ile helikopter gibi yönlendirilebilmekteydi [3].



Şekil 1.2: Hiller Flying Platform eş eksenli zıt yönde kanal içinde bir pervanenin üst kısmına yerleştirilen pilot ile kontrol ediliyordu [3]

Günümüzde batarya sistemlerinin geçmişe oranla büyük ölçüde gelişmesi, şehirlerin kalabalıklaşması ve buna bağlı ortaya çıkan trafik sorunları nedeniyle kişisel ulaşım çözümleri oldukça öne çıkmaya başlamıştır. Bu nedenle ikinci dünya savaşı sonrasında ortaya çıkan ve Şekil 1.2'de gösterilen Hiller Flying platform ve Piasechi Model 59 Skycar projeleri gibi projeler günümüzde oldukça önem kazanmıştır. Pist alanlarının yetersiz olması nedeniyle dikey kalkış ve iniş yeteneği neredeyse zorunlu hale gelmiş ve kanal içi fan sistemleri sadece ileri uçuşlarda değil yatay ve diğer yüksek hücum açılı akışlar içerisinde hareket etmek zorunda kalmıştır. Bu tür sistemler Şekil 1.3'de de gösterildiği gibi Almanya'da Lilium Jet adlı girişimin hava taksi geliştirme projesinde dağıtık çok fanlı VTOL sistemi [4] ve Airbus'un hava taksi çalışmalarındaki sistemler için de geçerlidir.



Şekil 1.3: Lilium jet kanat yapısı üzerindeki flap üzerine yerleştirilmiş çok sayıda kanal içi fan sistemi ile dikey kalkış ve iniş gerçekleştirebilmektedir. [4]

Elektrik sistemlerinin sessizliği ve yolcu uçakları için henüz bataryaların yeterli enerji yoğunluğuna sahip olmaması ve büyük elektrik motorlarının elektrikli kanal

içi fan sistemlerinin öne çıkardığı faydaları minimize etmesi nedeniyle şu anda efektif olarak kullanılamamaktadır; ancak insansız hava araçları üzerinde oldukça yoğun kullanımı mevcuttur. Kanal içi fan sisteminin hava aracının temel yapısı olan VTOL sistemlerden Honeywell üretimi Thawk sistemi üzerinde barındığı bir yakıtlı motor ve kanal çıkışına yerleştirilmiş akış yönlendirme sistemleri ile havada etkili şekilde kalabilmektedir. Genel olarak kapladığı alanın kanal etkisi nedeniyle standart açık pervaneli sistemlere göre çok daha düşük olması nedeniyle öne çıkan sistem ABD ordusu tarafından etkin şekilde kullanılmaktadır [1]



Şekil 1.4: Honeywell T-Hawk kanal içi fan sistemi tasarımı üzerine geliştirilen VTOL İHA sistemi [1]

Kanal içi fan sistemleri sabit kanatlı sistemler üzerinde de kullanılabilmektedir. İTÜ bünyesinde tasarlanan açılabilir kanatlı kanal içi fan sistemine sahip insansız hava aracı sistemi tasarımsal açıdan dikkate değer bir öneme sahiptir. Kanat uçlarında kullanılan kanal sistemleri aynı zamanda kanat uçlarının da efektif şekilde kullanılarak hem kanat uçlarının aerodinamik açıdan kapatılmasını hem de kanal içi fan tasarımı ile pervane veriminin artırılmasını sağlamıştır. [6]



Şekil 1.5: İTÜ'de tasarlanan ikili kanal içi fan sistemine sahip insansız hava aracı [5]

İTÜ tasarımına benzer başka bir tasarım ise Boeing PhantomWorks birimi tarafından geliştirilmiş VTOL İHA sistemidir. İTÜ sistemine benzer şekilde geliştirilen sistem dikey kalkış ve iniş operasyonlarını kolaylaştırmak adına gövde içerisine de iki adet kanallı fan sistemi yerleştirilerek tasarlanmıştır [5]. Dikey kalkış ve iniş esnasında çalıştırılan fanlar ve dikey ekseninde konumlandırılan kanat ucu kanalları yatay uçuşa geçildiğinde yatay pozisyona gelmekte ve gövde içi fanların üstü kapaklarla kapatılmaktadır.



Şekil 1.6: Boeing PhantomWorks tarafından geliştirilmiş elektrikli kanal içi fan sistemine sahip VTOL İHA [7]

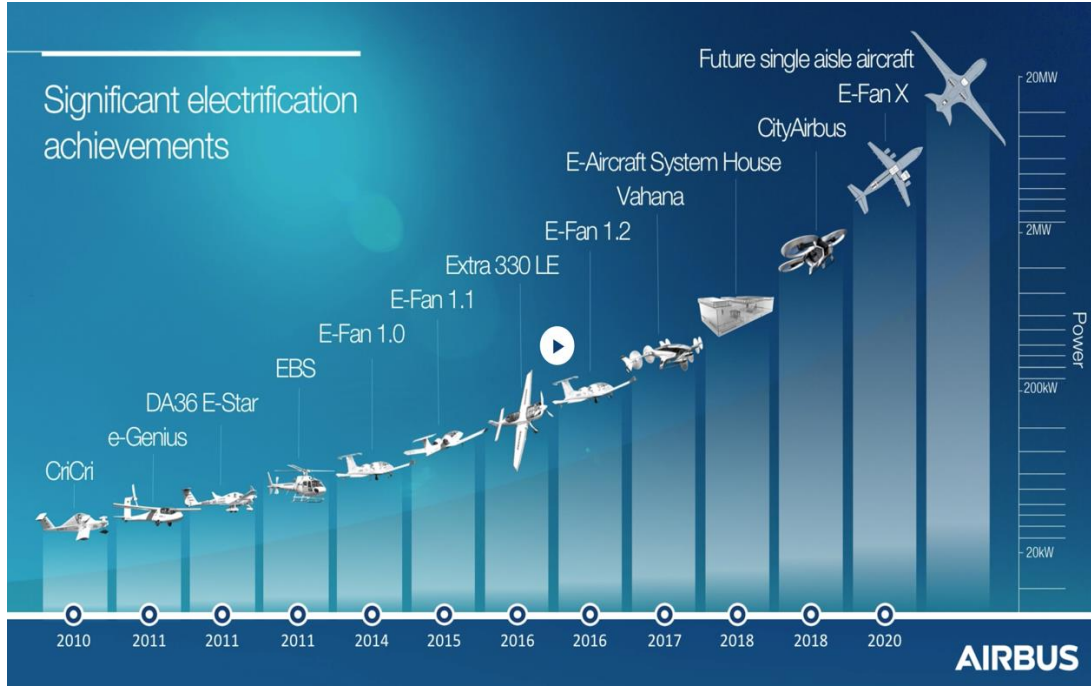
Kanal içi fan tasarımları elektrikli ve dikey kalkış için oldukça sık kullanılsa da günümüzde özellikle yolcu uçaklarının neredeyse tamamında turbofan motorlar olarak karşımıza çıkmaktadır. Özellikle yolcu uçaklarında kullanılan turbofan motorlar itkilerinin yaklaşık %80'lik bir kısmını bir gaz jeneratörü ile kanal içerisindeki çok palli bir fanı döndürerek elde etmektedir. Bu nedenle fan sisteminde yapılacak en ufak bir iyileştirme genel sistem performansını çok büyük ölçüde etkileyecektir. Bu şekilde çok daha güvenli, çok daha verimli uçuşlar yapılabilecektir.



Şekil 1.7: Airbus'ın hibrit kanal içi fan sistemli yolcu uçağı tasarımı [8]

Airbus partnerleri ile birlikte Avrupa Birliği karbon emisyonu hedefleri çerçevesinde çevreci hava araçları geliştirmek üzere birçok farklı hava aracı ve alt sistem tasarımı üzerine önemli çalışmalar yürütmektedir. Bu tasarımlardan biri Şekil 1.7'de de görüldüğü üzere temel olarak elektrik enerjisinin kullanıldığı elektrikli hibrit yolcu uçağı tasarımı çalışmasıdır. Bu tasarımda uçağın arkasında yer alan bir adet gaz türbinli kanal içi fan sistemi hem kalkış esnasında bağlı bulunduğu jeneratörler üzerinden ek güç sağlamakta hem de artan enerjiyi hava aracı içerisindeki batarya sistemleri ve gövde kanat köküne yerleştirilmiş elektrikli kanal içi fan sistemlerini beslemek için kullanmaktadır. Elektrikli kanal içi fan sistemleri bünyesinde barındırdıkları elektrik motorlarının mekanik güç verilmesi ile elektrik üretebilmesi açısından da uçuş zarfının önemli bir kısmını oluşturan iniş esnasında da rejeneratif

fren olarak kullanmakta ve buradan elde ettiği elektrik enerjisini yine bataryalarını şarj etmekte kullanmaktadır [8]



Şekil 1.8: Airbus'ın elektrikli hava aracı yol haritası kapsamında elektrikli kanal içi fanların önemi görülebilmektedir [9]

Airbus elektrikli hava aracı çalışmalarına oldukça önem vermekte ve kanal içi fan sistemlerinin bu çalışmalar içerisindeki önemi nedeniyle çalışmalarına hızla devam etmektedir. Şekil 1.8'de görüldüğü üzere kanal içi fan tasarımlı insansız hava aracı için bir yol haritası hazırlayan Airbus çalışmalarına hızla devam etmektedir [9].



Şekil 1.9: Rolls Royce'un elektrikli ticari uçuşları uygulanabilir hale getirmek için üzerinde çalıştığı elektrikli kanal içi fan tasarımı [10]

Avrupa kökenli ve dünyadaki en büyük 2. sivil uçak motoru üreticisi olan Rolls Royce firması da gelişmelerin farkında olarak elektrikli kanal içi fan teknolojilerini geliştirmekte ve "elektrikli turbofan" konsepti olarak sunmaktadır. Geliştirdiği sistemlerde elektrik verimi ve soğutmaya önem veren Rolls Royce bu şekilde güç tüketimini azaltmayı ve kurulu güç seviyesini birim boyutta artırmayı hedefleyerek elektrikli kanal içi fan sistemlerinin yolcu uçaklarında kullanılabilmesi için uygulanabilir hale getirmeye çalışmaktadır [10]

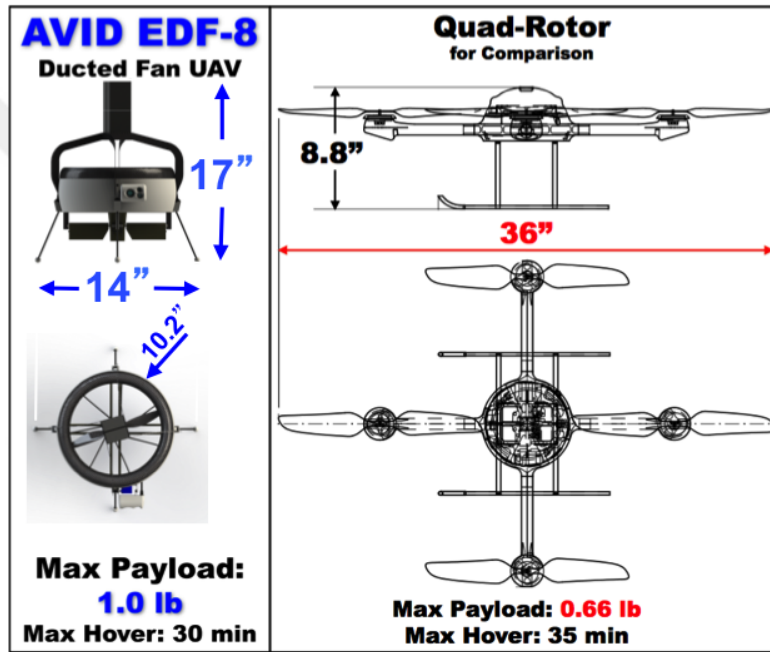
1.2 Kanal İçi Fanların Avantaj ve Dezavantajları

Kanal içi fan sistemleri "ducted fan, ducted propeller, shrouded fan, shrouded propeller" gibi birçok İngilizce terim ile de kullanılmasına karşın aslında temelde aynı yapıyı tanımlamaktadır. Hovey'in de çalışmalarında tanımladığı üzere kanal içi fanlar "merkezde mekanik olarak döndürülen ve herhangi pal sayısına sahip bir pervanenin aerodinamik bir kanal içerisine yerleştirilmesi" olarak tanımlanabilir [11]. Temel kanallı fan çalışma prensibinde akışın bir pervane yardımıyla bir aerodinamik kanal içerisinde geçirilerek istenilen rejimde verim kazanılmasını sağlamaktır. Bu verim daha hızlı ileri uçuş hızı elde etmek, daha düşük güç tüketimi

ile daha uzun süre uçuş yapabilmek ya da VTOL bir sistemde askı uçuşunda verimi artırmak için kullanılabilir.

1.2.1 Kanal içi fan sistemlerinin avantajları

Kanal içi fan sistemleri tasarımları gereği pervane uçlarında oluşan indüklenmiş sürüklemeyi önemli ölçüde azaltmakta, kanal yapısı üzerinde oluşan düşük basınç ve genişleme ile daha verimli şekilde havada kalabilme, yüksek hızda dönen pervane gibi hareketli parçaların araç içerisinde yer almasından dolayı dar alanlarda operasyonel rahatlık ve verim sağlamaktadır.



Şekil 1.10: Kanal içi fan sistemleri ile günümüzde insansız hava araçlarının önemli bir kısmını kaplayan quadrotor sistemleri arasında bir karşılaştırma [1]

Kanal içi fanlar özellikle dar alanlarda hareket etmesi planlanan ve taşıma esnasında az yer kaplaması istenilen insansız hava aracı tasarımları için çok önemli avantajlar sunmaktadır [12]. Öncelikle kanal içi fanlar normal açık uçlu pervanelere oranla çok daha küçük boyutlarda aynı itkiyi verebilirler [12, 13, 14]. Bu şekilde geliştirilmiş bir VTOL İHA sistemi çok daha dar alanlarda sorunsuz şekilde görev yapabilir, ya da bu şekilde bir itki sistemine sahip kişisel bir hava aracı rahatlıkla dar alanlara ve yollara iniş kalkış yapabilir.



Şekil 1.11: Tam güçte çalışma esnasında pervane kopma testi sonrasında kanal yapısı sistemi korumaktadır.[15]

Kanal içi fan sistemi ayrıca yüksek hızlı dönen pervaneleri bir koruyucu yapı içerisinde tutmakta; bu da bu itki sistemini çok daha güvenli hale getirmektedir [12, 13, 15]. Örneğin günümüz yolcu uçakları için geliştirilen turbofan sistemlerin uçaklarda kullanılabilmesi için yüksek hızda dönen fanın kopması halinde yolcu kabinine zarar vermeyeceğinin Şekil 1.11'deki gibi test edilerek sertifikalandırılması gerekmektedir [15].



Şekil 1.12: a) Eurocopter tarafından üretilen EC 155 helikopteri kanal içi fan tasarımlı anti-tork sistemi [16] b) Sikorsky tarafından üretilen Blackhawk helikopterin 4 palli geleneksel açık kuyruk rotoru [17]

Kanal içi fan sistemleri ayrıca helikopterlerin sahip olduğu mekanik karışıklığa karşı çok daha basit bir çözüm sunmaktadır. Helikopter pervanelerinde bulunan

mekanizmalar sistem üzerinde çok büyük miktarlarda titreşim, moment bindirmekte ayrıca mekanizma hem ağırlık hem de aerodinamik olarak performansı önemli ölçüde düşürmektedir. Kanal içi fan sistemi temelinde tasarlanan bir system, daha basit kontrol yüzeyleri ile istenilen performansa ulaşılabilir. Bu da sistemin güvenilirliğini ve bakım maliyetlerini önemli ölçüde düşürmektedir. Şekil 1.12'de de gösterilen ve Eurocopter firması tarafından geliştirilen EC-155 ve EC-130 sistemlerinin yine Şekil 1.12'de belirtilen açık sistemlere oranla çok daha sessiz ve kuyruk rotorundan kaynaklı titreşim oranının çok daha düşük olduğu gözlemlenmiştir [12, 18].

Kanal içi fan sistemlerinin avantajlarından biri de pervane uçlarında oluşan indüklenmiş sürüklemenin minimize edilmesi ve kanal yapısının geometrisinin gürültüyü önemli ölçüde engellemesidir [11, 12, 18, 19, 20]. Bu şekilde kanal için fan sistemleri açık pervane sistemlerine göre çok daha sessiz bir şekilde çalışabilmektedir. Ayrıca kanal yapısı pervane çevresini tamamen kaplayan bir yapı olması nedeniyle ses emici balpeteği doku gibi yapı ve sönümleyici malzemelerle desteklenerek ses seviyesi önemli ölçüde azaltılabilir [12,15]. Bu özellikle askeri alanda tespit edilmeyi zorlaştırırken sivil alanda da kanal içi fan sistemine sahip hava araçlarının şehir bölgelerine çok yakın yerlerde uçuş yapabilmelerine olanak tanımaktadır [4, 9, 10, 20].

1.2.2 Kanal içi fan sistemlerinin dezavantajları

Bütün bu öne çıkan noktaların yanında kanal içi fan sistemlerinin günümüzde hala havacılık alanında çok popüler olamamasının nedenleri olan bazı dezavantajları da vardır. Bu dezavantajların başında ise yapısal ağırlık gelmektedir [12]. Doğru tasarlandığında ve üretildiğinde oldukça verimli sistemler olan kanal içi fan sistemleri getirdikleri verimin karşılığında kanal yapısının hava aracına kattığı ağırlık nedeniyle bazı durumlarda getirisinden daha fazla enerjiyi bu kanal yapısını taşıyabilmek için harcamaktadır [11, 12, 13, 19].

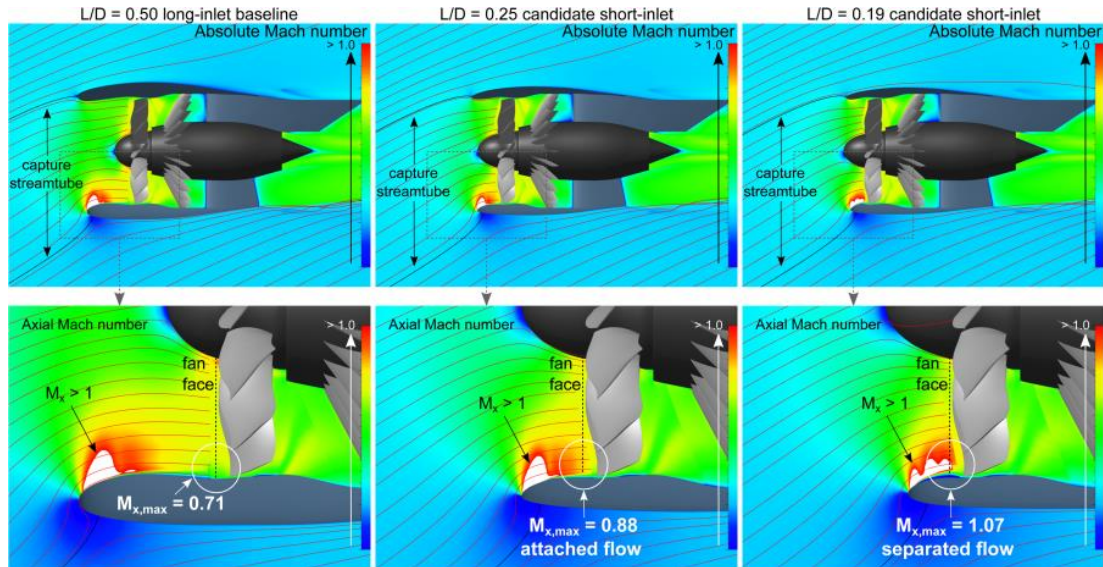
Bununla birlikte kanal içi fanlar genellikle belli bir rejimdeki akışa göre tasarlanmaktadır ve bu rejim dışarısındaki akış içerisinde beklenen performansı sağlayamamakta hatta daha düşük performans gösterebilmektedir. Örneğin askı uçuşu yapmak için tasarlanmış bir kanal yapısı ileri uçuş esnasında kanal yapısının boyutundan kaynaklanan aerodinamik sürüklemeye maruz kalmakta ve verim için

akışı yavaşlatan difüzer yapısı ileri uçuş performansını önemli ölçüde düşürerek güç tüketimi artırabilmektedir [12, 13, 18].

Kanallı fan yapılarının zorlandığı bir nokta da kanal yapısının çapraz ve yatay akış altında kaldığı zamanlardır. Bu zaman diliminde kanalın giriş ağzı yakınlarında yüksek hızda sirkülasyona giren bir hava kabarcığı oluşmakta bu hava kabarcığı pervane verimini önemli ölçüde düşürmektedir [13, 14, 18, 19]. Bununla birlikte kanal yapısının ilk girişinde hava akışının hızlanmasına bağlı olarak duct akışın zıt yönüne doğru bir moment oluşturmakta bu da ana yapısı kanallı fan üzerine kurulu MAV benzeri yapıların manevra kabiliyetini kısıtlamaktadır [13, 14, 18, 19, 20].

1.3 Yüksek Hücum Açıları ve Yatay Akış Altında Kanal Hücum Kenarında Akış Kopması ve Etkileri

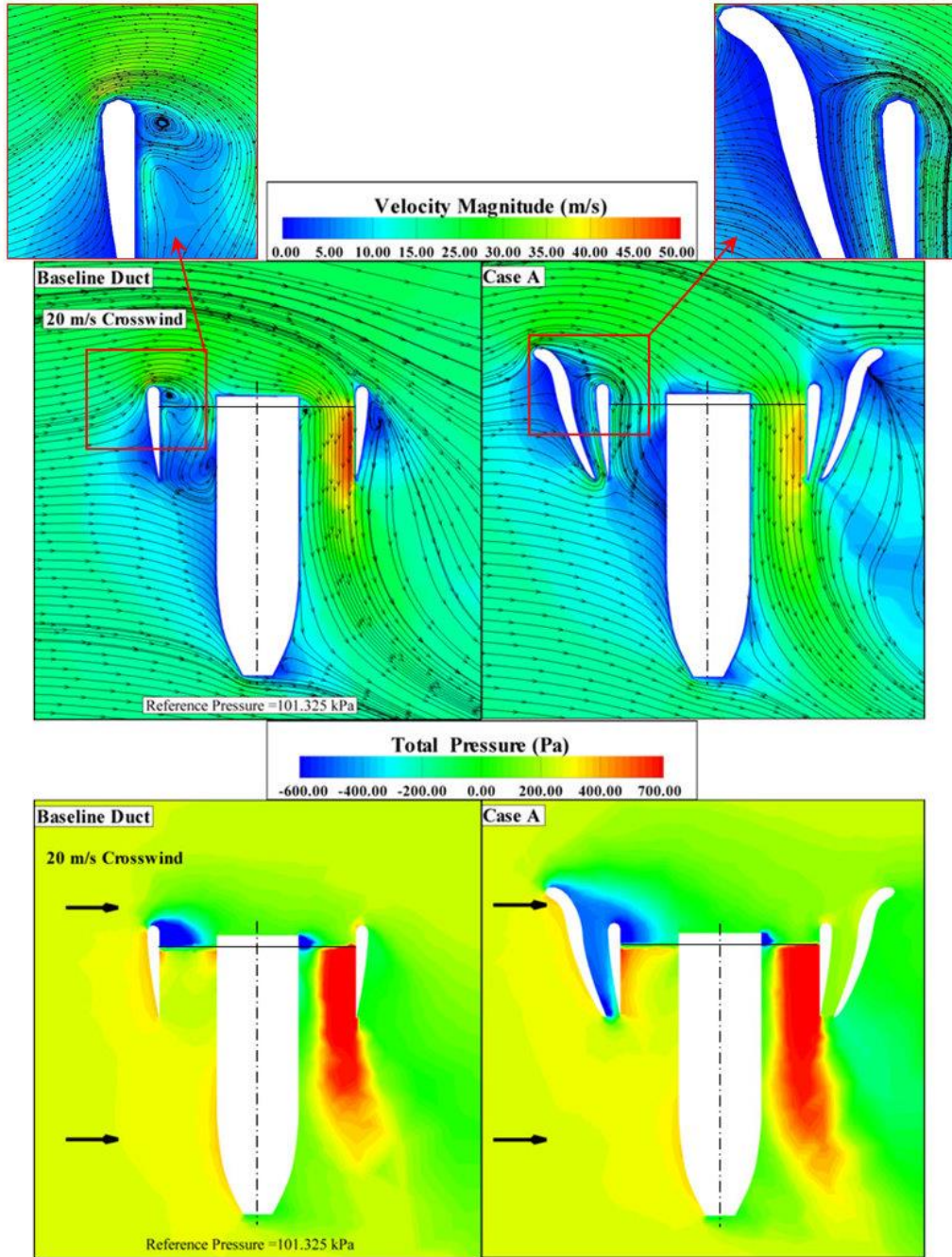
Özellikle bu araştırma dahilinde geliştirilen kanal içi fanlı sistemleri boyutundaki sistemler sahip oldukları düşük güç tüketimi, ekstra itki/taşıma kuvveti sağlama, güvenli bir tasarım gibi nedenlerden dolayı özellikle MAV sistemlerinde sıklıkla tercih edilmektedir. Yine boyut farketmeksizin turbofan motor gibi günümüz sivil havacılığın temelini oluşturan itki sistemlerinde de kanal içi fan sistemleri aynı sebeplerden dolayı sıklıkla tercih edilmektedir.



Şekil 1.13: Yüksek hücum açılarında turbofan motorlarda yaşanan hava alığı akış kopması CFD çalışması

Kanal içi fan sistemleri yüksek verimlilikleri ile öne çıksalar da yüksek hücum açılarında Şekil 1.13'de gösterildiği gibi kanal girişinde yaşanan akış kopmaları

nedeniyle yaşadıkları performans düşüşleri, titreşimler, istenmeyen kuvvet ve momentlerin oluşması gibi nedenlerden dolayı çapraz akış altında kullanımları kısıtlı kalmıştır [18, 19, 20]. Savaş uçağı gibi sistemlerde kanal yapısının daha dar olması ve hava aracının çok daha yüksek hücum açılarında ve hızlarda hareket etmesi nedeniyle yüksek hücum açılarında savaş uçaklarının motorları akış kopmasından kaynaklı olarak stall'a girebilmekte ve havada kalıcı güç kaybına neden olabilmektedir [15].



Şekil 1.14: Çapraz akış altında normal kanal girişinde oluşan kopma ve bu kopmayı önlemek için geliştirilen "Double Ducted Fan" tasarımı [19]

Özellikle kanal içi fan sistemleri üzerine geliştirilen MAV sistemleri tüm uçuşları boyunca çapraz akışlara maruz kalmaktadır. Bu nedenle kanal içi fan sistemlerinin çapraz akış olarak da adlandırılan yüksek hücum açılı ya da yatay akış içerisinde bulunmasının tüm sistem üzerinde olumsuz etkileri bulunmaktadır. Öncelikle kanal içi fanlara gelen çapraz akış Şekil 1.14'de görüldüğü üzere kanal yapısının yatay akış ile temasından hemen sonra kanal içerisine girdiği bölgede bir sirkülasyon yaratmakta ve bu da pervaneye gelen akışın düzenini bozarak verimli bir şekilde çalışmasını engellemektedir [19, 24].

Kanala akış yönündeki ilk girişteki düşük momentum ve yatay akışın kanalın arka tarafında yüksek momentum ile pervane diski üzerindeki yük dağılımında ciddi oranlarda dengesizlik meydana gelmektedir [18, 19, 24]. Bu da pervane diski üzerinde itki merkezinin sürekli değişerek araç üzerinde dengesizlik oluşmasına neden olmaktadır. Kanal içi fanlı uçuş yapan VTOL İHA sistemleri zaten pervane arkasındaki karışık akış içerisine yerleştirilmiş kontrol yüzeyleri kullanarak dengede dururken bu tür akış bozulmaları aracın stabilitesini olumsuz şekilde etkileyerek kontrolün sağlanmasını çok daha zor bir hale getirmektedir [18, 19, 24]. Gerek pervane akımının bozulması gerekse kontrolün zorlaşması ise hava aracının performansını olumsuz şekilde etkileyerek güç tüketimini önemli ölçüde artırmakta ve havada kalış süresini önemli ölçüde azaltmaktadır. Bununla birlikte akıştaki düzensizlikler aynı zamanda sessiz olması ile avantaj sağlayan kanal içi fan sistemlerinden çok daha fazla ses çıkmasına da neden olabilmektedir [19, 25].

Şekil 1.14de gösterildiği gibi çapraz akışlar için özel olarak tasarlanmış aerodinamik yardımcı elemanlar ile akış düzenlenebilmekte ve sistemin çapraz akış altındaki performansı iyileştirilebilmektedir. Bu tasarımda geliştirilen yardımcı hücum kenarı tasarımları ile çapraz akış altında kanal içerisinden geçen debi %40'a kadar, kanal içi fan sisteminden elde edilen itki kuvveti ise %56,2'ye kadar artırılabilmiştir [19].

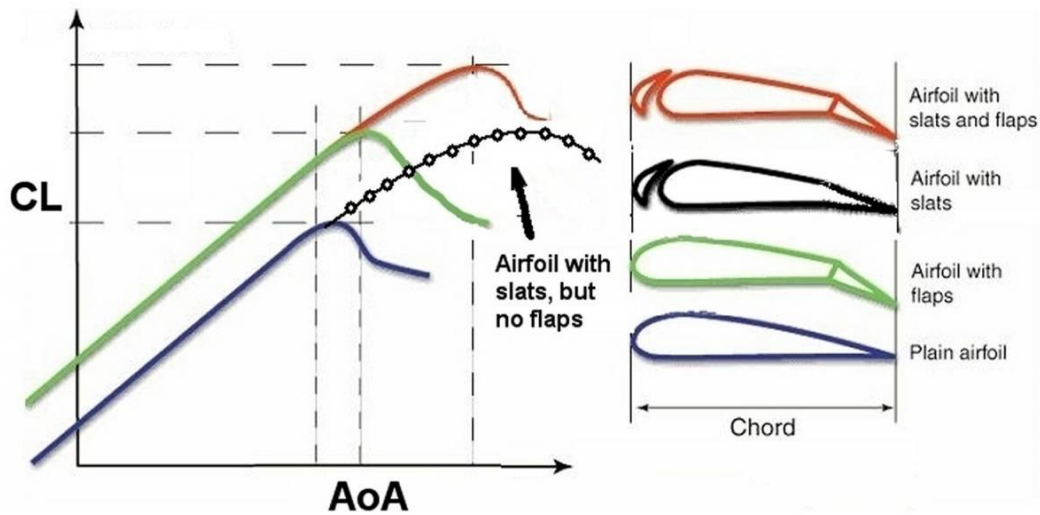
1.4 Hipotez

Kanal geometrileri temelde kanat profili geometrileri ile aynı yapıya sahiptir. Dolayısıyla kanat profili üzerine yüksek hücum açısı ile gelen bir akışın kanat profili üzerindeki olumsuz etkileri dairesel bir düzen üzerine oturtulmuş kanal içi fan sistemlerini de olumsuz etkilemektedir. Özellikle kanal içi fan sistemine sahip VTOL MAV sistemleri gibi araçlar uçuş rejimlerinin büyük bir kısmını çapraz akış altında

geçirmekte dolyısıyla çapraz akışın olumsuz etkileri bu sistemlerin ana performans değerlerini önemli ölçüde etkilemektedir.

Tez çalışmasındaki temel mantık STOL hava araçlarında etkili olarak kullanılan ve yüksek hücum açılarında kopmayı etkili bir şekilde azaltırken aynı zamanda düz uçuş esnasında çok düşük sürüklemeye neden olan, mekanik bir yapı içermemesi nedeniyle eksenel tasarımlara kolaylıkla uygulanabilecek ve ek bir ağırlık getirmeyecek slot sistemlerinin kanal geometrisinde de çapraz akış altında benzer performans artışını yakalamasıdır.

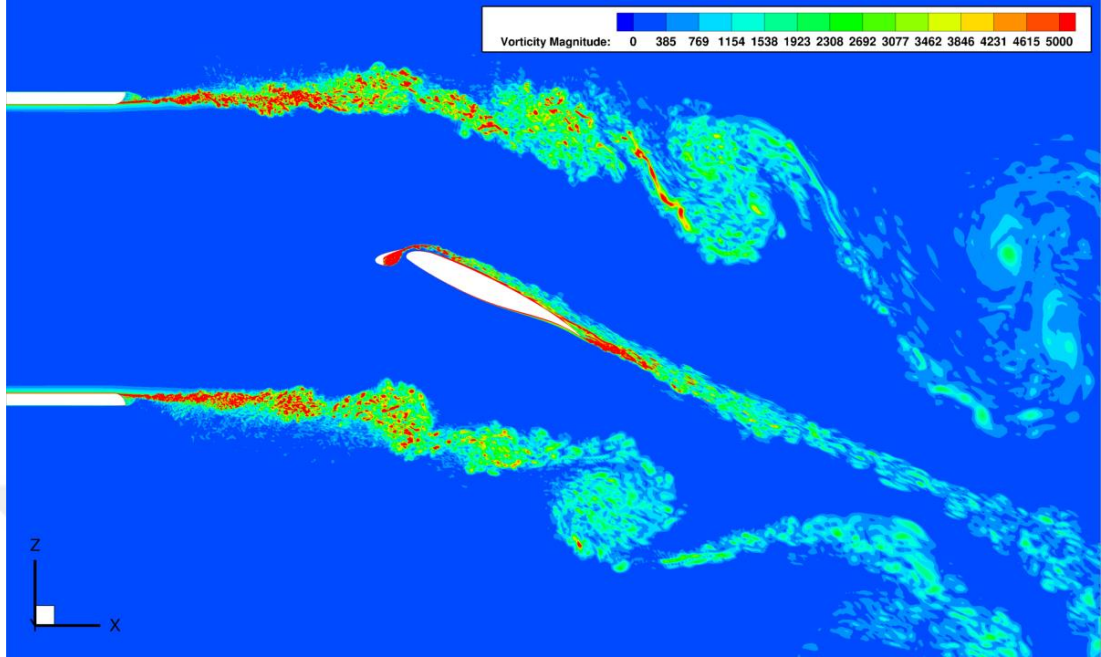
Çapraz akış kanal içi fan sistemleri için verimi ve stabiliteyi oldukça olumsuz etkileyen durumlardan biridir. Sabit kanatlı sistemlerde iniş ve kalkış dışında kanal üzerine çapraz akış gelmesi, sürekli çapraz akış içerisinde hareket eden VTOL sistemlere göre çok daha düşük olmasına rağmen uçuş güvenilirliğini ve performansı önemli ölçüde etkileyen durumlardan biridir. Literatür çalışmalarında görüldüğü üzere kanal içi akışı olumsuz şekilde etkileyen çapraz akış tezin ilerleyen bölümlerinde detaylı bir şekilde değinilecek aktif ve pasif kontrol metodları ile kontrol altına alınabilmekte ve bu şekilde uçuş performansı ve güvenilirliği sağlanabilmektedir.



Şekil 1.15: Kanat profili üzerinde slot etkisi

Tez kapsamında geliştirilen tasarıma başlanırken öncelikle kanal sistemlerinin en küçük kesitinin düşünülmesi bir kanat olarak modellenmesi ile başlamıştır. Normal şartlarda uçakların kanatları üzerine gelen yüksek hücum açısına sahip akış slot, slat gibi akışı yönlendirmeye yardımcı yapılarla kanat profilinin stall olma açısı önemli

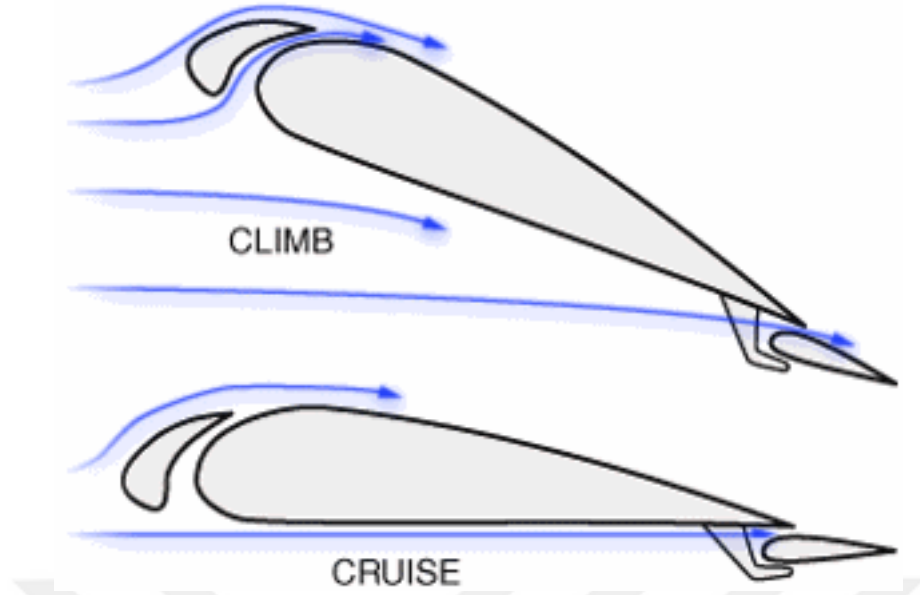
ölçüde artırılabilir. Şekil 1.15'de de görüldüğü üzere sadece slat yapısının kullanımı stall açısını çok büyük ölçüde artırmıştır.



Şekil 1.16: Slat yapısı üzerinde hızlanan akışın süperkritik kanat üzerine yüksek hücum açısı altında yapışması [26]

Şekil 1.16'de CFD analizi yapılan süperkritik kanat profilinde de görüldüğü üzere slat altında yüksek enerji ile oluşan yüksek basınçta hava slat'ın aerodinamik yönlendirmesi ile kanat üzerine yüksek hızda yönlendirilerek kanadın hücum kenarı üzerinde oluşması düşünülen stall başlangıcını akışı sınır tabakaya yakın bölgede yeniden hızlandırarak kontrol altına almaktadır [26]. Zha'nın çalışmasındaki gibi akışı aktif basınç artışı ve firar kenarından çekme kuvveti ile yüksek hücum açılarında çıkabilmek de mümkündür ancak bu tür bir sistem basınç taşıyıcı yapı, pompa ve diğer alt sistemlerin yarattığı komplekslik ve ağırlık nedeniyle tercih edilmemektedir [27].

Çapraz akış altında kalan kanal yapıları da temel olarak kanat profili şekillerinde ve yüksek hücum açıları altında kopma yaşamaktadır. Kanat profilini tek bir düzlemde düşünmek yerine merkez bir doğru etrafında bir kanal oluşturacak şekilde düşündüğümüzde kesiti slatlı bir profil olan yapı yüksek hücum açıları altında akışı yeniden yüzeye yapıştırabilmesi öngörülmüştür. Slat yapısının normalde hareketli olması ve silindirik bir yapıda esnek malzeme olması gerektiği için gerçek hayatta kullanımının daha zor olacağı düşünülerek slat benzeri ancak sabit bir yapı olan slot tasarımı tercih edilmiştir.



Şekil 1.17: Yüksek hücum açılı ve seyir durumunda slot yapısı üzerinde oluşan akış

Normal seyir uçuşu esnasında da açık olarak kalan sistem performansı seyir uçuşu için bir miktar düşürse de yüksek hücum açılarına çıkıldığı anda herhangi bir mekanizma olmadan doğrudan görevini yapabilmektedir [28, 29, 30]. Bu nedenle kanal tasarımı için çok daha uygun olduğu düşünülmüştür.

Bununla birlikte akışın tamamen dikey gelmesi durumunda gelen akışın pasif olarak yönlendirilmesinin yeterli gelmeyeceği durumlar için kanat üzerine Zha'nın çalışmasında olduğu gibi [27] jet akışı üflenerek akışın yapıştırılması da ikincil deneme olarak planlanmıştır. Oluşturulacak basınç için öncelikle kanal içerisindeki motoru tutan stator yapılarının hücum kenarlarına açılan deliklerden gelen basınçlı havanın kanal içerisinde yönlendirilmesi planlanmıştır. İkinci aşamada ise dışarıdan basınçlı hava beslemesi ile test yapılması ve değişken basınç değerlerinde kopma gözlemlenmeye çalışılmıştır.

Yapılacak deneyler standart bir kanat profili üzerinden oluşturulmuş ve modifiye edilmiş kanal yapıları üzerinde denenerak test edilecek ve bu şekilde akışın özellikleri çok daha iyi incelenebilecektir. Yapılan deneylerde pervane ve motor düzeneğini tutan stator yapısı ve kanatçılarının sürüklemesinin genel verilerde ki performansını etkilemesi adına açık pervane arkasında stator kanatçıkları yerleştirilmiş şekilde açık pervane testleri, standart NACA 4312 kanat profili üzerinden 0 hücum açısında yerleştirilmiş standart kanal yapısı, çapraz akışlar altında en iyi yakalamayı sağlayan ve hücum kenarı eğrisi önemli ölçüde genişletilmiş toroid

kanal yapısı ile birlikte karşılaştırılacak sistemlerin birbirlerine olan performansları önceki çalışmalar ile karşılaştırılarak doğrulanabilecek, yeni geliştirilen kanal yapısına sahip fan sisteminin de bu referans sistemlere göre olan üstünlükleri incelenebilecektir.





2. DENEY SİSTEMİ KANAL İÇİ FANLARDA PERFORMANS VE AKIŞ KONTROL SİSTEMLERİ

2.1 Kanal İçi Fanlarda Performansı Etkileyen Faktörler

Kanal içi fanlarda serbest akışa paralel durumlarda performans kanal geometrisi, kanal içi pervanenin konumu, sivrilik oranı, pervane ve kanal arası boşluk, ileri uçuş hızı birçok parametreye bağlıdır ve bu parametreler gerek sayısal gerekse deneysel olarak çok çalışmada yer almıştır.

Kanal içi fan sistemlerinin insansız hava araçlarında sıklıkla kullanılmaya çalışılması, turbofan motor gibi kanal içi fan yapılarının sivil havacılıkta en yoğun kullanılan tasarımlar olması ve geleceğin elektrik itki sistemlerinde sağladığı yüksek verim nedeniyle çapraz akışlar altında da sıklıkla inceleme konusu olmuştur. Kanal içi fanlarda düşük hücum açılarında akış her ne kadar akış pervaneye düzgün bir şekilde yönlendirilmiş olsa da yüksek hücum açılarında ve tamamen yatay gelen çapraz akış altında kanal yapısını oluşturan profilin bir anlamda stall olması nedeniyle pervaneye gelen akış da önemli ölçüde bozulmakta, bu da itki veriminin düşmesi, yüksek titreşim, ses ve istenmeyen momentlerin oluşması gibi birçok olumsuz sonucun doğmasına neden olmaktadır.

Kanal yapısının 3D geometrisi üzerinde çalışmaya başlamadan önce kanal ana geometrisini oluşturan kanat profilleri üzerinde 2D analizler ve çalışmalar üzerinden bu sorunun nasıl aşıldığını gözlemlemek probleme en doğru yaklaşımın yapılmasını sağlayacaktır. Kanat profillerinde akış kontrol sistemleri olarak incelendiğinde akışın yapay hava jetleri ile yönlendirildiği aktif akış kontrol sistemleri ile akışın açısı değiştirmesi durumunda aerodinamik yapılar aracılığıyla akışın kopmasını geciktiren pasif akış kontrol yöntemleri bulunmaktadır. Kanal içerisindeki akışı kontrol etmek için bu tür akış kontrol sistemleri detaylı şekilde incelenmiştir.

Kanal içi fan sistemlerinde performansı etkileyen faktörlerin başında kanalın geometrisi gelmektedir. Kanal geometrisi genellikle belirli rejimlerde akış için

tasarlanırlar ve bu nedenle uçuş süresinin %90'ını seyir uçuşu halinde geçiren yolcu uçakları için oldukça verimli ve güvenilir sistemlerdir.

Kanal içi geometrisi ile birlikte kanal içi yüzeyin kalitesi akışın türbülanslı ya da laminar olması açısından oldukça önemlidir. Kanal içi geometrisi yeterince düzgün üretildi ise pervane çıkışı sonrasında kanalın genişlemesi esnasında yüzeye tutunma o derece sağlıklı olur ve bu da verimi olumlu şekilde etkilemektedir. Aksi halde kanal arkası genişleme olmayacağı için kanaldan beklenen performans alınamayacaktır.

Kanalı oluşturan profilin hücum kenarındaki dairesel alanın büyüklüğü kanal üzerinden elde edilecek itkinin boyutu ile doğru orantılıdır. Bununla birlikte kanal hücum kenarındaki daire çapının artması statik ve düşük hızlı akışlarda itkiyi artırırken yatay akışlarda ters yönde beklenenden fazla moment oluşmasına sebep olmakta, paralel uçuşlarda ise kesit alanını büyüttüğü için sürüklemeyi önemli ölçüde artırmaktadır.

Pervane kanal arasındaki boşluk bir kanal içi fan sisteminin en önemli parametrelerinden biridir; çünkü kanal yapısının amacı pervane ucunda oluşan girdap akışlarını dolayısıyla indüklenmiş sürüklemeyi azaltmaktır. Eğer kanal ve pervane arasındaki açıklık geniş olursa kanal etkisi pervane üzerinde gözlemlenemeyecektir. Yüksek hızda dönen bir pervane ile sabit bir yapı arasında titreşim ve değişken kuvvetler arasında doğru uzaklığı bulmak oldukça zorlu bir iştir.

Pervanenin kanal içerisindeki konumu kanal performansını önemli ölçüde etkileyen parametrelerden biridir. Pervane genellikle kanalın en dar kısmına konulur ve kanal girişi ile çıkışı arasında enerjinin en üst seviyeye geldiği noktadadır. Çalışma kapsamında kullanılan NACA 4312 kanat profilinin kalınlık merkezi hücum kenarından %30 geride olması nedeniyle pervane kanal içerisinde 0.3c konumuna yerleştirilmiştir [23].

Rdgtv Pervane ve motor sistemini merkezde tutan ve genellikle pervanenin hemen arkasına konumlandırılmak zorunda kalınan yapısal parçaların aerodinamik şekilleri de kanal alanını önemli ölçüde etkilemektedir. Bu nedenle sadece kanal göz önüne alındığında yapılan hesaplamalar pratik çalışmalarda birebir aynı performans değerlerini vermemektedir.

Pervane, motor, kanal ve bu yapıyı bir arada tutan yapısal parçaların birbirileri ile etkileşimi ise kanallarda performansla birlikte ses seviyesini de önemli ölçüde etkilemektedir. Kanallar literatürdeki birçok çalışmada ses seviyesini önemli ölçüde düşürebildiği belirtilse de bu etkileşim nedeniyle ses seviyesinin önemli ölçüde arttığı durumlarla da sıklıkla karşılaşılmaktadır.



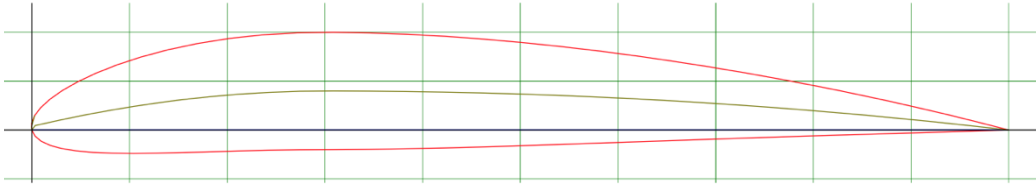


3. DENEY SİSTEMİ

3.1 Kanal İçi Fan Tasarımları

Deneyin temel amacı olan yanal akışlarda kanallı fan sistemlerinin performansının gözlemlenmesi ve belirlenen kanal profili üzerinde modifikasyonlar yaparak kanalların hücum kenarındaki akış kopmalarını en aza indirmeye çalışmaktadır.

Genel kanal geometrisi üzerinde doğrulama yapabilmek adına kanal profili daha önce yapılmış çalışmalarda kullanılan NACA 4312 profili olarak belirlenmiştir. Açıklık oranı (Aspect Ratio / AR) 0,5 olarak seçilen kanal geometrisinde pervane yerleşimi kanalın en dar kısmı olan 0,3C hattına gelecek şekilde planlanmıştır. Profil yerleşiminde tüm kanal yapılarında 0 derece hücum açısı uygulanmıştır.



Şekil 3.1: NACA 4312 profili

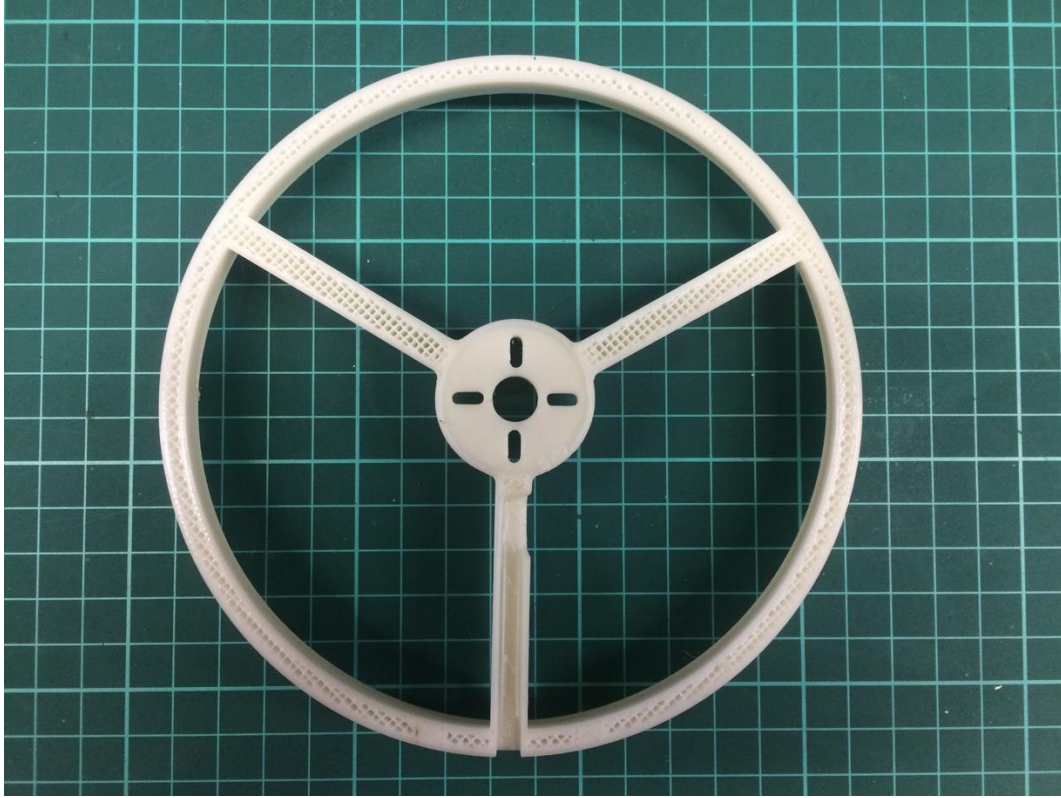
Tablo 3.1: NACA 4312 teknik veriler

Max kamburluk oranı	%4
Max kamburluk konumu	%30
Kalınlık oranı	%12

Kanallı fanların üretiminde FDM (Fused Deposition Modeling) tabanlı katkılı imalat metodları kullanılmıştır. Bu şekilde kanallar yüksek hassasiyet ile hızlı bir şekilde üretilebilmiştir. ABS (Akrilonitril bütadien stiren) alaşımı yüksek sertlikte bir plastik malzemeden üretilmiştir. Bu şekilde aerodinamik yükler ve motor titreşimi ve itkisi altında en az şekilde geometri değiştirmesi amaçlanmıştır. FDM teknolojisi

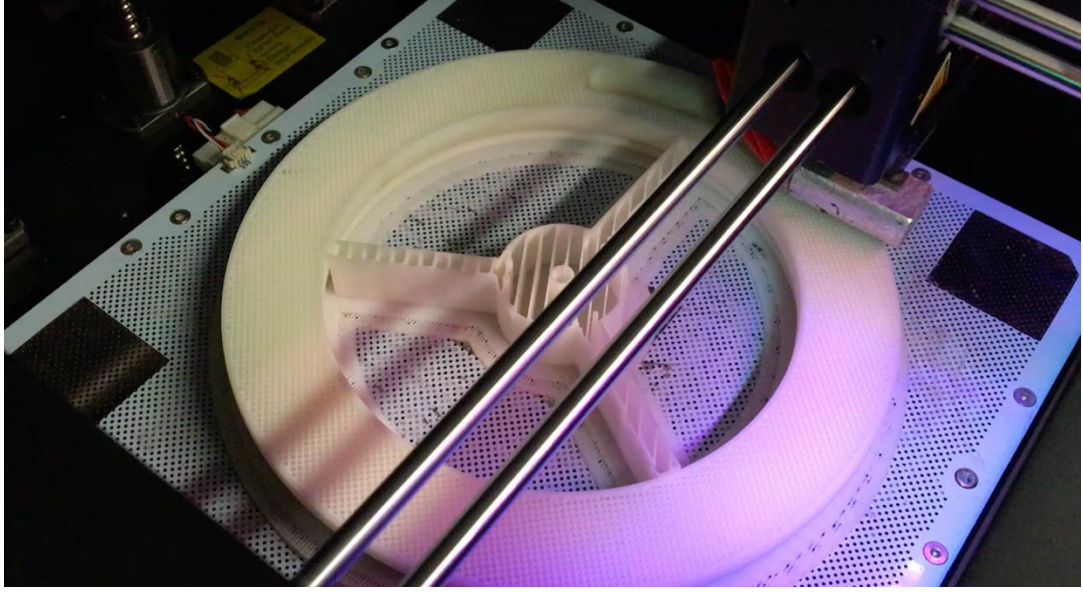
ile üretilen kanal yapıları üzerinde oluşan pürüzlerin alınması için zımpara ve boyama işlemine tabi tutulmuştur.

Malzeme sıcaklık dayanımı motorun max güçteki sıcaklık dayanımının üzerinde olacak şekilde seçilerek deneylerin güvenilir şekilde yapılması amaçlanmıştır. Bazı kanal yapılarının statorları içerisinde basınçlı hava aktarım kanallı olması nedeniyle malzeme dolgusu %100 olarak kullanılmıştır. Diğer duct yapılarında %60 seviyesinde dolgu kullanılmıştır. Dolgu şekli Şekil 3.2'de olduğu gibi gösterilmiştir.

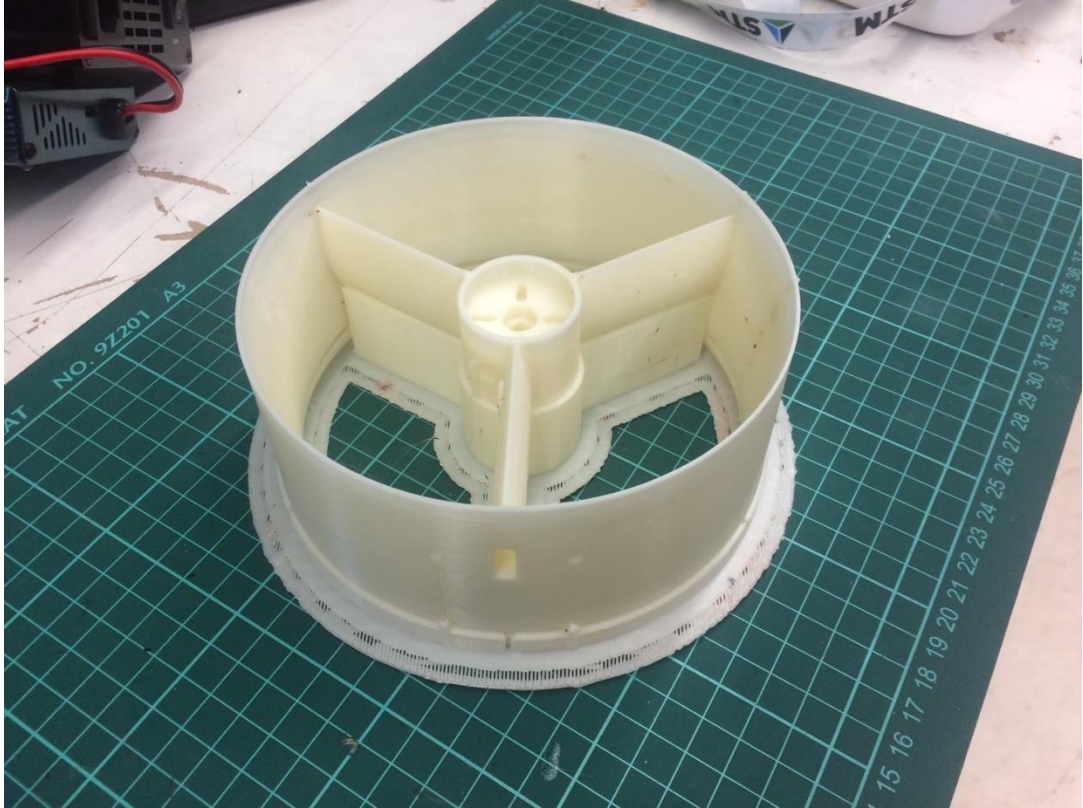


Şekil 3.2: Balpeteği dolgu malzemeli kanal yapısı

Duct yapıları ABS alaşımı malzemelerle üretilmiş ancak katkılı imalat metodlarından FDM teknolojisi malzeme Şekil 3.2'de olduğu gibi Z ekseninde isotropik değerler vermemektedir. O nedenle tüm yapı analizleri z eksenindeki min çekme dayanımı gibi mekanik değerlere göre yapılmıştır.



Şekil 3.3: FDM metodu ile toroid kanal üretimi

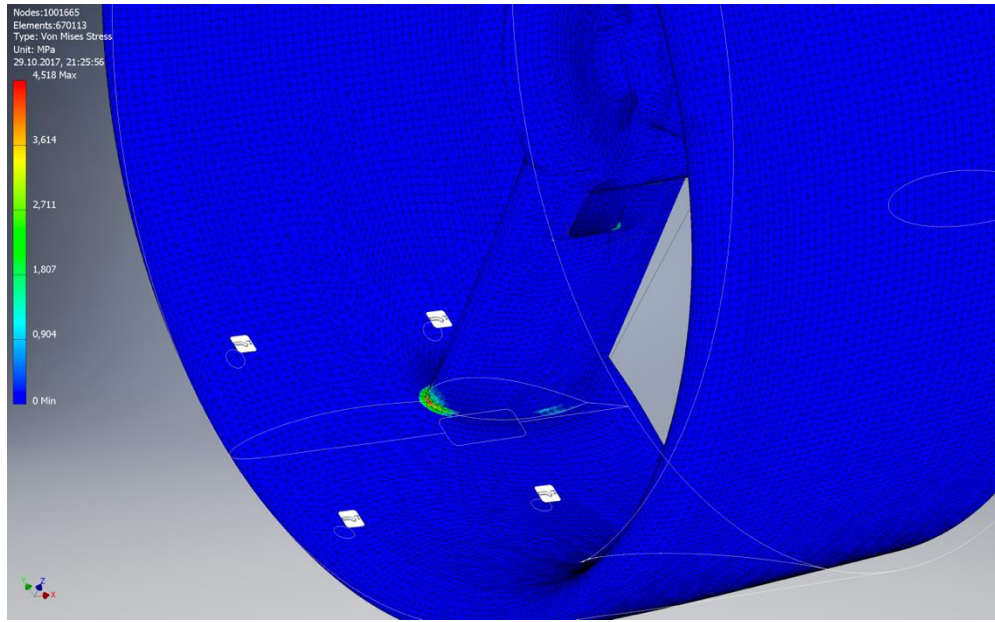


Şekil 3.4: 3D printer'dan çıkmış kanal fotoğrafları

3.1.1 Standart NACA 4312 kanal tasarımı

Standart kanal geometrisinde NACA 4312 kanat profili kanal çevresine 0 hücum açısı ile tasarlanmış ve pervane diski hücum kenarından %30 geride olacak şekilde tasarlanmıştır. Kanal içerisindeki motor 120 derece açı ile yerleştirilmiş 3 adet stator motor bloğunu tutmaktadır. Duct yapısı iç aerodinamik yapıyı bozmaması için itki test sistemine dışarıdan 4 adet vida ile bağlanmaktadır.

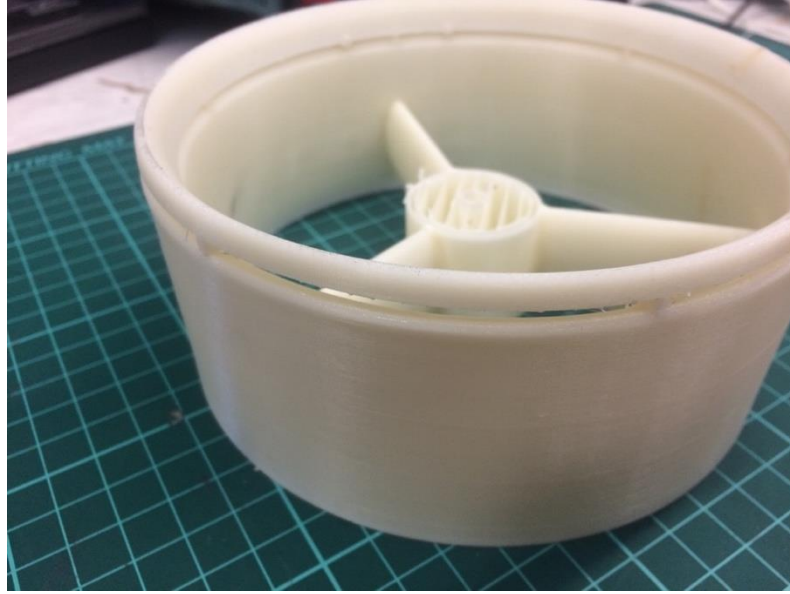
Yapılan yapısal analizler çerçevesinde kanal üzerinde max itki kapasitesinde statorlar üzerindeki gerilmeler kabul edilebilir seviyelerde bulunmuştur.



Şekil 3.5: Standart kanal yapısının deney esnasında maruz kalacağı yüklere karşı yapısal analiz çalışmaları

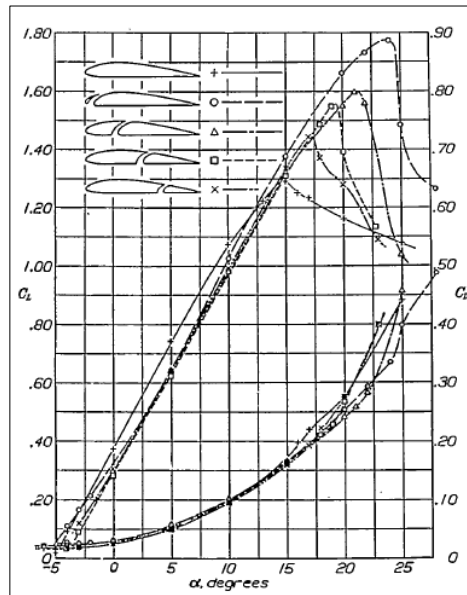
3.1.2 Slot tasarımlı NACA 4312 kanal tasarımı

Slot yapıları uçaklarda yüksek hücum açılarında da kanadın stall olmasını engelleyerek daha yüksek hücum açılarında güvenle uçuş yapabilmeyi ve daha yüksek taşıma katsayısına çıkabilmeyi amaçlamaktadır. Proje kapsamında yatay akış altında hücum kenarındaki kopmalar da bir nevi stall başlangıcı olarak görülebilir. Bu aşamada kopmanın yaşandığı bölgeye yakın bir alanda dışarıdan gelen akış basınçlı bir şekilde slot şeklindeki uygun kanallarla yönlendirilerek buradaki kopmanın önlenmesi ya da geciktirilmesi amaçlanmaktadır. Bu nedenle slot tasarımlı kanal yapısı bu çalışma kapsamında en önemli kanal yapısıdır.



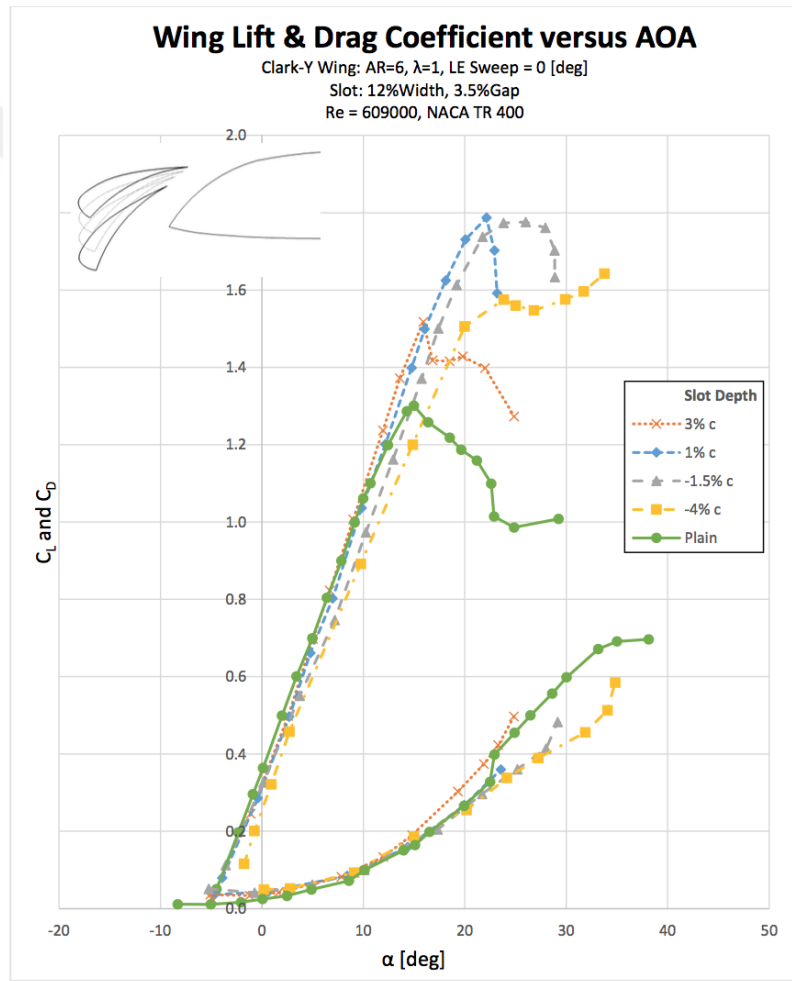
Şekil 3.6: Üretilmiş slot kanal tasarımı

Slot yapısı kanal sistemine eksenel simetrik olarak uygulanmış bu şekilde herhangi bir yönden gelen akış slot içerisinden geçerek slot tasarımı ile hızlanmakta ve yönlendirilerek kopmakta olan akışı yeniden yüzeye çekmektedir. Bu şekilde kopmanın azaltılması planlanmaktadır. Slot tasarımı yapılırken özellikle MAV'ların yüksek hücum açılarında hareket ettikleri düşünülerek kanat profili üzerindeki durma noktası ile kanat profili üst yüzeyindeki kopma noktası arasında bir bağlantı kurulmuştur.



Şekil 3.7: Slot yerleşiminin kanat profili boyunca performansa etkisi [28]

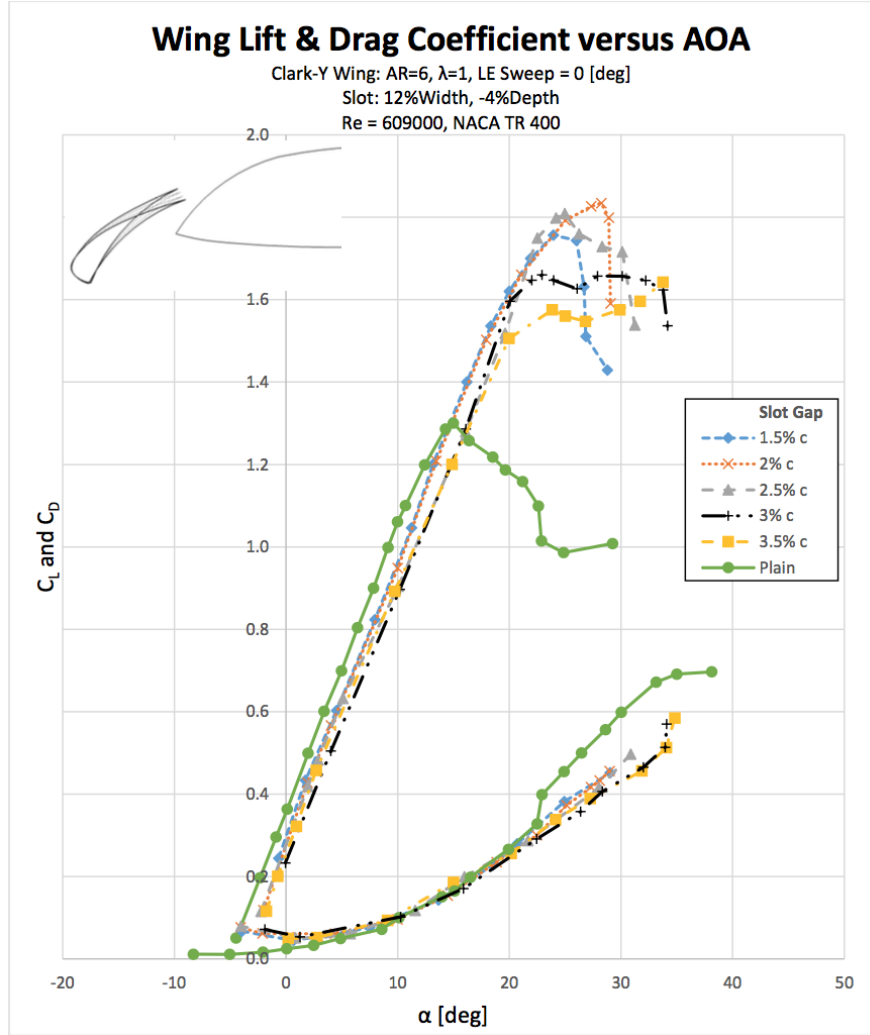
Slot yapısının kanat profili üzerindeki etkisi slotun tasarımı ile birlikte veter boyu üzerindeki konumu ile de doğrudan ilişkilidir. Şekil 3.7’de görüldüğü üzere slotsuz ve farklı konumlarda slot yapısı yerleştirilen kanat profillerinin performansı yüksek hücum açılarında incelenmiş ve en verimli sonucun kanadın hücum kenarına yakın, slot çıkışının ise kanadın en kalın noktasına gelmeden hemen önce olduğu net bir şekilde görülmektedir. Normal kanat profili $C_L=1,4$ ’de stall olurken hücum kenarına yakın seçilen slot tasarımı $C_L=1,8$ ’e kadar kopma yaşamadan akışı yönlendirebilmektedir. Bu nedenle kanal yapısında da yüksek hücum açılarındaki etkisi nedeniyle hücum kenarına yakın bir slot tasarımı yapılması kararlaştırılmıştır.



Şekil 3.8: Slot yüksekliğinin performansa etkisi [29]

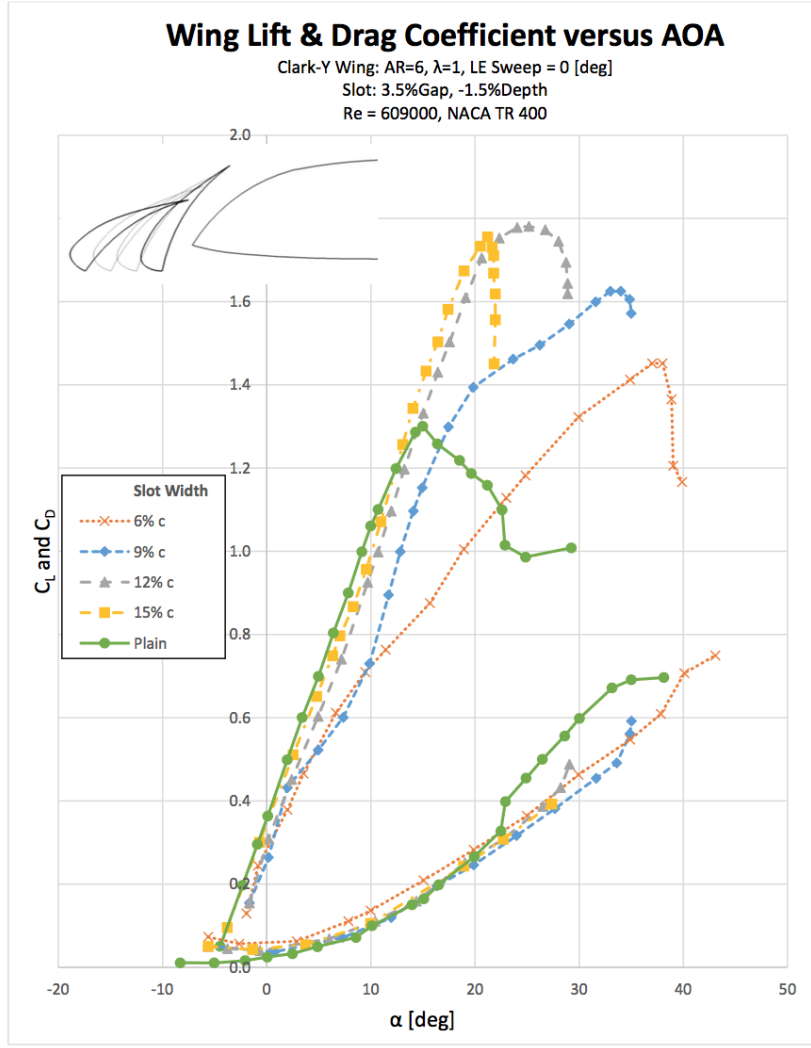
Şekil 3.8’de görüldüğü üzere Granzio’nu yaptığı çalışmada slot derinliğinin stall performansına olan etkisi net bir şekilde gözlemlenebilmektedir. Slot tasarımı genel olarak etkili bir şekilde stall performansını olumlu yönde etkilerken derinlik oranlarının artması bu performansı olumsuz yönde etkilemektedir. %1c ile -%1,5c oranları en etkili olanlar görünmekle birlikte derinlik konusunda herhangi bir

değişiklik yapmadan kullanılabilir slot tasarımının da optimum değerlere oldukça yakın olacağı gözlemlenmektedir.



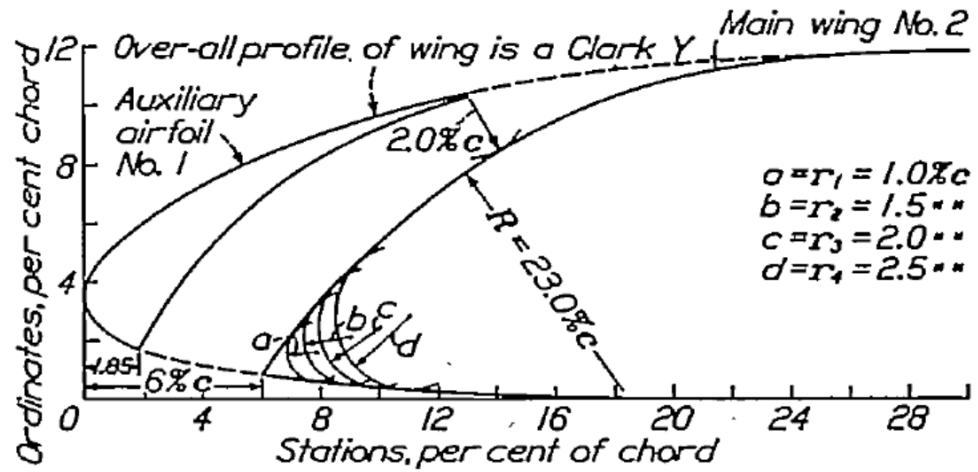
Şekil 3.9: Slot açıklığının performansa etkisi [29]

Slot açıklığının performansa etkisi ise Şekil 3.9’da görülmektedir. Açıklık seviyeleri arasında aşırı bir değişim yaşanmasa dahi en etkili açıklık oranının %2c olduğu görülmektedir.



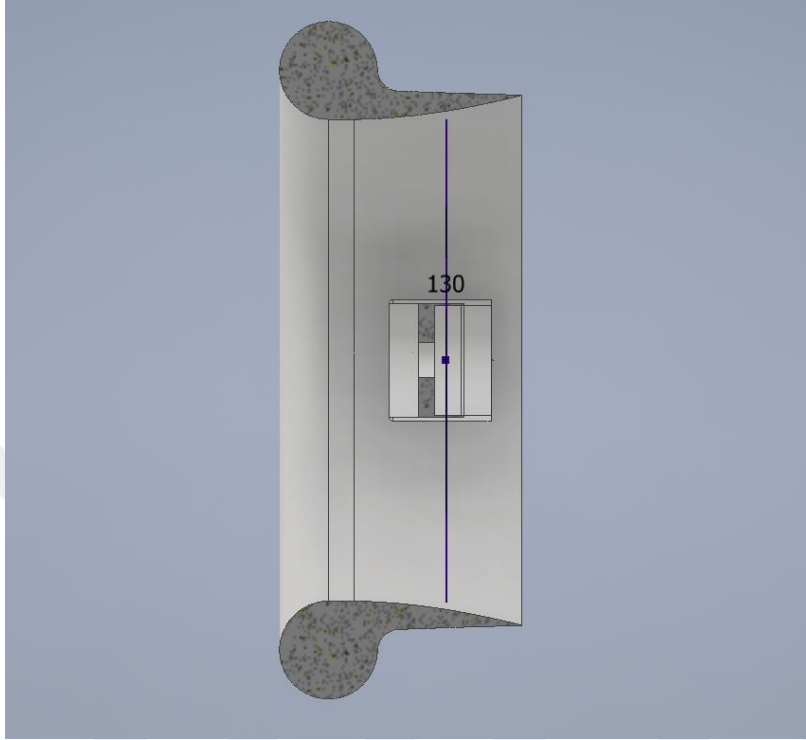
Şekil 3.10: Slot açıklığının performansa etkisi [29]

Slot genişliğinin stall performansına olan etkisinin büyüklüğü net bir şekilde görüldüğü Şekil 3.10'da en etkili slot genişliğinin %12 ile %15 olduğu görülüyor. %15 slot genişliği 20 derece hücum açısı sonrasında hızla düşüş yaşaması sebebi ile %12 slot genişliğinin en iyi genişlik aralığında kaldığı görülmektedir.



Granizo'nun yaptığı çalışmalara ek olarak Weick ve Wenzinger [30] çalışmalarında da yüzlerce farklı kombinasyonda sabit slot tasarımı test edilmiş ve bu testlerin sonuçları olarak da olası en uygun slot tasarımına ulaşmaya çalışmıştır. Bu çalışmalar sonucunda bir kanat profili için en uygun slot parametreleri olarak Şekil 3.11'de gösterilen çalışmayı oluşturmuşlardır. Her iki çalışma da birbirini doğrular niteliktedir. Bu çalışmaların sonucunda toplamda %12c slot genişliği, %2c slot giriş radiusu, %2c slot kanal genişliği ile birlikte slot firar kenarının keskin şekilde tutulmasına karar verilmiştir.

3.1.3 Toroid hücum kenarlı NACA 4312 iç geometrite sahip kanal tasarımı



Şekil 3.13: Toroid kanal kesiti

Yanal akışlarda en etkili yöntem akışın yönlenebilmesini sağlayacak hücum kenarı dairesinin çapını artırmaktır. Bu şekilde akış çok daha kolay bir şekilde yüzeyi takip edebilmektedir. NACA 4312 profilinin veter boyunu değiştirmeden toroid şeklinde geniş çaplı daire kanalın iç yüzeyi NACA4312 şekli ile hibrit şekilde elde edilmiştir. Bu yapıda gözlemlenmek istenilen yapı aktif şekilde akış beslemesi yapılmadan yanal akışta kopma açısı ile düz uçuş performansının diğer kanal yapıları ile karşılaştırılmasıdır.

3.2 Deney Seti Ekipmanları

3.2.1 Fırçasız elektrik motoru

Deneyde kullanılan elektrik motoru yüksek verimi ve stabilitesi nedeniyle T-motor firmasının geliştirdiği ve FPV olarak adlandırılan drone yarışlarında kullanılan fırçasız motor sistemidir. Sistemin tercih edilmesindeki sebep motor seri üretimi ile üretimi performans değerlerinin piyasada insansız hava aracı motoru üreten firmalara

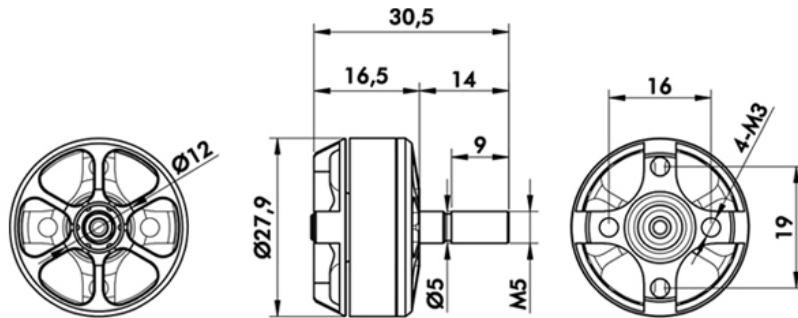
oranla test verilerinin tekrarlanabilir ve firmanın sağladığı verilerde hata payının düşük olmasıdır.



Şekil 3.14: Fırçasız elektrik motoru

Deney esnasında kullanılan motor sistemi, 7075 serisi alüminyum malzemeden üretilmiş F40 Pro modelidir. Kullanılan motor 30.1 gram ağırlığında ve 690 watt gücündedir. 5 inch 3 palli bir pervane sistemi ile açık olarak 1500 gram seviyelerinde itki sağlayabilmektedir. Motor ile ilgili teknik çizim ve detaylı bilgiler aşağıda belirtilmiştir.

Drawing



Şekil 3.15: Motor boyutları

Çizelge 3.2: Motor teknik verileri [31]

İç direnç	30.5mohm	Konfigürasyon	12N14P
Şaft çapı	4 mm	Motor Boyutları	27.9 mm çap x 30.5mm boy
Kablo	18 awg	Kablo Boyu	100mm
Kablo ile Ağırlık	32 gram	Kablosuz Ağırlık	30,1 gram
Çalışma voltajı	2-4S	Rölantı Akımı @ 10V	1,5 A
Max Güç	620W	Max Akım	45A

Çizelge 3.3: 3 pervaneli açık ortam testi için üretici verisi [31]

Gaz Kolu Konumu	Akım (Amper)	Güç (Watt)	İtke (Gram)	Devir (RPM)	Verimlilik (G/W)
%55	14,79	234,60	683,25	1882	2,91
%65	21,12	333,11	863,63	21324	2,59
%75	27,01	423,73	1049,41	23424	2,48
%85	35,21	546,05	1221,21	25292	2,24
%90	39,46	607,28	1331,49	26230	2,19
%100	44,11	619,75	1599,15	28877	2,58

3.2.2 Motor hız kontrol ünitesi (ESC)

Fırçasız motor kullanımı fırçalı motorlara oranla daha zordur ancak çok yüksek verimleri nedeniyle günümüzde çok hızlı şekilde kullanımı artmıştır. 3 fazlı olarak güç verilen ve motor hızının kontrol edilmesini sağlayan bir elektronik hız kontrolcüsü (Electronic Speed Controller - ESC) gerektirmektedir.

Deneyslerde kullanılan ESC sistemi 40 amper sürekli akım altında çalışabilen, motor hız seviyesi kalibre edilebilen, 600Hz işlemci ile motor devri yapan 2-6S LiPo batarya paketleri ya da 12-28 Volt arasında güç kaynağından beslenebilen bir sistem olan T-motor Air 40 modelidir. ESC sistemi üzerinde aşırı yükleme koruması, aşırı sıcaklık koruması ve sinyal kaybı koruması mevcuttur. [31]



Şekil 3.16: Motor elektronik hız kontrolcüsü (ESC) teknik verileri [31]

Çizelge 3.4: ESC teknik verileri[31]

Model	AIR 40A	Sürekli Akım	40A
Max Akım (10 saniye)	60A	BEC	Yok
LiPo	2-6S	Programlanabilirlik	Zamanlama
Ağırlık	26 gram	Boyut (BxExY)	55,6x25,2x11,3 mm

3.2.3 Pervane

Pervane seçiminde kullanılacak pervanenin ve duct çapının küçüklüğü göz önünde bulundurularak 3 palli ve laminar akış rejiminde mümkün olduğunca fazla çalışabilmesi için parlak yüzeyli ve taper oranı düşük bir pervane olan Lumenier firması tarafından üretilen ButterCutter 5x5x3 pervanesi kullanılmıştır.



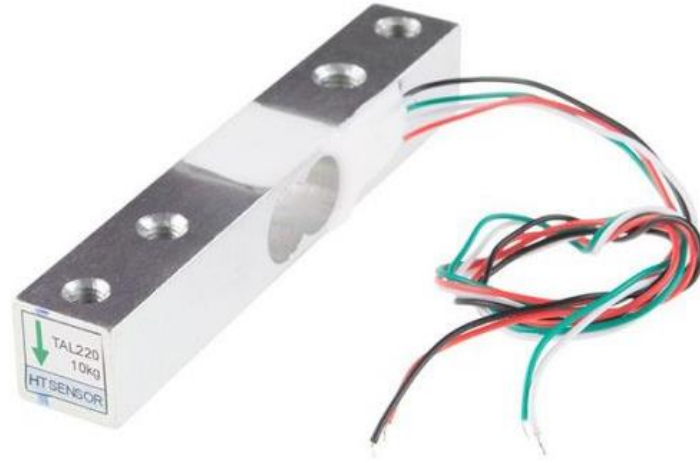
Şekil 3.17: 3 palli 5 inch polikarbonat pervane

Pervane, çapı 5 inch, hatvesi 5 inch ve 3 palli polikarbonat malzemeden üretilmiş bir pervanedir. Toplam ağırlığı 4,2 gram olan pervanenin detay verileri aşağıda sunulmuştur. [31]

Çizelge 3.5: Pervane teknik verileri [31]

Çap	5 inch (127 mm)	Hatve	5 inch (127 mm)
Pal Sayısı	3 adet	Malzeme	Polikarbonat
Yüzey	Parlak	Ağırlık	4,2 gram
Yön	CW & CCW	ŞaftÇapı	5 mm
Merkez Kalınlık	7 mm	Üretici	Lumenier

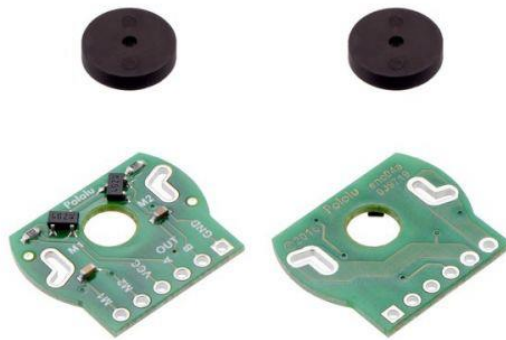
3.2.4 Yük hücresi



Ŗekil 3.18: Yük hücresi

Deneyde üretilen itki ölümü moment kolu ile birlikte 10kg kapasiteli bir yük hücresine baėlanmıŖtır. HX771 tam köprü ve amplifier devresi ile ve ARM tabanlı bir iŖlemci üzerinde yük kolu üzerinde oluŖan kuvvetler llebilmektedir. Yük hücresi bir alüminyum prizma Ŗekli üzerinde 2 adet özel aılmıŖ delik çevresine yapıŖtırılmıŖ iki adet gerinim pulu üzerinden voltaj deėiŖimi vermektedir. Bu Ŗekilde balans formülü üzerinden voltaj deėiŖikliėi okunarak itki hassas bir Ŗekilde hesaplanabilmektedir.

3.2.5 Devir sayıcı sistem



Ŗekil 3.19: Manyetik encoder

Deney setinde kullanılan motor ve hız kontrolcüsü her ne kadar hassas ve tekrarlanabilir veri sağlarsa sağlasın pervanenin tam devrini istenilen düzeyde

kontrol edemeyecektir. Dolayısıyla alınan veride hassasiyet oranı düşecek ve deney esnasında alınan verilerin doğruluğu azalacaktır. Bu nedenle fırçasız motorun ana şaftı arkasına bağlanan çift mıknatıslı bir disk ve baskı devre üzerine yerleştirilmiş iki adet manyetik alan sensörü ile ölçümler alınmakta ve devir net bir şekilde hesaplanabilmektedir.

3.2.6 Voltaj ve akım ölçümü

Deney setinde kullanılan AD/DC güç kaynağı üzerindeki ekranda voltaj ve akım gösterilmekte ancak çözünürlük 0,1 amper ve 0,1 volt ölçeğindedir. Daha hassas hesaplamalar yapabilmek için itki test düzeneği üzerine voltaj ve akım ölçümleri için entegre devreler yerleştirilmiştir.



Şekil 3.20: Akım ve voltaj ölçüm devresi

Akım ölçümü ACS709T entegre devresi ile hesaplanmakta ve ters yönlü ölçüm de yapılabilmektedir. 75 amper akıma kadar ölçüm yapabilen sistem $\pm 2\%$ 'den daha düşük hata payı ile çalışmaktadır.

3.2.7 Güç ünitesi



Şekil 3.21: 600 watt güç kaynağı

Deneyler esnasında bataryalarda oluşabilecek kapasite kaybı ve değişkenliklerden etkilenmemek için bir AC/DC güç kaynağının kullanımı oldukça önemlidir. Üzerinde voltaj ayarlaması yapılabilen ve anlık olarak akım ve voltaj değerlerini 0.1 çözünürlükle sağlayan güç kaynağı üzerinden aynı zamanda deney setinden alınan verilerle karşılaştırılarak doğrulama sağlanabilmektedir. 600 watt kapasiteye sahip olan sistem deneyler için yeterli kapasiteye sahiptir.

3.2.8 Ana kontrol sistemi

Ana kontrol sistemi yarı otomatik bir ölçüm sistemi olarak tasarlanmıştır. Rüzgar tüneline ayarlanan hızlar sonrasında PWM üretici ile gönderilen gaz komutlarına göre anlık voltajı, akım, itki ve devir bilgilerini almakta ve bu bilgileri kendi arayüzü üzerine ve bir SD kart üzerine .txt dosyası olarak kaydetmektedir. Bu verilerin işlenmesi ve kaydedilmesi için Arduino Uno mikrokontrolcü kartı kullanılmıştır.



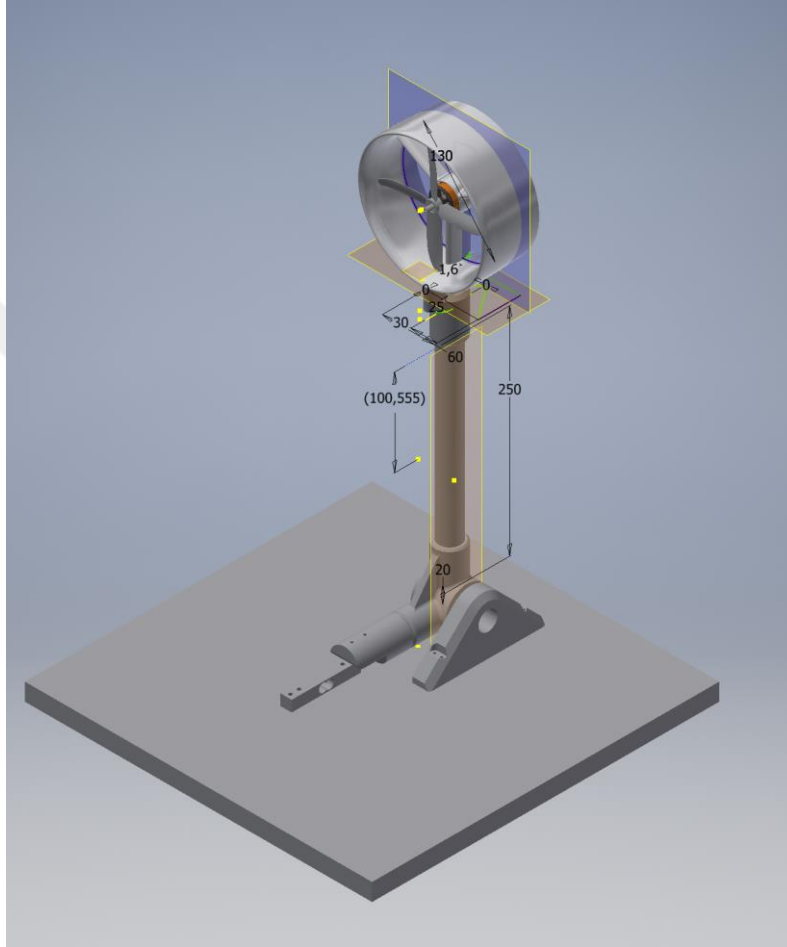
Şekil 3.22: Ana kontrol, sensör okuma ve loglama işlemini yapan mikrokontrolcü Arduino

3.3 Deney Seti Tasarımı

Deneyde üretilen itki ölçümü moment kolu ile birlikte 10kg kapasiteli bir yük hücresine bağlanmıştır. HX771 tam köprü ve ARM tabanlı bir işlemci ile yük kolu üzerinde oluşan kuvvetler ölçümlenebilmektedir. 10 kg mertebesindeki bir yük hücresinde en verimli ölçümün 3-7 kg arası olması nedeniyle ile 1-1,5 kg itkinin ölçülmesi esnasında hata payı artmaktadır. Bunun önüne geçilmesi için moment kolunun yük hücresine bağlanan kısmı 3 kat daha kısa yapılmış bu şekilde ölçümlerin olduğundan daha büyük görünmesi ve hassasiyetin artırılması amaçlanmıştır.

3.4 İtke Test Standı Tasarımı

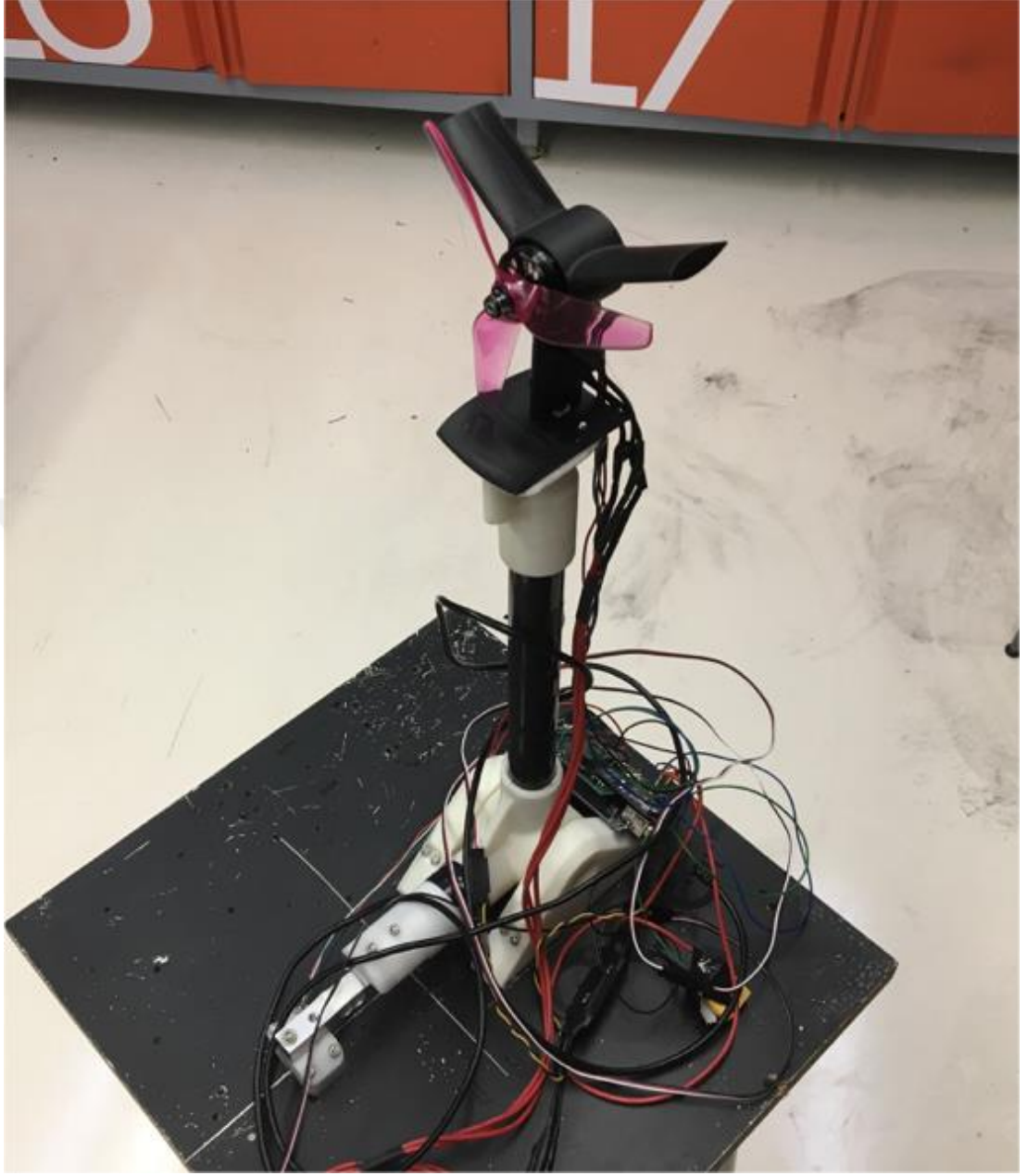
İtke test standı genel olarak elektronik devreler, sensor grupları ve yapısal parçalardan oluşmaktadır. Yapısal parçaların yoğunluğu ise ana plaka ve karbon tüpler oluşturmakta, bağlantı parçalarının tamamı ise katkılı imalat metodları kullanılarak üretilmiştir.



Şekil 3.23: Kanal fan sistemleri için itke test standı

Şekil 3.17’de de görüldüğü üzere bir moment kolu düzeneği üzerine kurulu olan system normal tartı mekanizmasına göre çok daha gelişmiş ölçümler alabilmekte ve uzaktan kontrol edilebilmektedir. Bu şekilde tünele girmeye gerek kalmadan tüm ölçümler rahatlıkla alınabilmektedir.

İtke test standının en üst tarafında bulunan kanal parçası ise özel bir bağlantı parçası ile kanal yapısına dışarıdan vidalar aracılığı ile bağlanarak entegre edilmektedir. Bu şekilde kanal önü ve arkasındaki akışın en az düzeyde bozulmaya uğraması amaçlanmıştır.

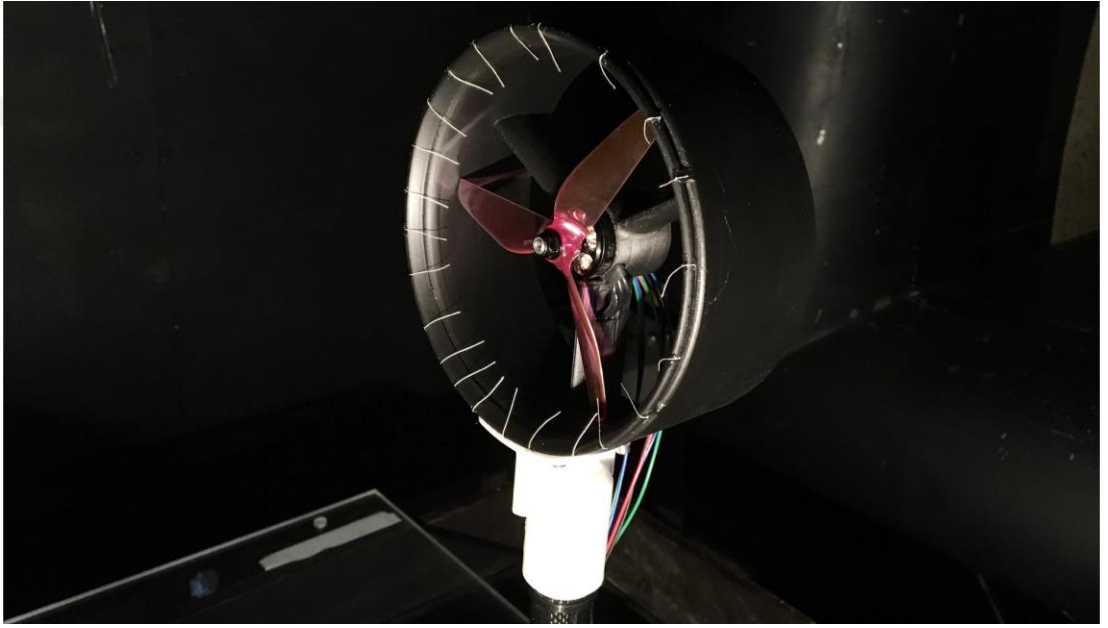


Şekil 3.24: İtke test sistemi ve açık fan yerleşimi



4. DENEYLER VE ÖLÇÜMLER

Deneyler Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi Trisonic Araştırma Laboratuvarında buluna Eiffel tünelinin 80x80 cm'lik deney odasında gerçekleştirilmiştir. 5 inch pervane ve kanal sistemi için duvar etkilerinden yeterince uzak kalacak şekilde deneyler gerçekleştirilmiştir.



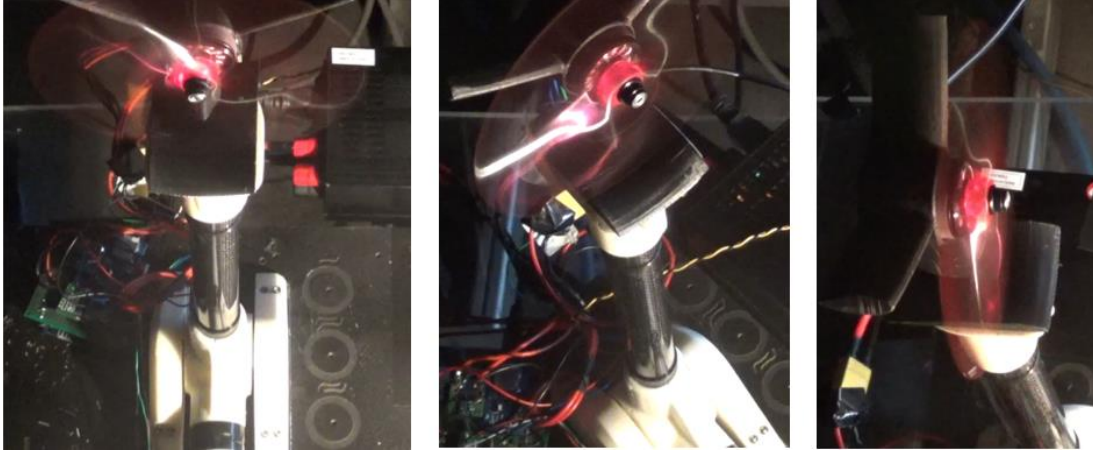
Şekil 4.1: İtki ölçüm deney setine bağlı ve Eiffel Rüzgar Tüneli içerisinde slot kanallı fan sistemi ve akış görüntüleme için kullanılan iplikçikler

4.1 Statik Ölçümler

Statik ölçümler olası yan akışlardan etkilenmemesi ve kontrollü bir ortam olması nedeniyle tünel içerisinde akışa paralel olacak şekilde gerçekleştirilmiştir.

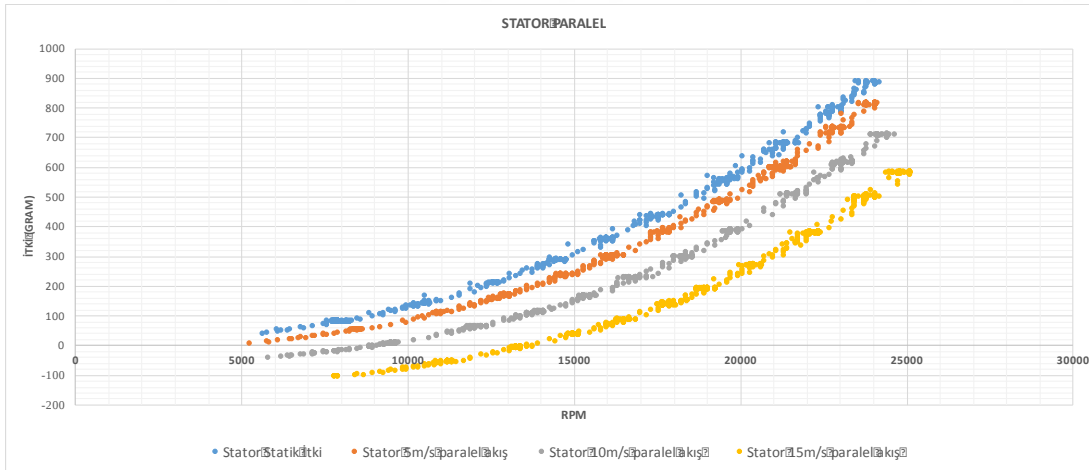
4.1.1 Açık pervane itkisi incelenmesi

Açık pervane sistemi test düzeneğine sadece pervane ve duct içerisinde kullanılan 3'lü stator yapıları eklenerek yapılmıştır. Bu şekilde hem açık pervane itkisi hem de stator sürüklemesi bir arada olarak kanal performansının daha rahat incelenmesi amaçlanmıştır.



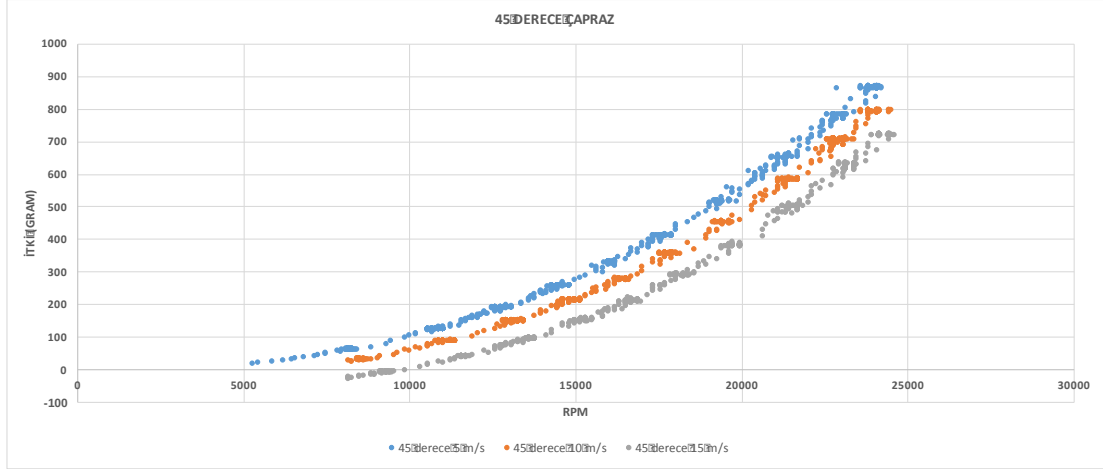
Şekil 4.2: Açık pervane stator ikilisinin deney esnasında akış alanına paralel, 45 derece ve açılı konumları

Açık pervane sistemi ve diğer kanal sistemleri itki test sistemi ile birlikte toplu halde açılı verilmiştir. Şekil 4.2 de görüldüğü gibi pervaneden kaynaklı itki vektörü her zaman yük hücresi üzerine gelecek şekilde tasarlanmış, bu yüklemeye ise kanal içerisinde akış altında kalan itki test standının yük hücresi üzerinde yarattığı sürüklenme kuvvetinin olumsuz etkileri çıkarılmış ve kanal pervane ikilisinin ölçümleri net olarak elde edilmiştir.

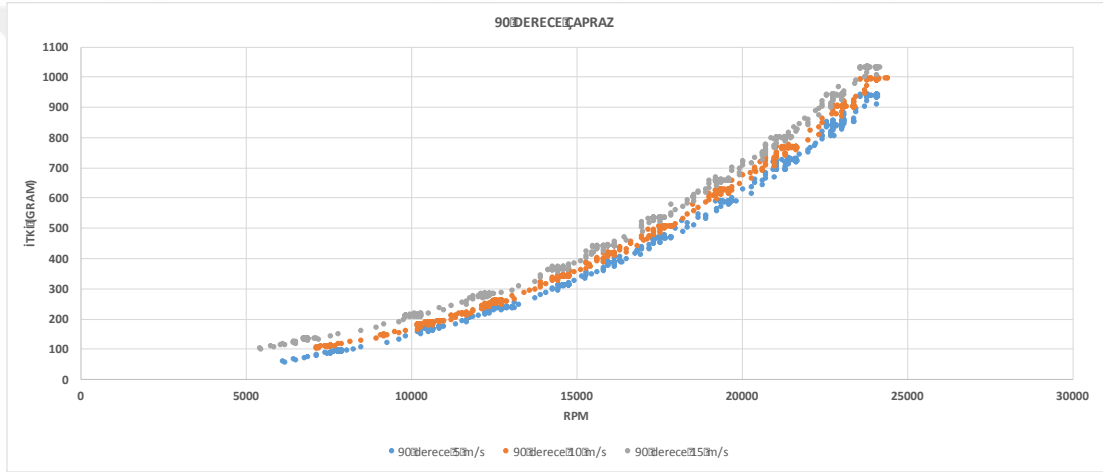


Şekil 4.3: Açık pervane stator ikilisi statik ve paralel akış içerisindeki performansı

Grafikte beklendiği gibi itki seviyesi statikten itibaren ileri hızın artması ile azalmakta, hatta ilk aşamalarda rüzgar tüneline kaynaklanan akış nedeniyle sürüklenme kuvveti itki kuvvetinden daha yüksek olması nedeniyle negatif çıkmaktadır.



Şekil 4.4: 45 derece çapraz akış içerisinde açık pervane stator ölçümleri

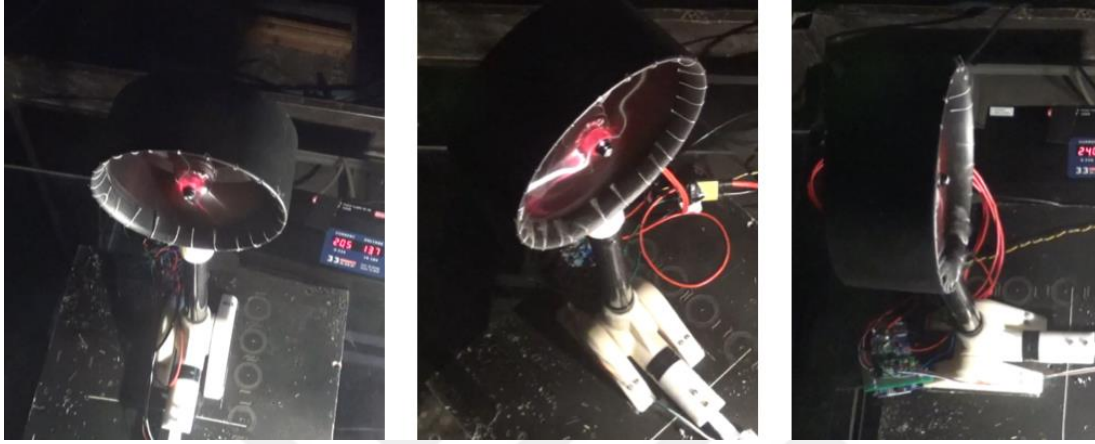


Şekil 4.5: 90 derece çapraz akış içerisinde açık pervane stator ölçümleri

Şekil 4.4 ve Şekil 4.5’de yer alan grafiklere bakıldığında ise açı artışı ile birlikte toplam itki seviyesinin de arttığı görülmekte. Bunun nedeni ise pervane pallerine gelen akışın artık pervane düzlemine dik olarak değil paralel olarak gelmesi ve pervane diski üzerinde oluşan dengesiz hız vektörlerinden kaynaklanmaktadır. Pervane pali üzerine gelen akış vektörü pervanenin bir yönünde hıza pozitif katkı sağlarken diğer tarafta ise negative etki etmektedir, ancak sonuçta hızın karesi ile doğru orantılı olan pal üzerindeki taşıma kuvveti artmakta ve bu da genel olarak itki seviyesini artırmaktadır. Açık pervane açı deneyleri esnasında ölçüm alınmasa dahi yüksek açılardaki ses seviyesindeki önemli artış ve pervanelerin özellikle açılı ölçümlerde parçalanması titreşimin bir sonucu olarak gösterilebilir.

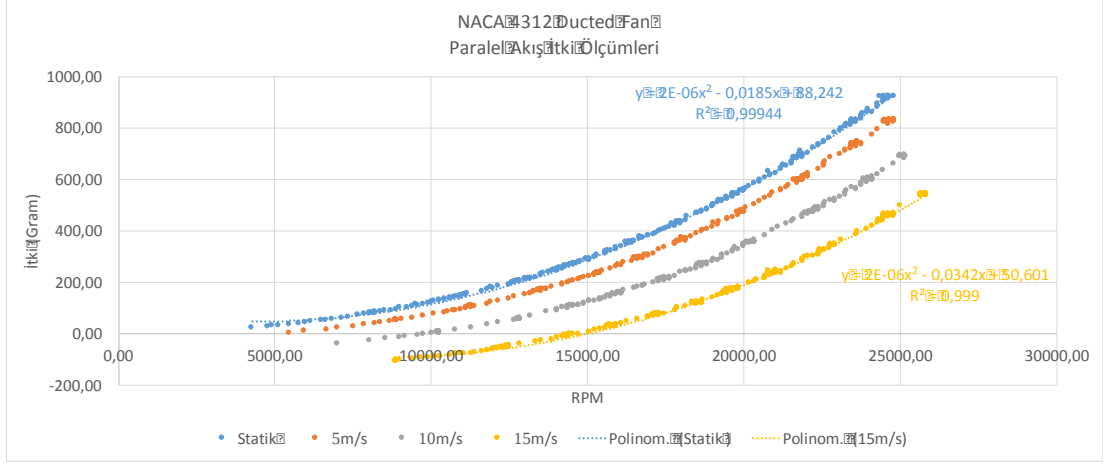
4.1.2 Kanal etkisi incelenmesi

NACA 4312 kanat profili üzerinden geliştirilen standart kanal tasarımı akışa paralel duracak şekilde tünel içerisinde tünelde herhangi bir akış oluşturulmadan statik ortamda tüm devir rejimlerinde test edilmiş veriler itki test sistemi aracılığı ile toplanmıştır.

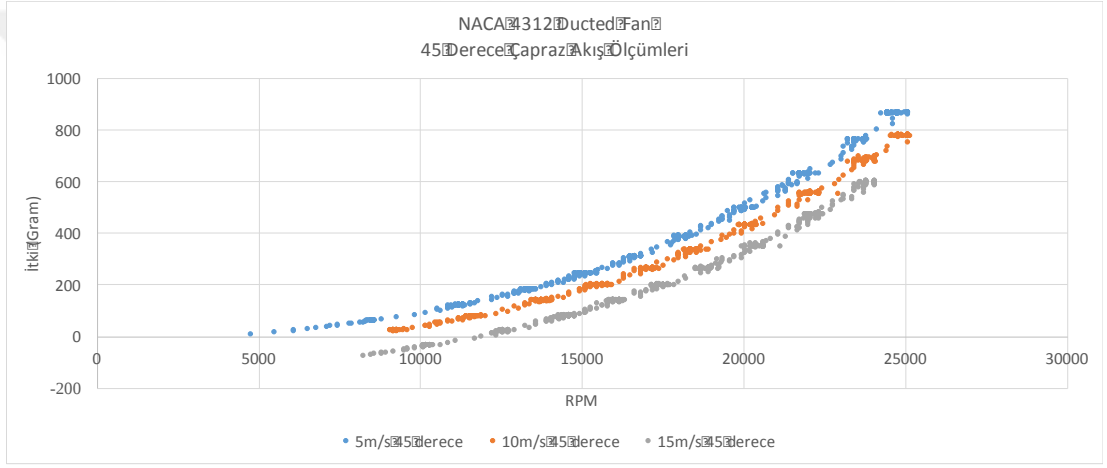


Şekil 4.6: NACA 4312 kanat profile üzerinden oluşturulan kanal yapısı rüzgar tüneli içerisinde test esnasında üzerinden iplikçikler ile birlikte

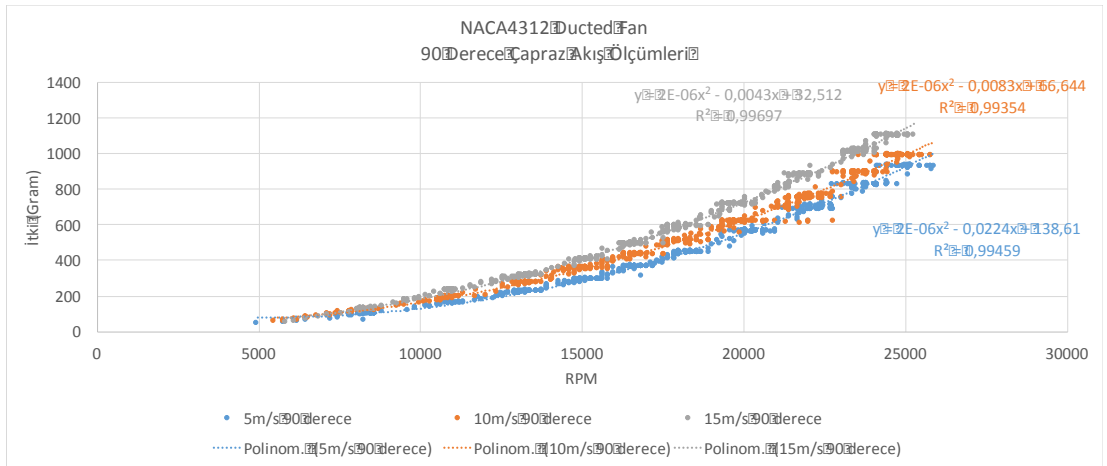
Şekil 4.6’de de görüldüğü gibi kanal tasarımı itki sistemleri ve ölçüm cihazlarının kanal akışına müdahale etmemesi için dışarıdan bağlanmıştır. Kanal ölçümleri alınırken itki test sistemine açılış verileri pervane düzleminde verilerin hassas bir şekilde alınmasına gayret edilmiştir. Rüzgar tüneline oluşan akışın test sistemi üzerindeki etkilerini minimize etmek için test sistemi farklı açılarda boş ve içerisinde pervane olmayan kanallar ile test edilmiş ve buradaki sürüklemeler hesaplamalara uygun metodlarla dahil edilmiştir. Bu esnada kanaldan kaynaklı sürüklemeler kanalın performansını göstereceği için bu tür sürüklemeler itki kuvvetinden çıkarılmamıştır.



Şekil 4.7: Standart kanal yapısı paralel akış içerisinde devir-itki ilişkisinin incelenmesi



Şekil 4.8: Standart kanal yapısının 45 derece çapraz akış içerisinde devir-itki ilişkisinin incelenmesi

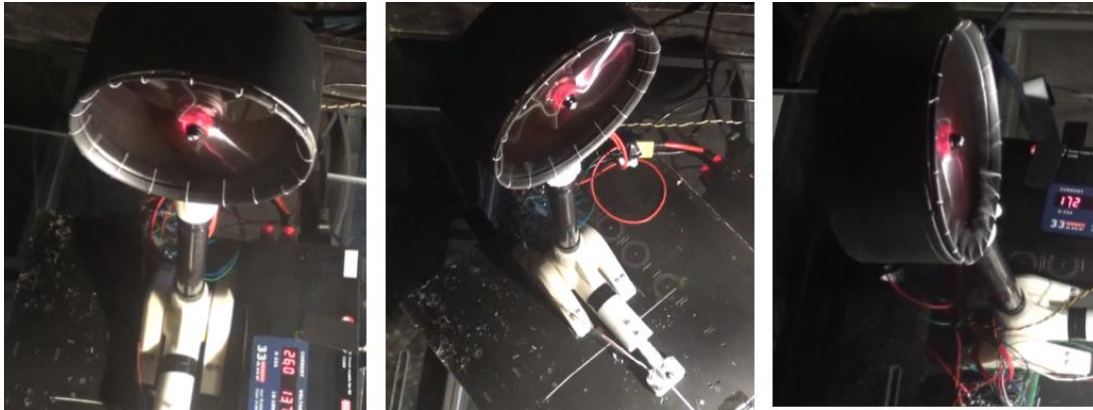


Şekil 4.9: Standart kanal yapısının 90 derece çapraz akış içerisinde devir-itki ilişkisinin incelenmesi

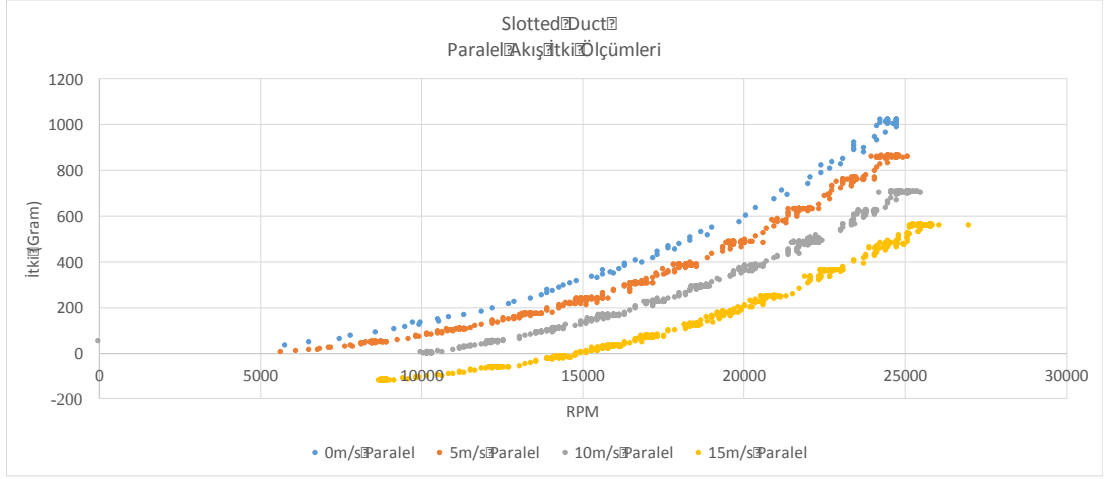
Standart kanal yapısı en yüksek itkiyi beklenildiği üzere statik akış içerisindeyken vermektedir. İleri akış hızının artması ile birlikte itki kapasitesi statik itki kapasitesinin %58 seviyelerine kadar düşmektedir. Şekil 4.8 ve Şekil 4.9’da görüldüğü üzere akış içerisinde açılı şekilde yerleştirilen test kurgularında ise akış hızlarındaki değişimlere rağmen itki seviyeleri giderek birbirine yaklaşmaktadır. 45 derece toplam itki kapasitesi paralel akış duruma göre %10 artış gösterirken, 45 derece içerisinde 5 m/s ve 15 m/s arasında hızlarda ise %33 oranında itki seviyesi düşüşü yaşanmaktadır. Bununla birlikte paralel ve 45 derecelik çapraz akış altında hızın artması ile itki seviyesinin azaldığı gözlemlenirken 90 derece çapraz akış içerisinde beklenilenin dışında hızla doğru orantılı olarak bir artış gözlemlenmektedir. 5 m/s hız içerisinde 90 derecelik ve paralel yerleşim karşılaştırıldığında 90 derecelik yerleşimde itki seviyesi %12 oranında, 15 m/s hız içinse bu artış %95 oranında olmuştur.

4.1.3 Slot tasarımı kanal etkisi incelemesi

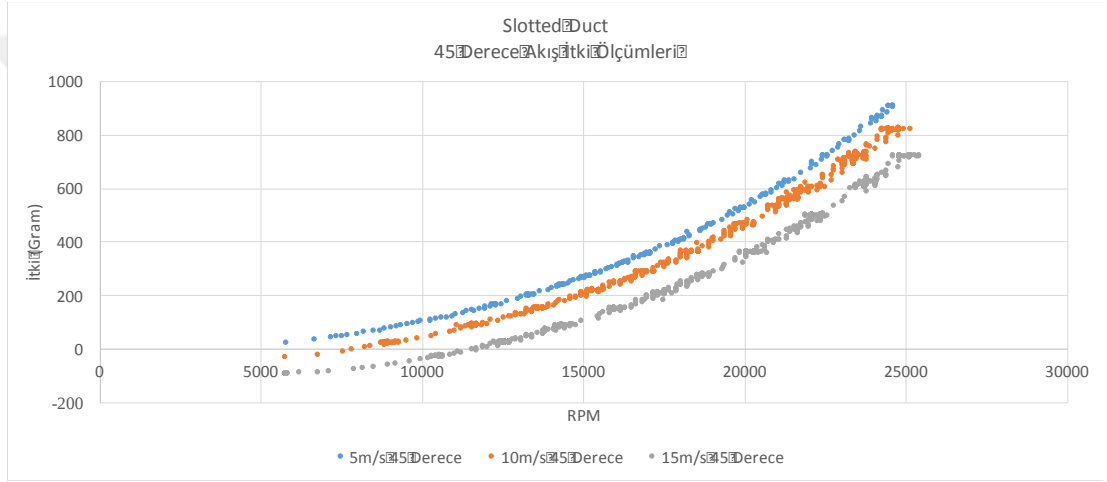
NACA 4312 kanat profile üzerinden geliştirilen; ancak slot tasarımı ile eksenel olarak modifiye edilen slot kanal tasarımı akışa paralel duracak şekilde tünel içerisinde tünelde herhangi bir akış oluşturulmadan statik ortamda tüm devir rejimlerinde test edilmiş veriler itki test sistemi aracılığı ile toplanmıştır.



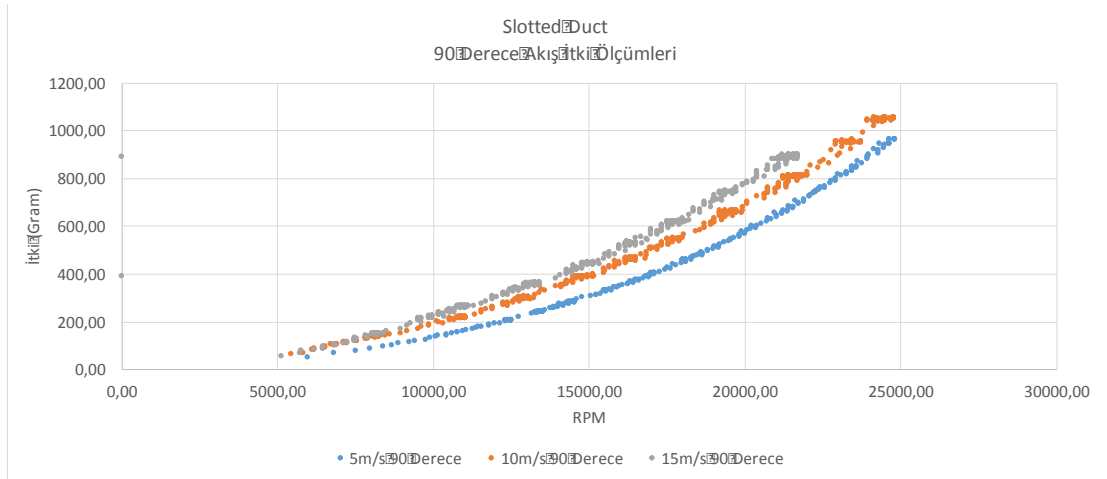
Şekil 4.10: NACA 4312 kanat profile üzerinden slot güncellemesi ile oluşturulan kanal yapısı rüzgar tüneli içerisinde test esnasında üzerinden iplikçikler ile birlikte



Şekil 4.11: Slot kanal yapısı paralel akış içerisinde devir-itki ilişkisinin incelenmesi



Şekil 4.12: Slot kanal yapısı paralel akış içerisinde devir-itki ilişkisinin incelenmesi

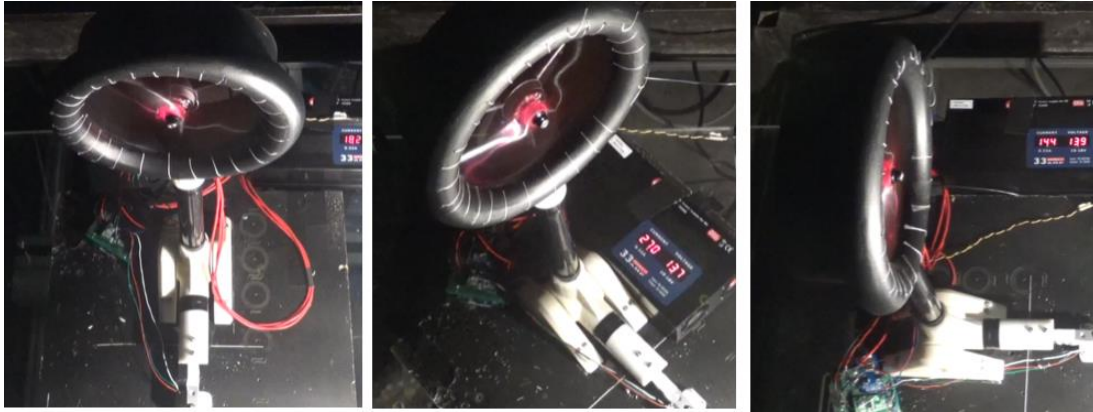


Şekil 4.13: Slot kanal yapısı paralel akış içerisinde devir-itki ilişkisinin incelenmesi

Slot güncellemeli kanalın statik itki test sonuçları standart NACA4312 kanal yapısı ile oldukça benzerlik göstermektedir. Slot güncellemesi yapılmasındaki amacın paralel akışta en az performans kaybı yaratması, çapraz akışlarda ise kanal içi akış kopmalarını önlemek olması düşünüldüğünde statik akış performansının beklenen şekilde olduğu belirtilebilir. Statik durum ile 15 m/s akış hızı arasında itki seviyesi %40’a kadar dşebilmektedir. Öte yandan 45 derece akış içerisindeki itki seviyesi kaybı standart kanal yapısı ile karşılaştırıldığında slot yapılı kanalın çapraz akış içerisinde akış hızı ile aynı oranda verim kaybetmediği, dolayısıyla 15 m/s gibi yüksek hızlarda akışı kontrol edebileceği itki seviyesinden anlaşılmaktadır. 90 derece çapraz akış altında ise standart kanal yapısındakine benzer şekilde 0 ve 45 derece akışta yaşanan durumun aksine itki seviyesi hız artıkça artmıştır.

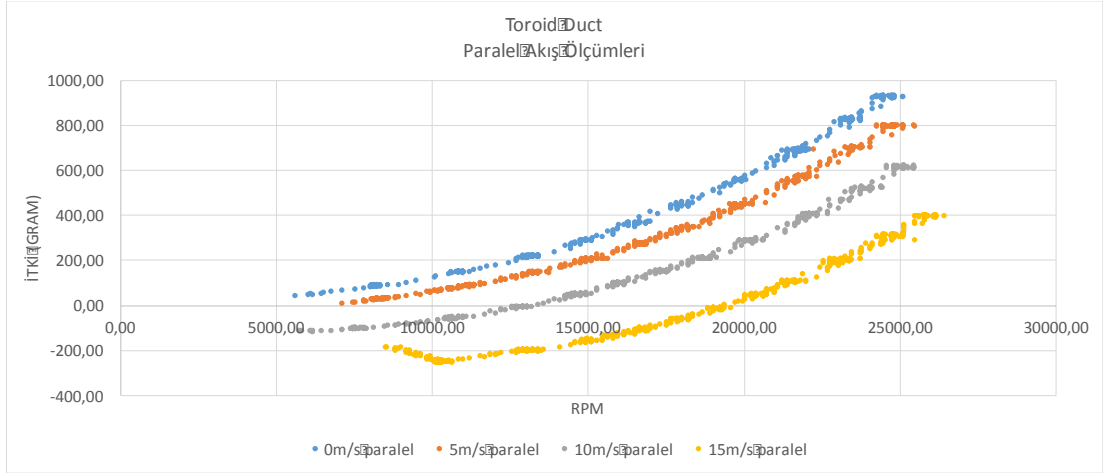
4.1.4 Toroid tasarımı kanalı etkisi incelemesi

NACA 4312 kanat profile üzerinden geliştirilen; ancak kanalı yapısı hücum kenarı toroid şeklinde modifiye edilmiş kanalı akışa paralel duracak şekilde tünel içerisinde tünelde herhangi bir akış oluşturulmadan statik ortamda tüm devir rejimlerinde test edilmiş veriler itki test sistemi aracılığı ile toplanmıştır.

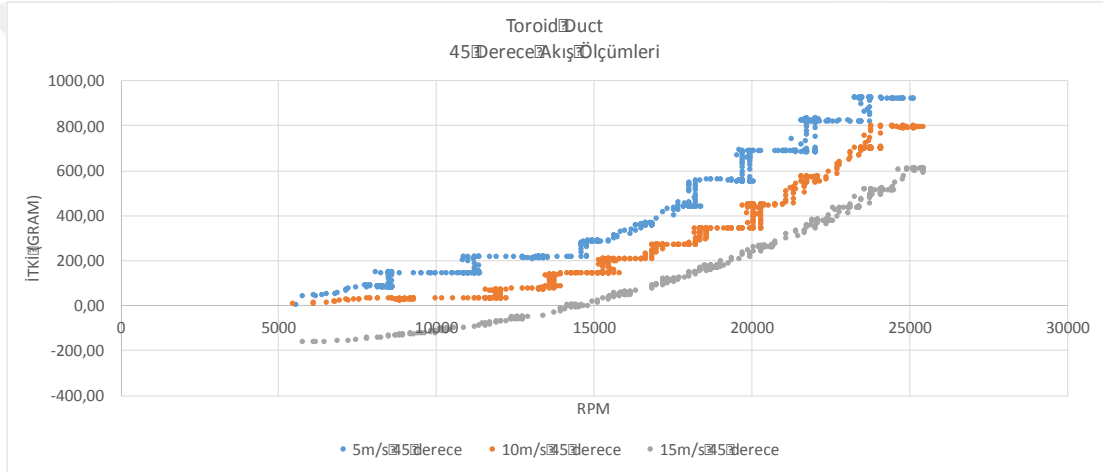


şekil 4.14: Slot kanalı yapısı paralel akış içerisinde devir-itki ilişkisinin incelenmesi

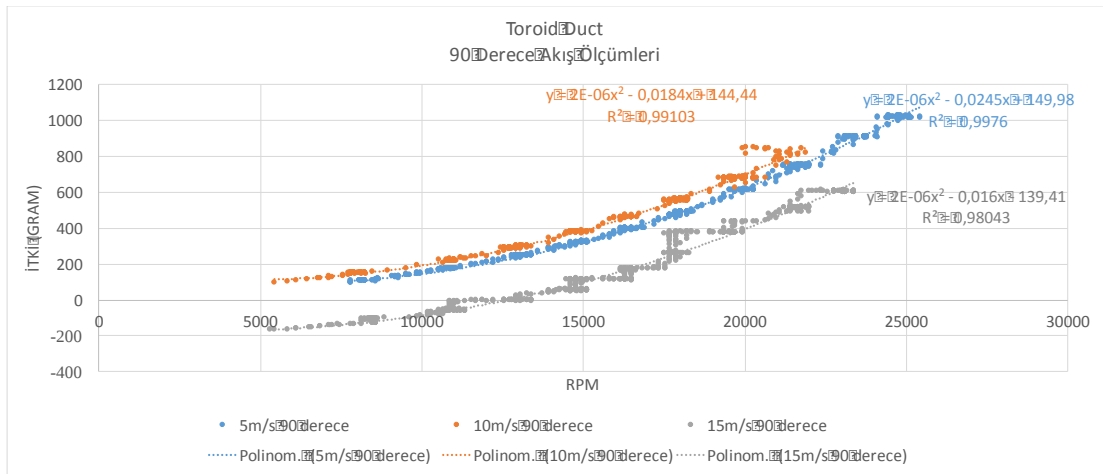
Toroid kanalı yapısı da diğer kanalı yapıları gibi kanalı içi akışı etkilememesi için dışarıdan bağlanmıştır. Toroid kanalın düşük hızlarda en iyi akışı yapıştıran yapı olduğu iplikçik metodu ile de görüntülenmiştir.



Şekil 4.15: Toroid kanal yapısı paralel akış içerisinde devir-itki ilişkisinin incelenmesi



Şekil 4.16: Toroid kanal yapısı paralel akış içerisinde devir-itki ilişkisinin incelenmesi



Şekil 4.17: Toroid kanal yapısı paralel akış içerisinde devir-itki ilişkisinin incelenmesi

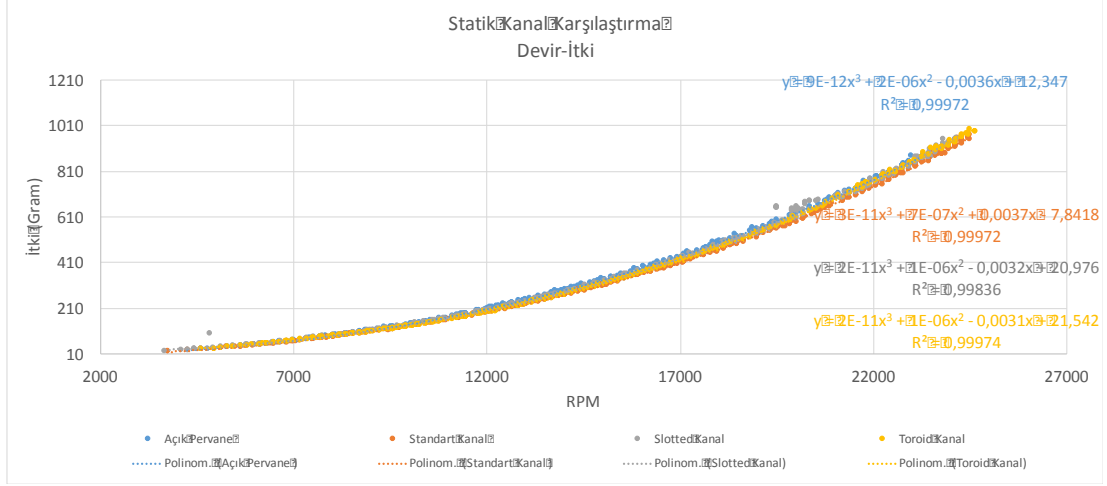
Şekil 4.15, Şekil 4.16 ve Şekil 4.17’de gösterilen toroid kanal paralel akış içerisinde akış hızının artması ile birlikte %45’e kadar itki kaybetmektedir. 45 derece açıda toplam itki kapasitesi 5 m/s hız içerisinde paralel akış durumuna göre %6 artmış, 15 m/s hıza göre de %50 oranında artmıştır. 90 derece yerleşimde 5m/s ve 10 m/s hızlardaki performansın birbirine yaklaşmasına rağmen 15 m/s de akış artık yüzeyden kopmaya başlamış ve 90 derecedeki diğer durumlara göre performans önemli ölçüde düşmeye başlamıştır. Buna rağmen itki artışı yaşanan 90 derecelik yerleşimde 5 m/s lik hızda paralel akışa göre %25, 15 m/s hıza göre de %50 oranında artış yaşanmıştır.

4.2 Rüzgar Tüneli Kanal Akış Performanslarının Karşılaştırılması

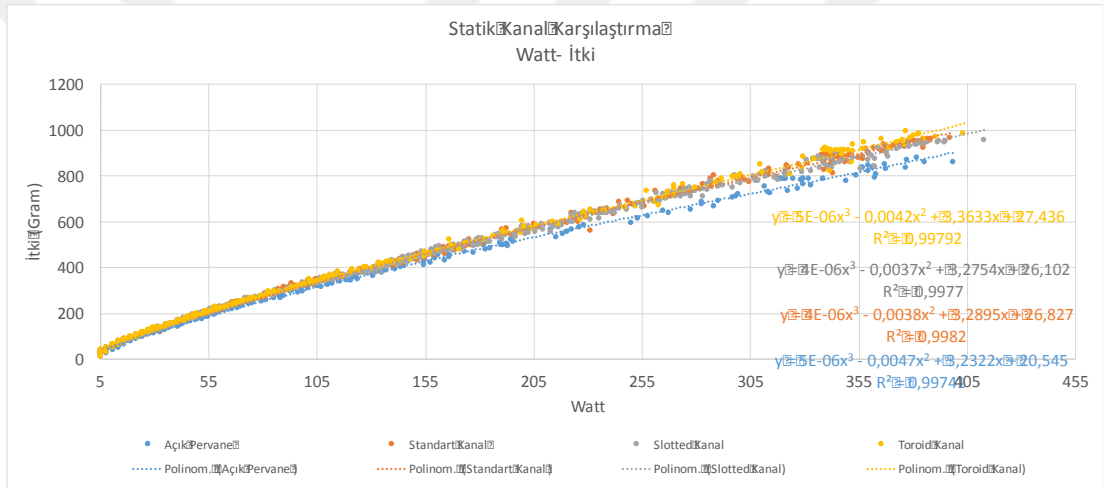
Kanal tasarımları 0 (paralel), 45 ve 90 derece açılarda tünel içerisinde 5 m/s, 10 m/s ve 15 m/s hızlarda tüm devir rejimlerinde test edilmiş veriler itki test sistemi aracılığı ile toplanmıştır. Burada kanal tasarımlarının performans karşılaştırması ile açık pervane sistemin performans karşılaştırması yapılmıştır. Yapılan incelemeler advance ratio (J), C_T ve C_P üzerinden boyutsuzlaştırılarak yapılmış ve bu şekilde genel kabullere ulaşılmaya çalışılmıştır.

4.2.1 Statik durumda kanal etkisinin incelenmesi

Kanal yapılarının itki sistemlerinde itkiyi arttırdığı ya da aynı itkide daha düşük güç tüketimine neden olduğuna çalışmanın literatür kısmında detaylı bir şekilde değinilmişti. NACA 4312 standart kanal tasarımı üzerinden modifiye edilerek hazırlanan slot kanalın deneyler kapsamında incelenen diğer kanal yapılarına göre performansı yapılan ölçümlerle değerlendirilmiştir.



Şekil 4.18: Statik akış içerisinde kanal performansının devir – itki seviyesi ilişkisine göre incelenmesi

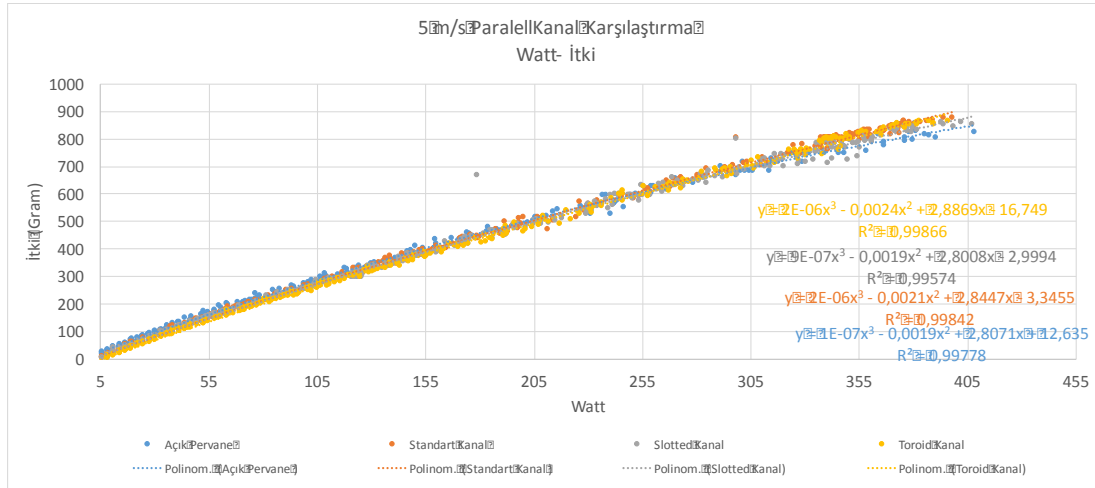


Şekil 4.19: Statik akış içerisinde kanal performansının tüketilen güç-itki seviyesi ilişkisine göre incelenmesi

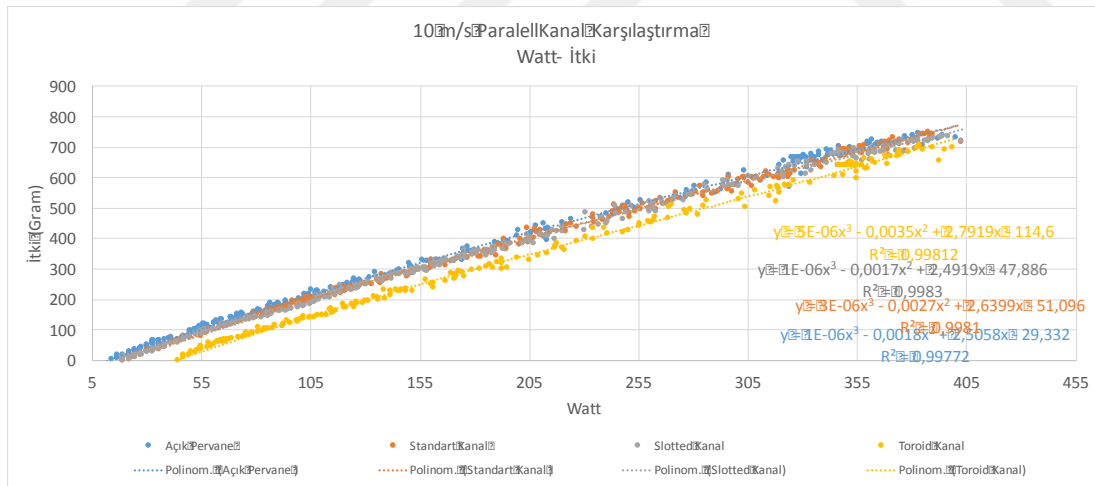
Pervane devri ile itki seviyesinin karşılaştırıldığı Şekil 4.18’de görüldüğü üzere kanal yapıları ve pervane sistemi üzerinde itki seviyesinde önemli bir değişkenlik yaratmamıştır. İtki seviyeleri neredeyse aynı seviyededir. Öte yandan tüketilen güç karşılık itki seviyesi değerlendirildiğinde kanal yapılarının itki seviyesinde %10 mertebelerine kadar artış sağladığı ya da aynı itki seviyesinde %14’e kadar daha düşük güç tüketimine neden olduğu net bir şekilde görülebilmektedir. Bu da literatür kısmında karşılaştığımız veriler ile bu çalışmada gerçekleştirilen deneysel verileri doğrular niteliktedir.

4.2.2 Paralel akış altında kanal etkisinin incelenmesi

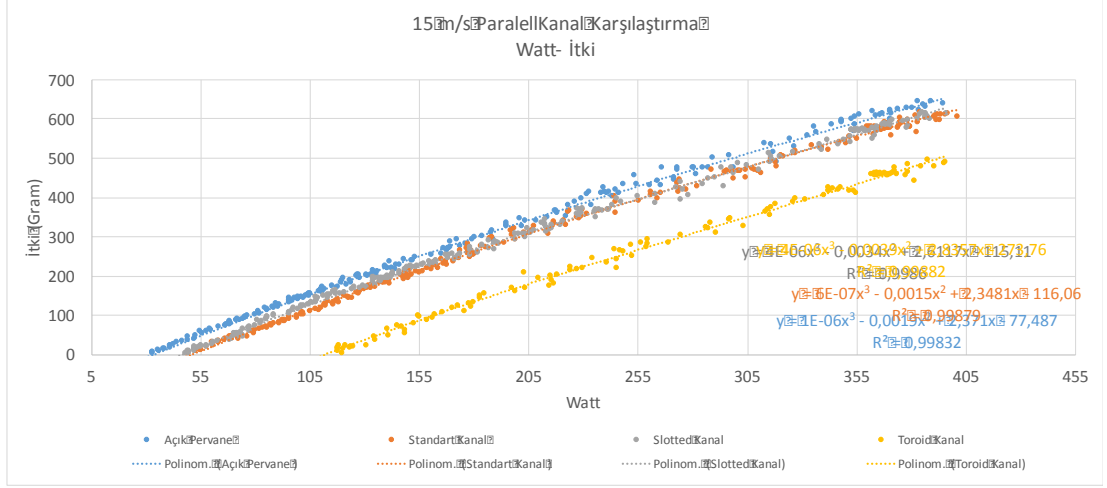
Paralel akışla birlikte advance ratio'nun artması temel pervane performansını etkilemekle birlikte kanal üzerinde oluşan basınç dağılımları ve dış akışların sürüklenme kuvveti olarak itki performansını etkilemesi gibi nedenlerden dolayı kanal yapıları her zaman iyi sonuç vermemektedir. Açık pervane ile birlikte standart, slot yapılı ve toroid tasarımı kanalların itki performansları karşılaştırılmıştır.



Şekil 4.20: 5 m/s paralel akış altında güç-itki etkisi incelemesi



Şekil 4.21: 10 m/s paralel akış altında güç-itki etkisi incelemesi

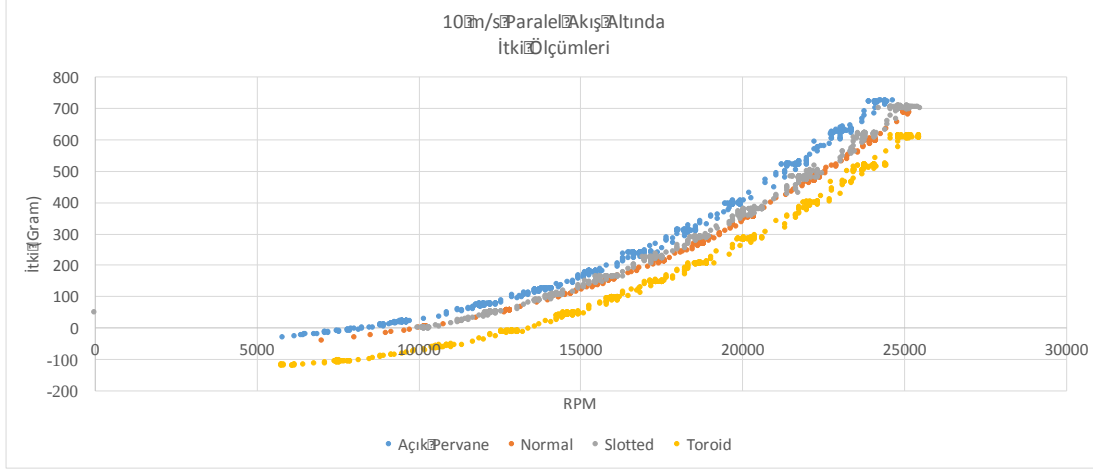


Şekil 4.22: 15 m/s akış altında güç-itki etkisinin incelenmesi

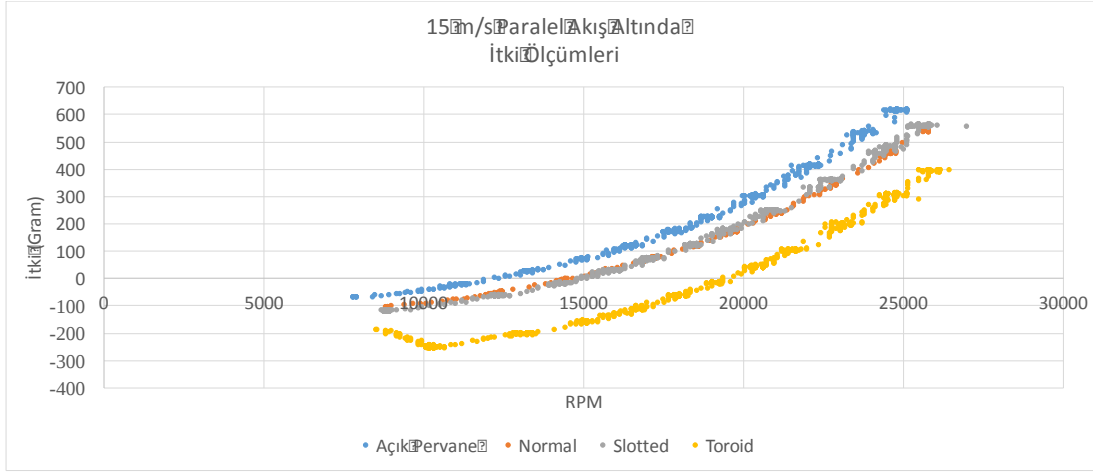
5 m/s akış neredeyse statik akış altındaki performansa benzer bir performans göstermiş ve aynı güç seviyesine göre itki seviyesi aynı kalmıştır. Bununla birlikte akış hızının artması ile birlikte toroid kanal yapısı akışa dik kesitinin önemli ölçüde büyük olması sebebiyle kanal üzerinde çok büyük sürüklenme kuvveti oluşmasına neden olmuş ve statikte yarattığı verim kazancını hızla kaybetmiştir. Standart kanal yapısı ve slot kanal yapısı benzer performansa sahip olarak açık pervanenin bir adım gerisinde kalmıştır.



Şekil 4.23: 5m/s paralel akış altında devir-itki ilişkisi

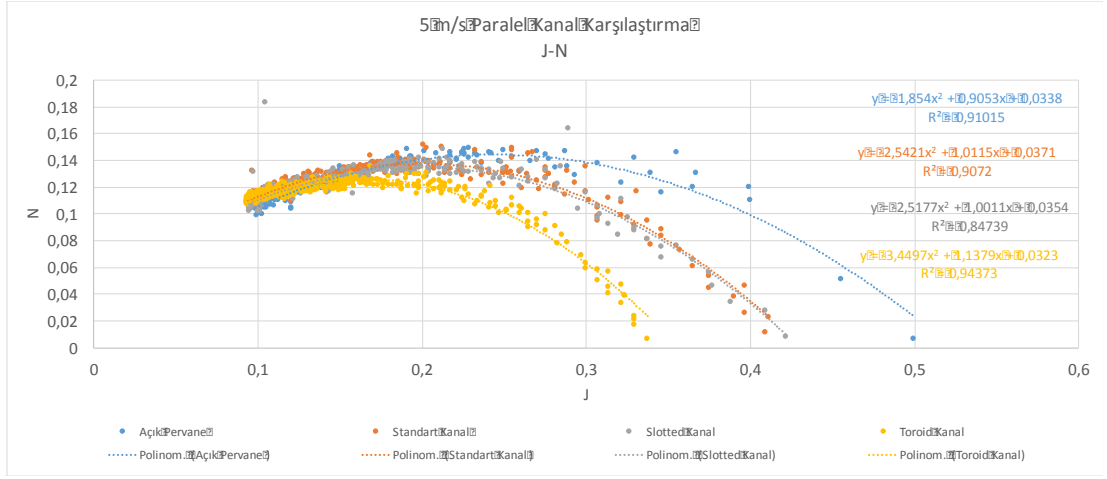


Şekil 4.24: 10 m/s paralel akış altında devir-itki ilişkisi

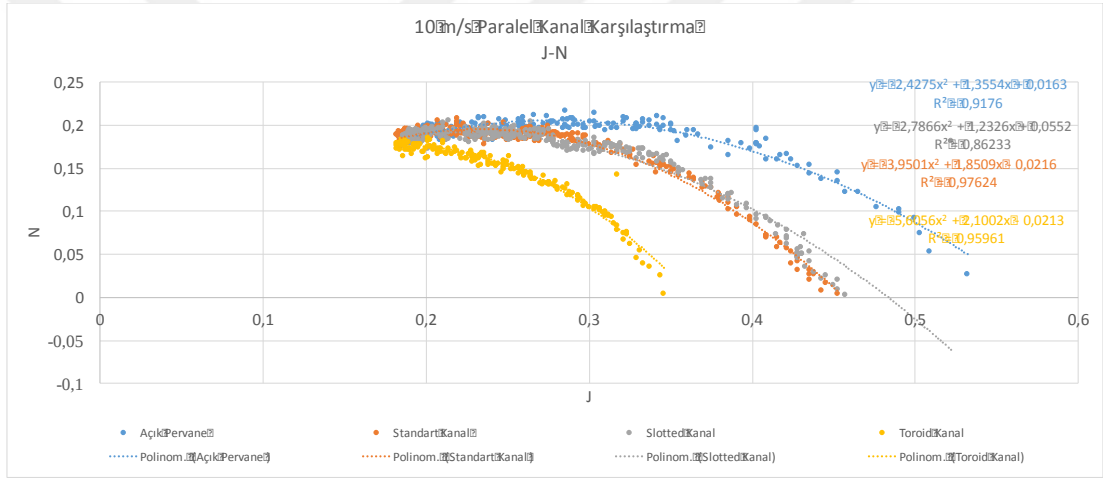


Şekil 4.25: 15 m/s paralel akış altında devir-itki ilişkisi

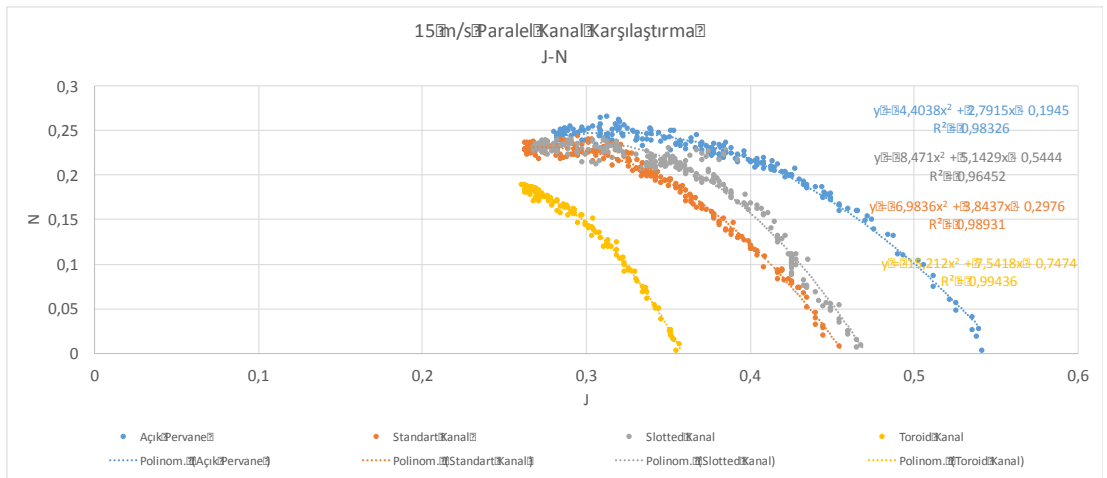
Bununla birlikte devir - akış hızı karşılaştırmasında ise benzer sonuçlar ortaya çıkmış ancak bu sefer kanallardan dolayı oluşan sürüklenme kuvvetinin etkisi açık pervanenin maruz kaldığı akış etkisinden çok daha yüksek olması nedeniyle itki seviyelerinden hızlı bir düşüş gözlemlenmiştir. Bu düşüşü yine kesit alanı nedeniyle toroid kanal en yoğun şekilde yaşamıştır. Slot kanal yapısı ile standart kanal ise çok yakın itki performansı göstermiştir.



Şekil 4.26: 5 m/s paralel akış altında J- η ilişkisi

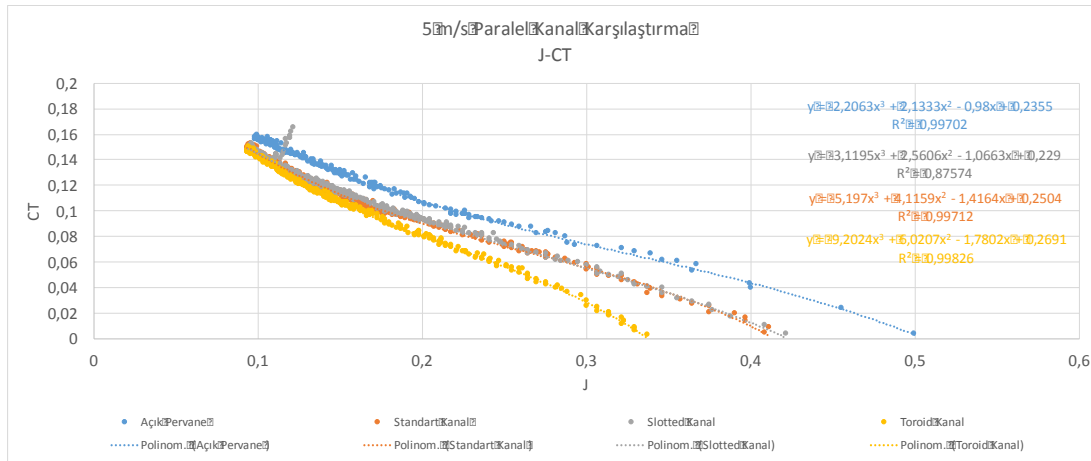


Şekil 4.27: 10 m/s paralel akış altında J- η ilişkisi

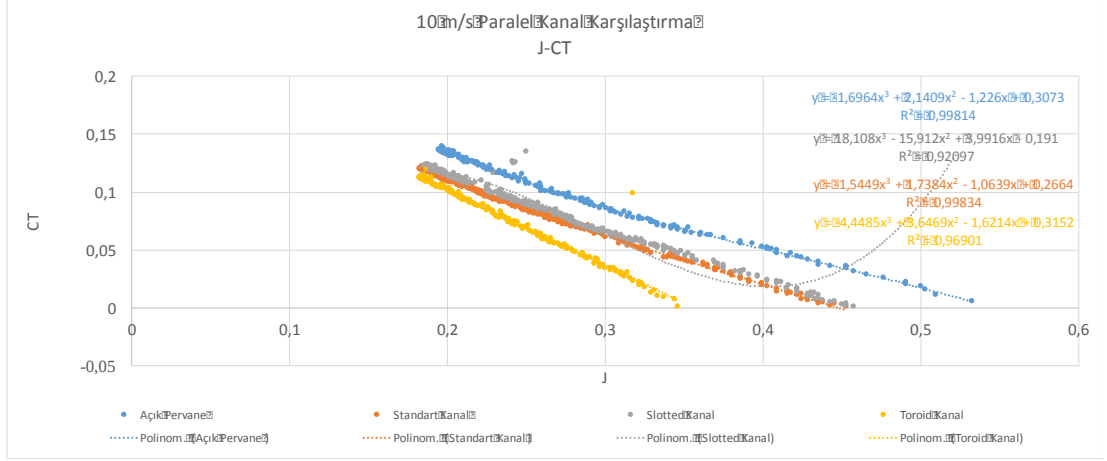


Şekil 4.28: 15 m/s akış altında J- η ilişkisi

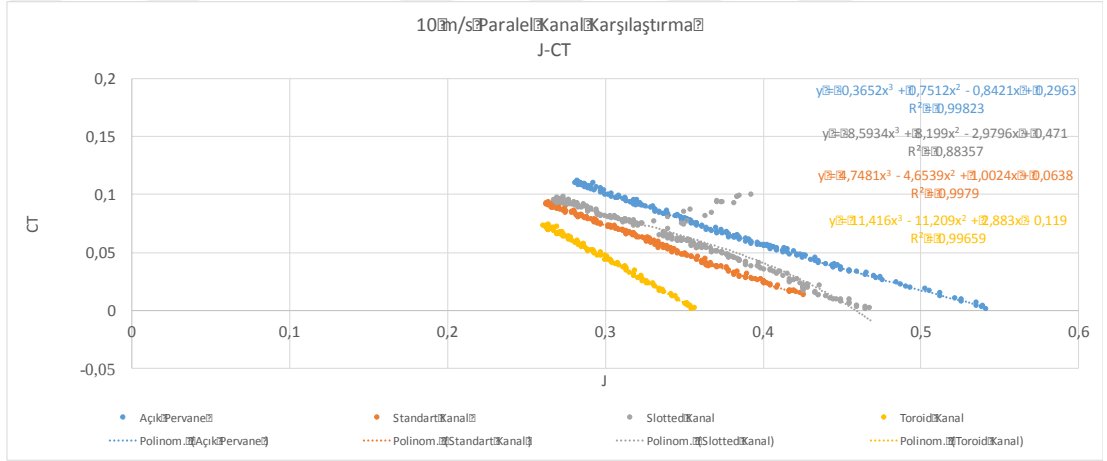
Yapılan karşılaştırmalar ham veri ile birlikte kanal performanslarının daha daha doğru incelenebilmesi için akış içerisinde ilerleme oranı (J) ile verimlerinin de karşılaştırılması Şekil 5.26, Şekil 5.27, ve Şekil 5.28’de yapılmıştır. 5m/s hız altında açık pervane yüksek ilerleme oranına kadar etkili kaldığını en hızlı verim kaybeden tasarımın ise toroid kanal olduğunu görülmektedir. Bununla birlikte düşük ilerleme oranı değerlerinde açık pervane en düşük verime sahip olarak karşımıza çıkmaktadır. En yüksek verimi ise toroid kanal yapısı sağlamaktadır. Bu aşamada slot kanal yapısı beklendiği gibi standart kanal yapısına benzer özellikte performans sergilemiştir. Hız artmaya başlayıp 10m/s hıza gelindiğinde ise kanal ve açık pervane farkı daha da belirginleşmeye başlayarak toroid kanal yapısı hızla verim kaybetmekte; yine en geniş aralığı ise açık pervane korumaktadır. Paralel akışta daha düşük performans gösterebileceği düşünülen slot kanal yapısı ise standart kanal yapısına çok yakın bir performans göstermiş, hatta $J=0,3$ ile $J=0,45$ arasında çok düşük oranda da olsa standart kanal yapısından daha verimli olduğu gözlemlenmiştir. Hızın 15 m/s seviyelerine gelmesi ile tüm kanal ve açık pervane performansı tamamen ayrılmıştır. Açık pervane yine en geniş aralığa sahip olarak öne çıkmış toroid kanal yapısı diğer tüm itki konfigürasyonlarından ayrılarak önemli derecede verim kaybetmeye başlamıştır. Slot kanallı fan yapısının ise önemli bir ayrıntıya sahip olarak paralel akışta dahi bazı noktalarda performansı standart kanal yapısına göre %26’ya kadar daha verimli olabildiği gözlemlenmiştir.



Şekil 4.29: 5 m/s akış altında J-CT ilişkisi

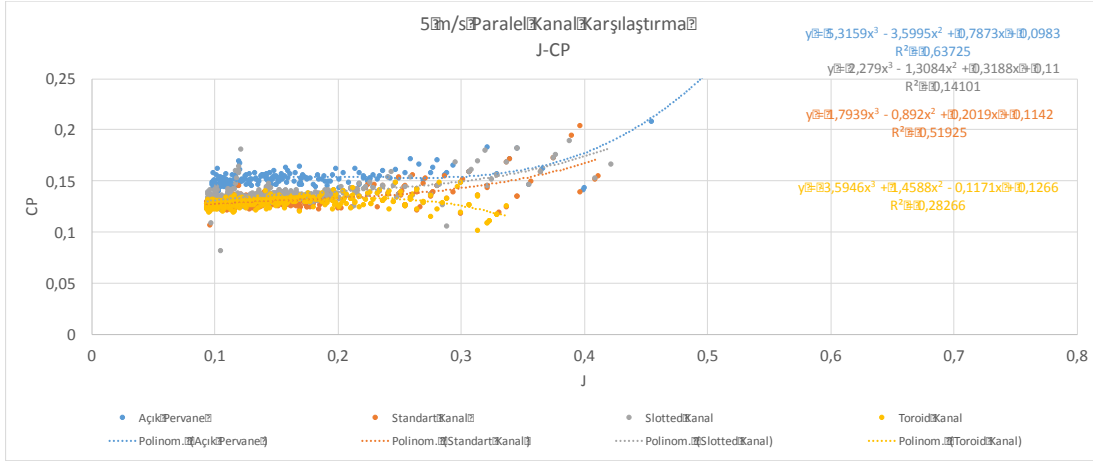


Şekil 4.30: 10m/s akış altında J-CT ilişkisi

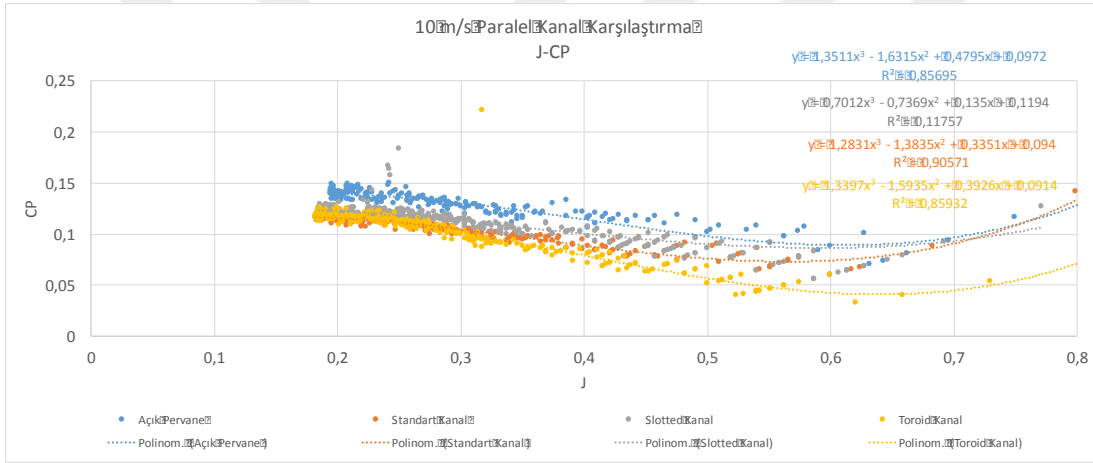


Şekil 4.31: 15m/s akış altında J-CT ilişkisi

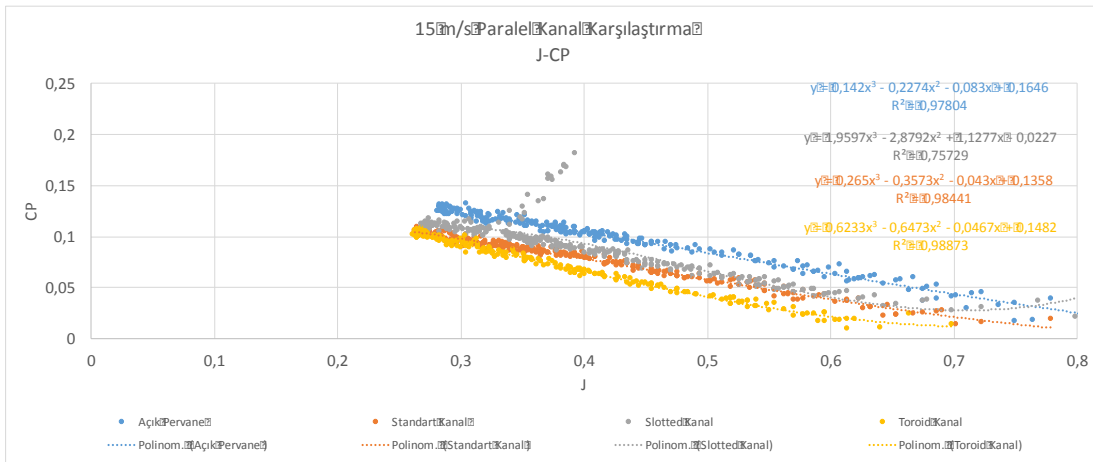
Advance ratio ve itki katsayısı üzerinden yapılan hesaplama ve görselleştirmelerde kanal verimlerinin akış hızlarına göre net bir şekilde ayrılmaya başladıkları Şekil 4.29, Şekil 4.30 ve Şekil 4.31’de görülmektedir. Açık pervane sistemi en geniş J aralığına sahipken ve C_T olarak da en yüksek değerlere ulaşırken toroid kanal yapısının hızla verim kaybettiği açık şekilde görülmektedir. Slot kanal ve standart kanal arasındaki fark ise beklenmedik bir şekilde olumlu olarak karşımıza çıkmaktadır. Slot kanal yapısı 15 m/s paralel akış altında normal kanal yapısından %4’e kadar daha yüksek C_T ’ye sahip olduğu gözlemlenmektedir. Bununla birlikte slot kanal yapısından $J=0,3$ ve $J=0,4$ aralığında itki katsayısında beklenmedik yükselmeler yapılan tekrarlı deneylerde de gözlemlenmiştir.



Şekil 4.32: 5m/s akış altında J-C_P ilişkisi



Şekil 4.33: 10m/s akış altında J-C_P ilişkisi

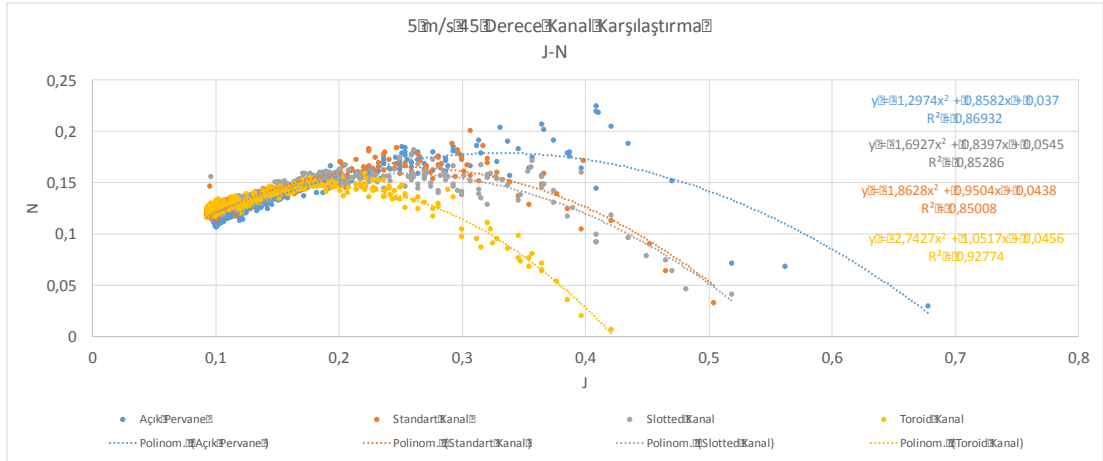


Şekil 4.34: 15m/s akış altında J-C_P ilişkisi

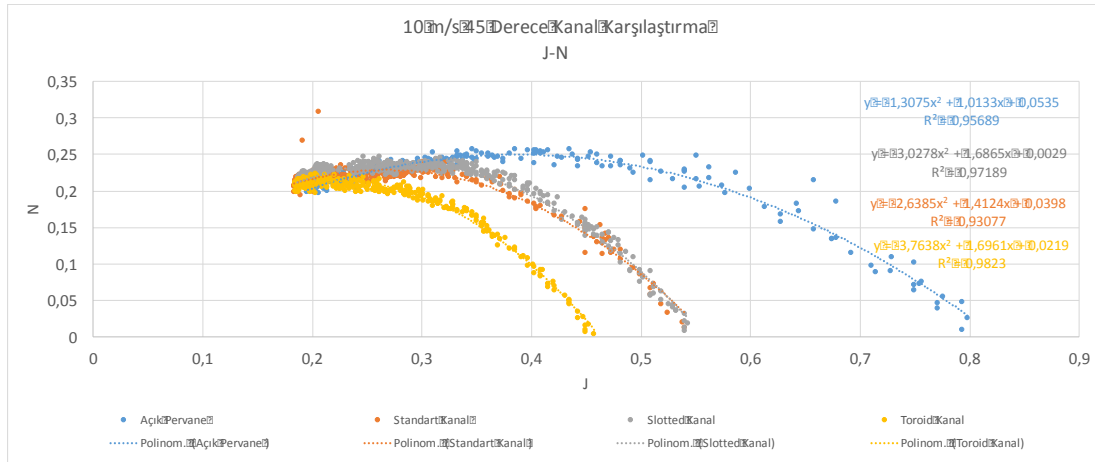
İlerleme oranı ve güç katsayısı üzerine yapılan deney çalışmalarında ise ileri akış hızının artması ile birlikte kanal yapıları ve açık pervane sisteminin performansı ayırt edici hale gelmeye başlamıştır. En yüksek C_P değerine açık pervane sistemi ulaşırken en düşük C_P değerine ise toroid kanal yapısı ulaşmaktadır. Öte yandan slot kanal yapısında C_T özelinde karşılaştığımız yükselme burada da kendisini C_P üzerinde göstermektedir. Aynı şekilde tekrarlı deneylerde $J=0,3$ ve $J=0,4$ aralığında C_P üzerinde de ani yükselmeler burada da gözlemlenmektedir. Bu değerlendirmeler sonucunda slot kanal yapısının paralel akış performansı olarak standart kanal yapısından net bir şekilde ayrıştığı görülmektedir.

4.2.3 Kanal etkisinin 45 derece çapraz akış altında incelenmesi

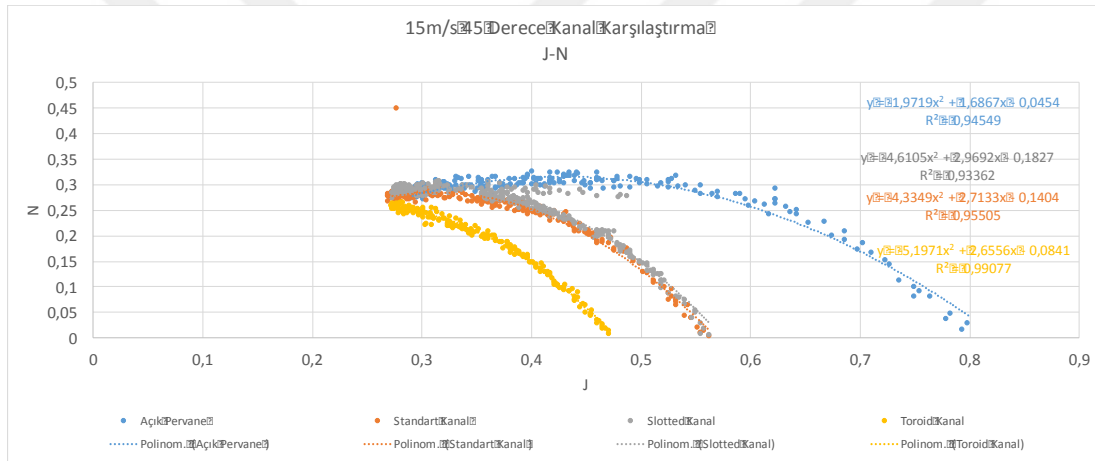
NACA 4312 standart kanal tasarımı ve açık pervane performansı kanalın çapraz akış içerisinde kaybettiği performansın belirlenmesi amacıyla referans noktaları olarak kabul edilmiştir. Kanal ile birlikte rüzgar tüneli içerisinde 45 derece açıda 5,10,15 m/s hız rejimlerinde tüm itki seviyeleri gözetilerek test yapılmış ve kanal tasarımlarının bu rejimlerde açık pervaneye göre ne durumda performans verdikleri gözlemlenmeye çalışılmıştır.



Şekil 4.35: 5m/s 45 derece çapraz akış altında J-η ilişkisi

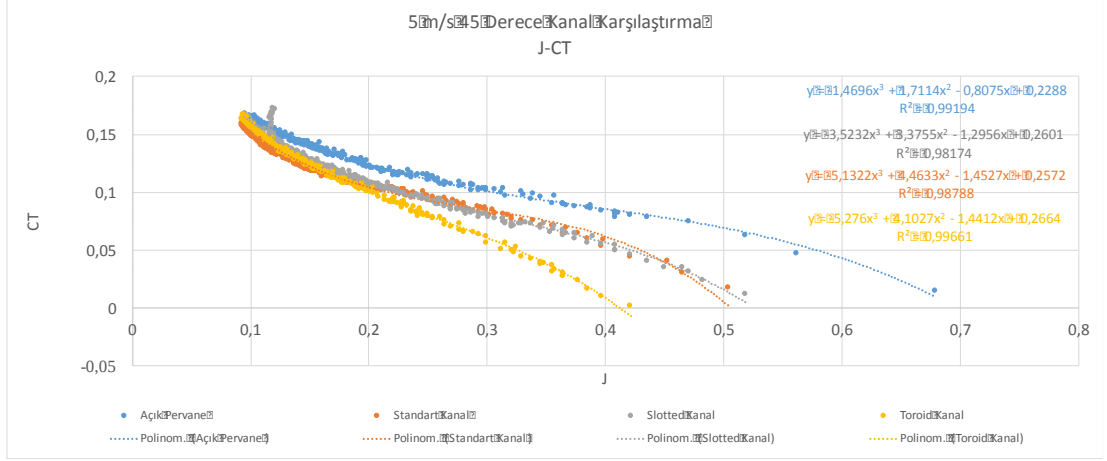


Şekil 4.36: 10m/s 45 derece çapraz akış altında J-η ilişkisi

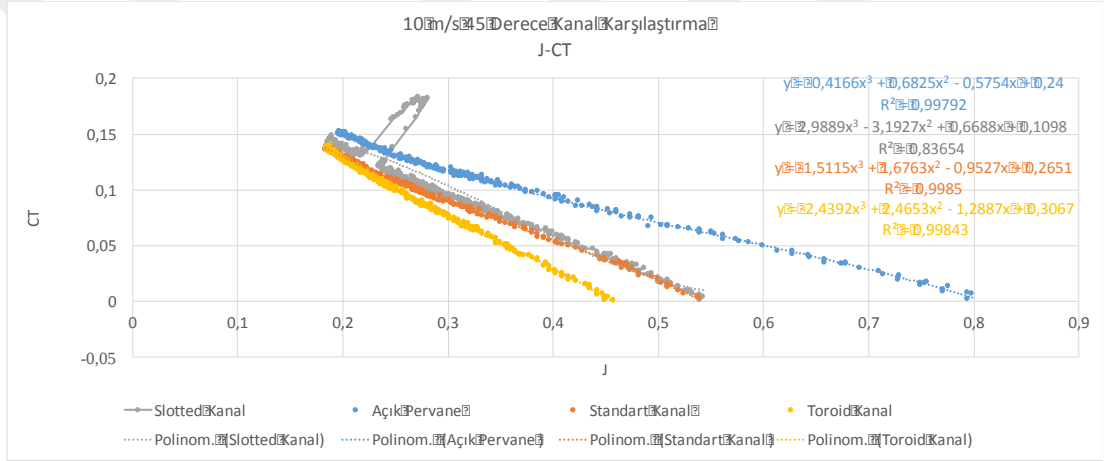


Şekil 4.37: 15m/s 45 derece çapraz akış altında J-η ilişkisi

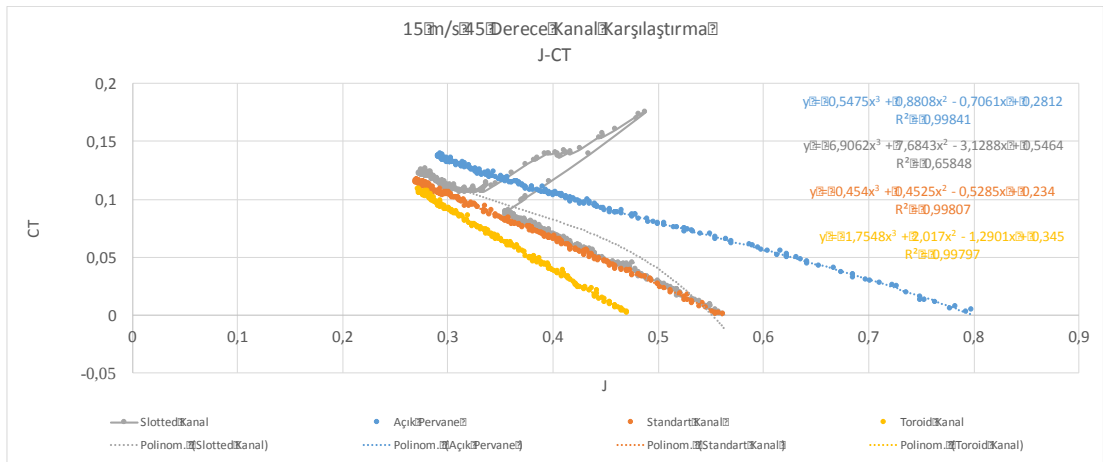
45 derece yeleşimde advance rationun düşük olduğu özellikle 5 m/s gibi düşük hızlarda en iyi yapışmayı beklendiği gibi toroid kanal yaptığı için en yüksek verim $J=0,1$ ile $J=0,2$ arasında toroid kanal üzerinde olduğu en düşük verimin ise açık pervane sisteminde olduğu gözlemlenmektedir. Advance ratio oranı arttıkça toroid kanal hızla verim kaybetmekte, açık pervane sistemi ise en geniş aralıkta en yüksek verimi sunmaktadır. Standart kanal ve slot kanal yapısı ise benzer verim değerleri gösterirken beklenildiği gibi slot kanal yapısı çok küçük oranlarda da olsa standart kanal yapısından daha yüksek performans göstermiştir.



Şekil 4.38: 5m/s 45 derece çapraz akış altında J-CT ilişkisi

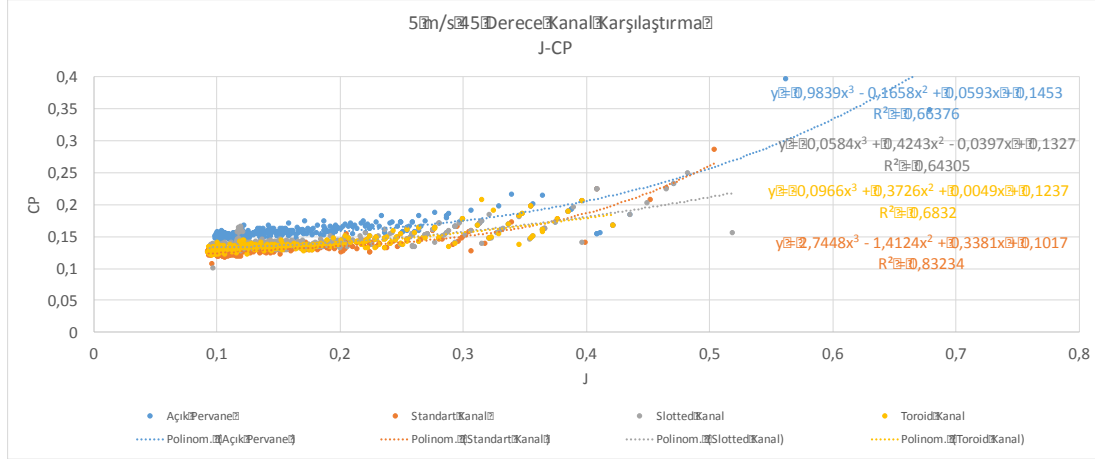


Şekil 4.39: 10m/s 45 derece çapraz akış altında J-CT ilişkisi

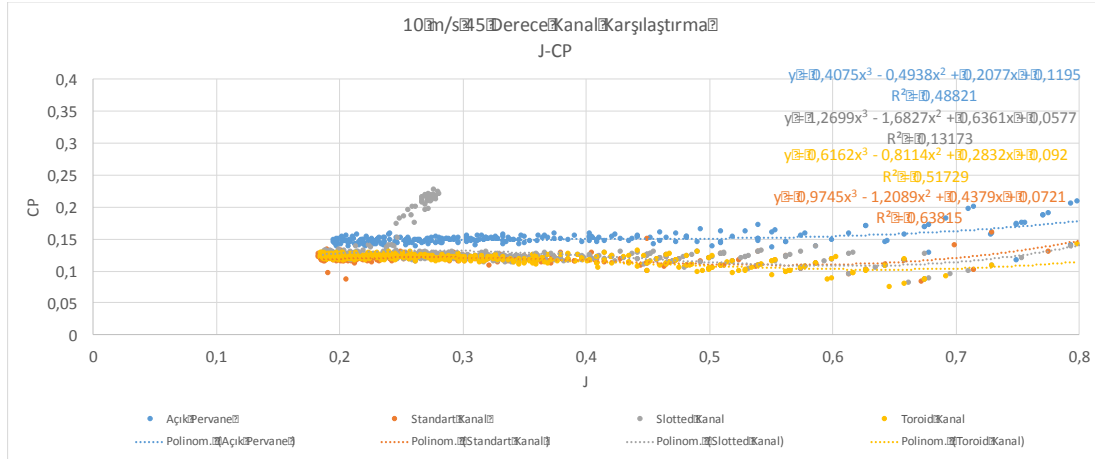


Şekil 4.40: 15m/s 45 derece çapraz akış altında J-CT ilişkisi

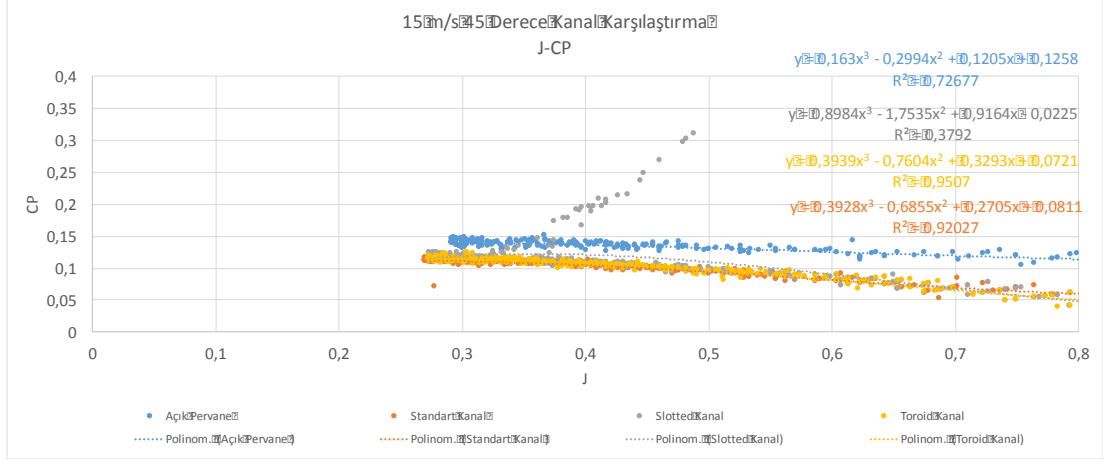
J-C_T ilişkisi incelendiğinde açık pervanenin itki katsayısının kanal yapılarından önemli ölçüde ayrıştığı görülmektedir. Toroid kanal yapısının hızla kaybettiği verim burada hızlı C_T düşüşü olarak da karşımıza çıkmaktadır. Slot kanal yapısı ve standart kanal yapısı birlikte incelendiğinde ise slot kanal yapısının yükselen verimi burada C_T'nin artışı olarak karşımıza çıkmaktadır. Ek olarak slot kanal yapısında paralel akışta da karşılaşılan ani yükselmeler burada da kendisini göstermekte ve yer yer C_T'de 2 katına kadar artış gösterebilmektedir.



Şekil 4.41: 5m/s 45 derece çapraz akış altında J-C_p ilişkisi



Şekil 4.42: 10m/s 45 derece çapraz akış altında J-C_p ilişkisi

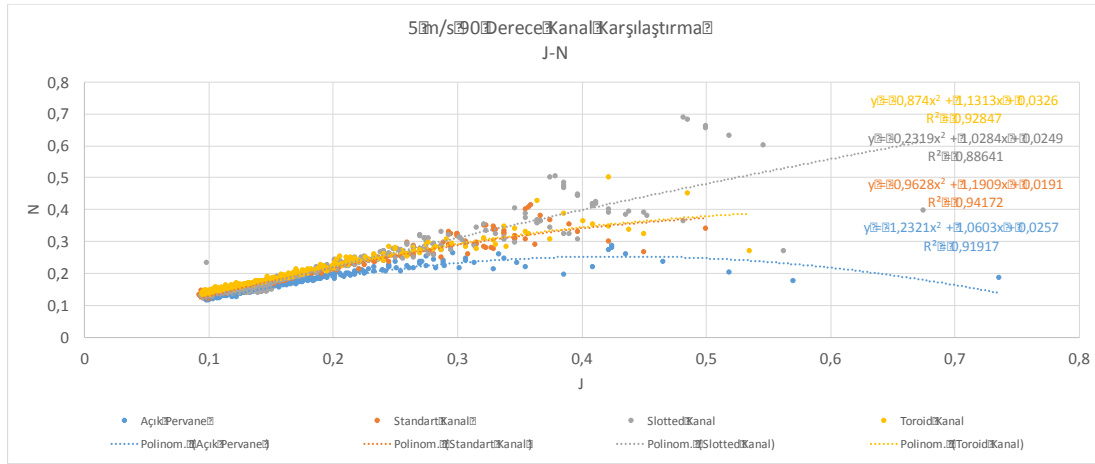


Şekil 4.43: 15 m/s akış altında J-C_P ilişkisi

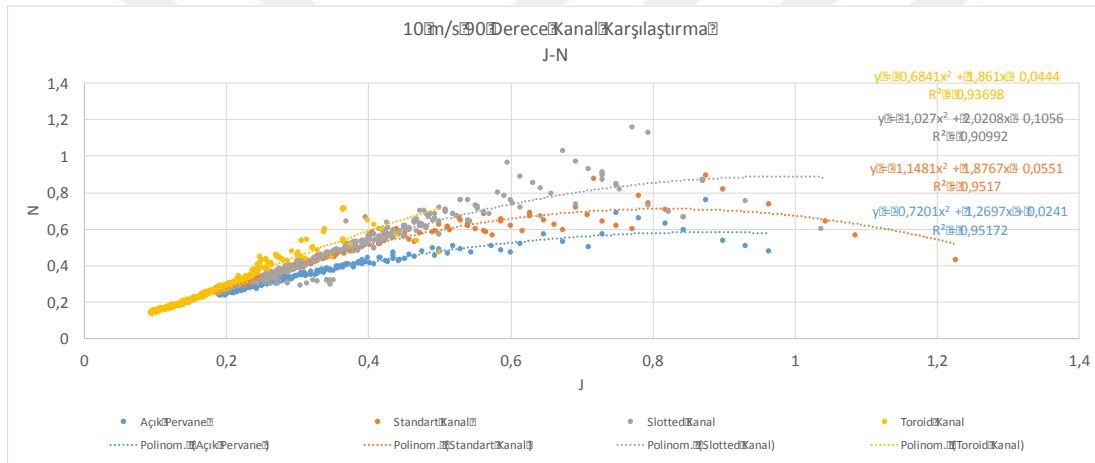
Advance ratio güç katsayısı değerlerine bakıldığından güç katsayısı genel olarak kanallar arasında oldukça benzer oranlarda gittiği ancak açık pervane güç katsayısının kanal yapılarına göre daha yüksek olduğu gözlemlenmektedir. Bu da aynı hızlarda daha yüksek güç tüketimi yaşandığını göstermektedir. Bununla birlikte slot kanal yapısında C_T'de yaşanan benzer durum yine burada da C_P üzerinden kendisini göstermiş ve belirli aralıklarda C_P'nin 2 katına kadar çıkan ani yükselmeler meydana gelmiştir.

4.2.4 Kanal etkisinin 90 derece çapraz akış altında incelenmesi

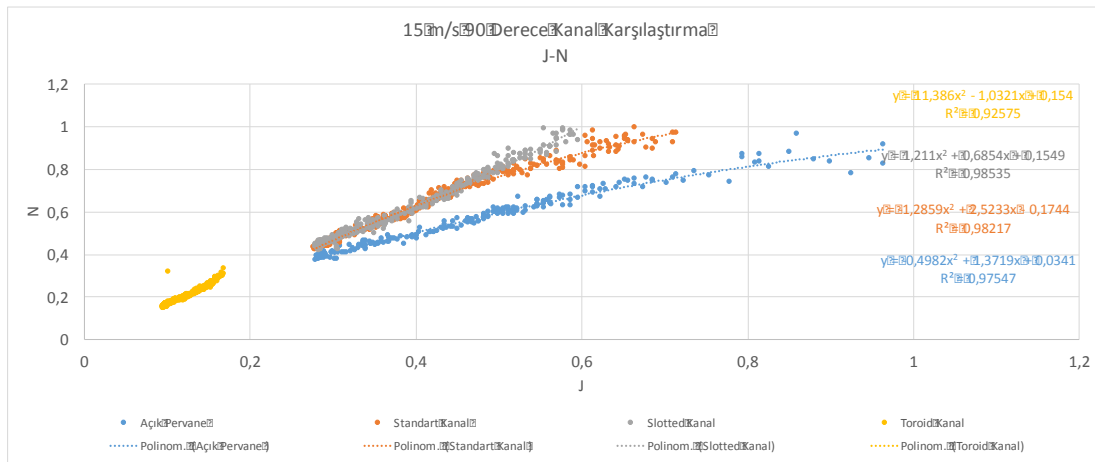
90 derece çapraz akış özellikle MAV gibi sistemlerin sürekli maruz kaldıkları akış türü olması nedeniyle çapraz akış performansının önemli olduğu noktalardan biridir. Kanal yapıları askı uçuşunda ya da paralel uçuşta belirli bir rejimde etkin verim artışı sağlarken 90 derece çapraz akışta meydana gelen akış kopmaları ve basınç değişimleri nedeniyle istenilen performansı yakalamak oldukça zor hale gelmiştir.



Şekil 4.44: 5m/s 90 derece çapraz akış altında J-η ilişkisi

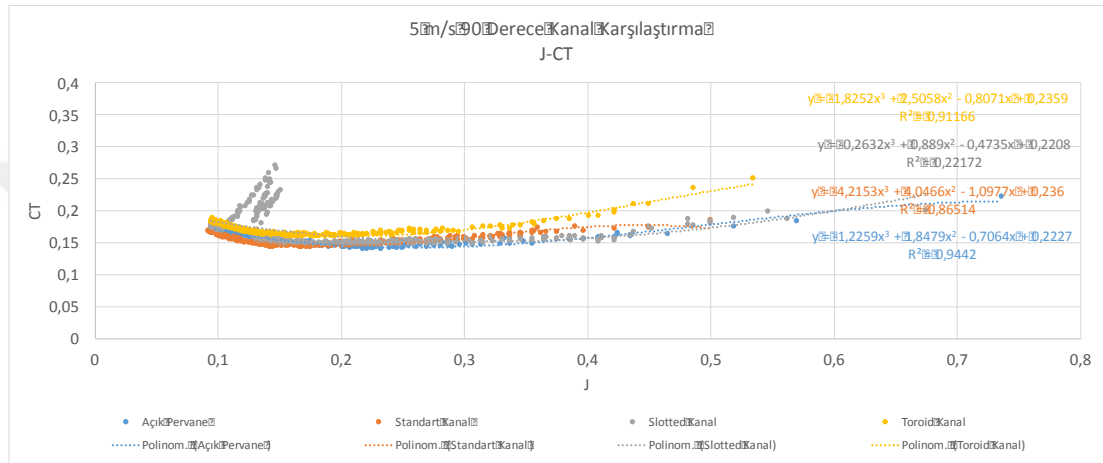


Şekil 4.45: 10m/s 45 derece çapraz akış altında J-N ilişkisi

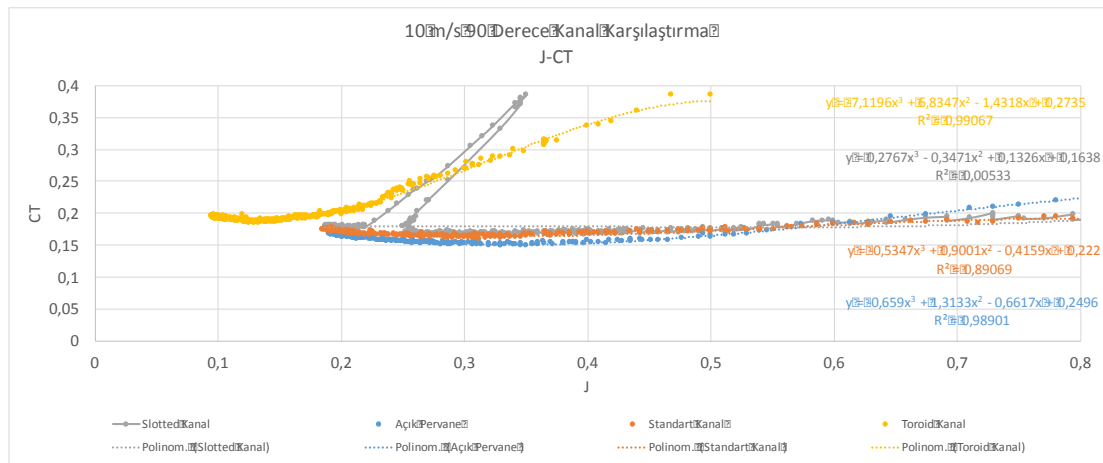


Şekil 4.46: 15m/s 90 derece çapraz akış altında J-N ilişkisi

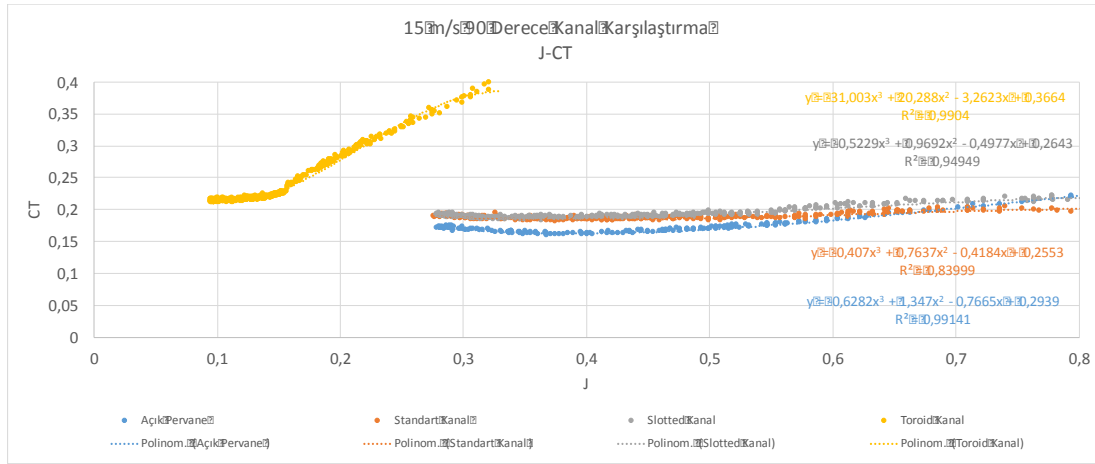
90 derece çapraz akış içeriisinde J-N ilişkisi incelendiği zaman kanal tasarımlarının genel olarak açık pervane veriminden daha yukarıda olduğu görülmektedir. Akış hızı artması ile birlikte toroid kanal yapısı sadece daha yüksek J değerlerinde etkili itki sağlayabilirken açık pervane, slot ve standart kanal tasarımlarının genel olarak verimi artmıştır. Slot ve standart kanal arasındaki ilişki incelendiğinde ise slot tasarımının her aşamada standart kanaldan daha verimli olduğu ve yüksek hızlarda bu verimin daha hızlı bir şekilde arttığı gözlemlenmektedir.



Şekil 4.47: 5m/s 90 derece çapraz akış altında J- C_T ilişkisi

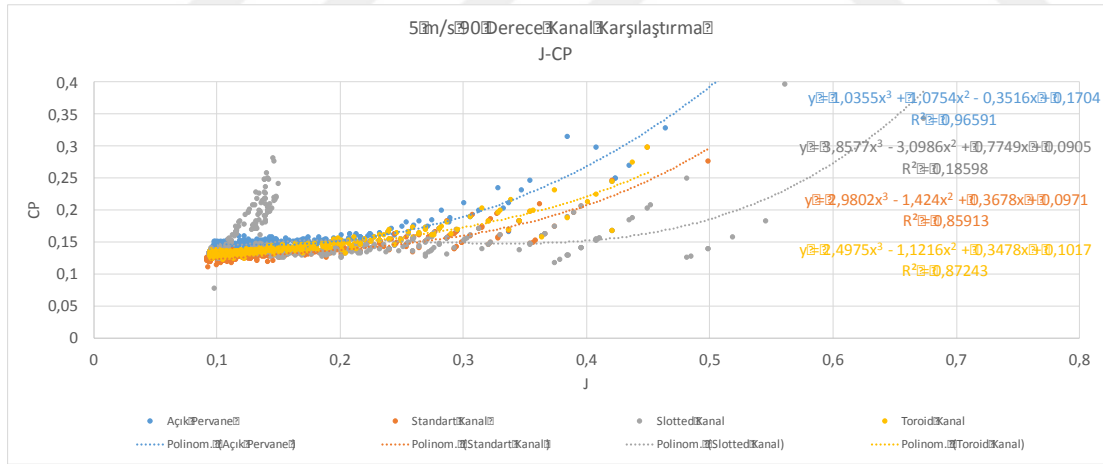


Şekil 4.48: 10m/s 90 derece çapraz akış altında J- C_T ilişkisi

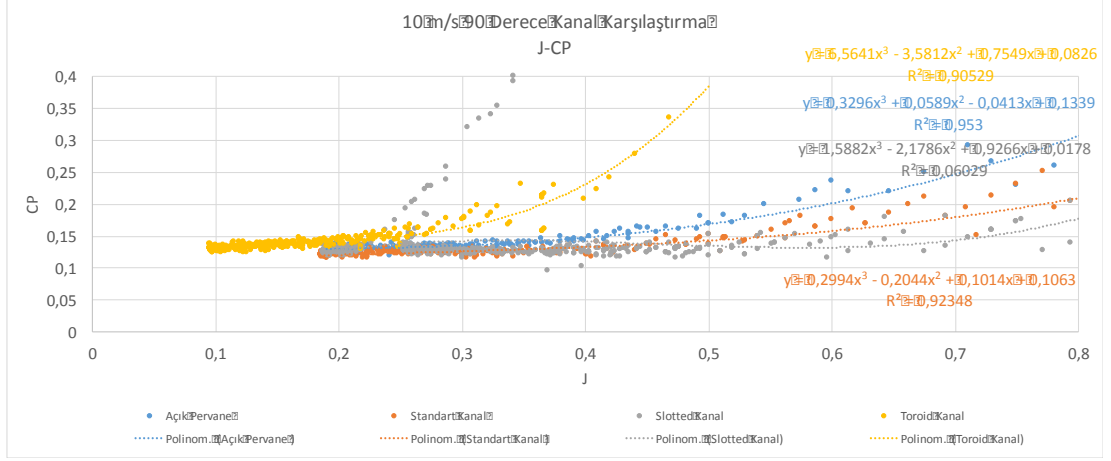


Şekil 4.49: 15m/s 90 derece çapraz akış altında J-CT ilişkisi

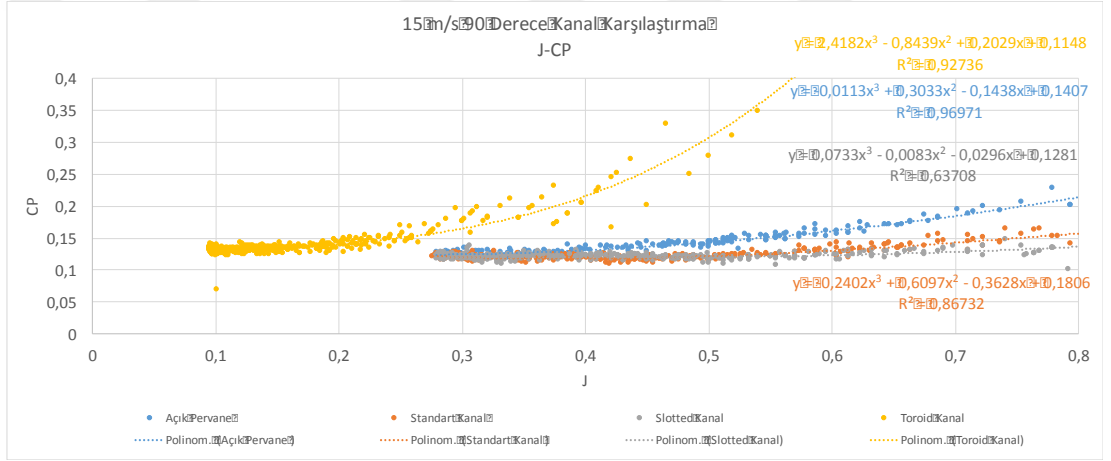
90 derece çapraz akış içerisinde J-CT incelemesi yapıldığında toroid kanalın en yüksek değerleri alarak önemli ölçüde ayrıştığı gözlemlenmektedir. Bunun nedeni büyük ölçüde toroid şeklinin üzerinde oluşan ve basınç alanından kaynaklandığı düşünülmektedir. Bununla birlikte açık pervane, slot ve standart kanal yapıları CT özelinde genel olarak yakın performans göstermiştir. Slot kanal ile ilgili olarak daha önceki deneylerde yaşanan ani yükselme bu deney setinde de 5 ve 10 m/s hızlarda kendisini göstermiştir.



Şekil 4.50: 5m/s 90 derece çapraz akış altında J-CP ilişkisi



Şekil 4.51: 10 m/s 90 derece çapraz akış altında J-C_P ilişkisi



Şekil 4.52: 15 m/s 90 derece çapraz akış altında J-C_P ilişkisi

Düşük hız ve J değerlerinde slot ve açık pervanenin C_P değeri en yüksek değerlere ulaşırken ilerleyen çalışmalarda ve hızlarda toroid kanalın C_P konusunda oldukça fark yarattığı gözlemlenmiştir. Bununla birlikte açık pervane, slot ve standart kanal tasarımları benzer performans göstermektedir. 5 m/s ve 10 m/s hızlarda slot kanal üzerinde oluşan akış nedeniyle bazı bölgelerde sıçrama yaşanmıştır.



5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Çalışma kapsamında paralel, 45 derece çapraz ve 90 derece çapraz akış altında farklı kanal geometrilerinin performansları incelenmiş ve olası bir insansız hava aracı için genel uçuş rejimi içerisinde en iyi performansı sağlayan sistem belirlenmeye çalışılmış ve rüzgar tüneline alınan veriler değerlendirilmiştir. Yapılan çalışmalar ile kayda değer ilişkiler gözlemlenmiş ve yorumlanmıştır.

5.1 Sonuçlar ve Değerlendirme

Çalışma kapsamında açık pervane, klasik kanal geometrisi, toroid kanal geometrisi çapraz akışlar altında ve ileri uçuş esnasında performansları incelenmiştir. Çalışmanın hedefi slot kanal yapısı ile ileri uçuşta standart kanal yapısı kadar az sürüklenme kuvveti oluşurken; çapraz akış altında da toroid kanala benzer şekilde akış kopmalarının en aza indirilmesidir. Bu şekilde hem VTOL hem de ileri uçuş için basit ama geçiş performansı yüksek hibrit bir tasarım elde etmek amaçlanmıştır. Bu amaçla slott kanal yapısı açık pervane, standart kanal ve toroid kanal 0, 45 ve 90 derecelik serbest akış altında 0, 5, 10, 15 m/s serbest akış hızlarında test edilmiştir.

Projeye özel olarak geliştirilen yarı otomatik şekilde veri alımı yapılmasına imkan veren bir itki test standı ile alınan veriler ayıklanarak anlamlandırılmıştır. Bu esnada ortaya çıkan ilk sonuç açık pervane üzerine olmuştur. Açık pervane sistemlerinin serbest akış hızına 0 derecelik konumlandırılması durumunda, serbest akım hızının artması ile birlikte itki seviyesi düşmekte; akışın çapraz akışa dönüşmesi durumunda ise itki seviyesi yine azalmakta ancak tam 90 derece açıda itki seviyesi ileri uçuş hızı ile birlikte artmaktadır. Burada akışın pal üzerindeki etkisinin vektörel olarak incelendiğinde daha etkili olduğu gözlemlenmiştir.

Kanal geometrilerinde ise NACA 4312 temelli bir kanat profilinin 0° hücum açısı ile geliştirilen bir standart kanal yapısı, aynı kanal üzerinden çalışma kapsamında modifiye edilmiş bir slot yapıları kanal son olarak da kopmayı en düşük şekilde gösteren toroid kanal yapısı üzerine yapılmıştır.

NACA 4312 standart kanal tasarımı beklenildiği üzere statik itkide ve 5 m/s gibi düşük hızlarda etkili bir şekilde kanal performansını göstermiş ve çok daha düşük güç tüketimlerinde çok daha yüksek itki verebilmiştir. Öte yandan çapraz akış içerisinde ise en çok performans kaybı yaşayan sistem olmuştur.

Toroid kanal yapısı NACA 4312 kanal yapısının modifiye edilerek hücum kenarının standart kanat profiline oranla yaklaşık 20 kat büyütülmüş bir hücum kenarı çapı ile yüksek çapraz akışlarda dahi en az kopma ve performans kaybına neden olmuştur. Toroid kanal yapısının en büyük problemi ise akış içerisindeki kesit alanının standart 4312 kanal yapısına göre 8 kata kadar daha fazla olması nedeniyle ileri akış hızı ile birlikte sürüklemenin de önemli ölçüde artması ve hızla performans kaybı yaşanmasına neden olmuştur.

Slot tasarımı modifiyeli NACA 4312 kanal sistemlerinde amaç ileri uçuş esnasında en sürüklemeyi yaratırken VTOL operasyonlar çerçevesinde çapraz akış altında performansı iyileştirmek ve en iyi durumda bir toroid duct performansına çekebilmektedir. Eksenel slot tasarımlı kanal yapısı beklendiği gibi paralel akışta en az performans kaybı yaratarak çapraz akış performansının iyileştirilmesi amaçlanırken paralel akışta da belli ölçüde performansı iyileştirmiş, çapraz akış performansı olarak da standart kanal yapısından her zaman 1 adım önde olmuştur. Beklentileri büyük ölçüde karşılaması nedeniyle slot tasarımlı kanal sistemi gelecek vadede bir tasarım olduğunu göstermiştir.

5.2 Kullanım Alanları

Kanal geometrilerindeki çapraz akış üzerine yapılan çalışma sonucunda ortaya çıkan tasarım, yolcu uçakları da dahil olmak üzere kanal içi fan tasarımı kullanan bütün hava araçlarında kullanılabilir bir tasarımdır. Slot tasarımlı kanal yapısı öncelikle yoğunlukla çapraz akışa maruz kalan MAV sistemlerinden başlanarak gidilse de ileride insanlı uçuşlarda da kullanılabilecek elektrikli turbofan sistemlerinde de etkili olarak kullanılabilecektir.

Slot kanal tasarımı mekanik parça içermemesi nedeniyle basit ve performans iyileştirici bir tasarımdır. Katkılı imalat metodlarının ve esnek malzemelerinin iyileşmesi ile birlikte esneyerek açılan yapılar da geliştirilebilir.

5.3 İleri Çalışmalar

Özellikle slot kanal yapısının ani yükselme yarattığı bölgeler yeniden incelenmelidir. Tekrarlı deneylerde de aynı şekilde yaşanan sıçramalar ve benzer veri sıçramalarının diğer kanal tasarımlarında görünmemesi slot kanal yapısına özel bir akış modeli olabileceği ve burada %100'e kadar olan artışların nedeni detaylı bir şekilde incelenebilir.

Kanal içi deneylerde deney alanı nedeniyle test düzeneği 5 inch pervane boyutlarında yapılmıştır. İlerleyen çalışmalarda boyut ve viskoz etkilerin de sürece etkisini görmek adına daha geniş çaplı sistemler üzerinde de çalışmalar yapılabilir.

Deney esnasında iplikçikler ile akış görüntüleme yapılmış ancak iplikçiklerin sadece yüzeye yakın alandaki akışı görüntüleyebilmesi nedeniyle hücum kenarı arkası akış kopmaları duman gibi çok daha etkili görüntüleme yöntemleri ile akış kopması ve türbülansın boyutu gözlemlenebilir.

Slot kanal grafiklerinde C_T ve C_P 'de görülen hızlı artışlar ile ilgili kısım aeroelastik bir durumdan ya da sistemin doğal frekansından kaynaklanıyor olabilir. Bu tür olasılıkların da üzerine çalışılması gerekmektedir. Bu rejimde gerçekleştirilen çalışma hızlanma, yavaşlama ve zamana bağlı olarak sistem performansındaki değişimler olarak incelenmelidir. Bu şekilde burada yaşanan ani artışın neden kaynaklandığı ve sistem üzerinde etkin olarak kullanabilecek alanları net bir şekilde belirlenebilecektir.

Ayrıca deney sistemlerinde olabilecek hataları en aza indirmek için konu ile ilgili CFD çalışmaları da araştırma süreçlerine dahil edilebilir. Bu şekilde zaman maliyeti de düşürülebilecektir.



KAYNAKLAR

- [1] **Url-1**, <<http://www.vidaerospace.com/technology/ducted-fans/>>, alındığı tarih: 20.10.2018
- [2] **Url-2**, <<https://vertipedia.vtol.org/vstol/VSTOLWheel/BellX-22A.html>>, alındığı tarih: 20.10.2018
- [3] **Url-3**, <<https://www.hiller.org/event/flying-platform/>>, alındığı tarih: 20.10.2018
- [4] **Url-4**, <<https://lilium.com>>, alındığı tarih: 20.10.2018
- [5] **Kahyaoglu G., (2005).** Dikine Kalkış ve İniş Yapabilen Bir İnsansız Hava Aracına Yönelik Ön Tasarım Çalışması, UUBF Bitirme Çalışması, İTÜ.]
- [6] **Çoban M., (2006).** Dikine İniş Kalkış Yapabilen Kanal İçi Pervane Sistemli Bir İnsansız Hava Aracı İçin Pervane, Kanal ve Rüzgar Tüneli Modeli Tasarımı ve Üretimi, UUBF Bitirme Çalışması, İTÜ.
- [7] **Url-5**, <<http://www.boeing.com/features/2013/09/bds-phantom-swift-09-11-13.page>>, alındığı tarih: 20.10.2018
- [8] **Url-6**, <<http://aviationweek.com/blog/econcept-eadss-hybrid-electric-airliner>>, alındığı tarih: 20.10.2018
- [9] **Url-7**, <<http://www.airbus.com/newsroom/topics-in-focus/electrification.html>>, alındığı tarih: 20.10.2018
- [10] **Url-8**, <<https://www.rolls-royce.com/media/press-releases/yr-2013/18062013-works-with-eads.aspx>] >, alındığı tarih: 20.10.2018
- [11] **Hovey, R. W. (1982),** “Ducted Fans for Light Aircraft: Analysis, Design, and Construction”
- [12] **Leishman, G. J. (2006),** “Principles of Helicopter Aerodynamics,” Cambridge University Press, NY, New York,
- [13] **Pereira, J. L. ve Chopra, I. (2009).** Hover Tests of Micro Aerial Vehicle-Scale Shrouded Rotors, Part I: Performance Characteristics”, Journal of American Helicopter Society, Vol. 54, Number 1, pp. 12001-1-12001-28.
- [14] **Pereira, J. L. ve Chopra, I. (2009).** Hover Tests of Micro Aerial Vehicle-Scale Shrouded Rotors, Part II: Flow Field Measurements, Journal of American Helicopter Society, Vol. 54, Number 1, pp. 12002-1-12002-26.
- [15] **Url-9**, <<https://www.rolls-royce.com>>, alındığı tarih: 20.10.2018
- [16] **Url-10**, <<http://airbushelicoptersinc.com/products/H155-product.asp>>, alındığı tarih: 20.10.2018

- [17] **Url-11**, <<https://lockheedmartin.com/us/products/h-60-black-hawk-helicopter.html>>, alındığı tarih: 20.10.2018
- [18] **Myers, L. M. (2009)**. Aerodynamic Experiments on a Ducted Fan in Hover and Edgewise Flight, Yüksek Lisans Tezi, The Pennsylvania State University, Department of Aerospace Engineering.
- [19] **Camcı, C. ve Aktürk, A. (2010)**. Double Ducted Fan (DDF), Technical Description Report, The Pennsylvania State University, Department of Aerospace Engineering, Vertical lift Research Center of Excellence, Turbomachinery Laboratory, Pennsylvania
- [20] **McCormick B.W. (1999)**. Aerodynamics of V/STOL Flight, Dover Publications, NewYork.
- [21] **Koç, S.T. (2011)**. Bir İHA için Tasarlanmış Kanal İçerisinde Pervanenin Performansının Deneysel İncelenmesi, Yüksek Lisans Tezi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İTÜ
- [22] **Yılmaz, S. (2014)**. Kanal ile Çevrelenmiş Pervanede Kanal Profili ve Diğer Geometrik Parametrelerin Verime Etkisi, Yüksek Lisans Tezi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İTÜ
- [23] **Türkmen. S., K., Erdem. D., Kavsaoglu. M., g. (2011)**. Bir İHA için Tasarlanmış Kanal İçerisinde Pervanenin Performansının Deneysel İncelenmesi. Yüksek Lisans Tezi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İTÜ.
- [24] **Akturk, A., Shavalikul, A., Camcı, C. (2009)**. PIV Measurements and Computational Study of a 5-Inch Ducted Fan for V/STOL UAV Applications, 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Orlando, Florida, 5-8 Ocak.
- [25] **Graf, W.E. (2005)**. Effects of Duct Lip Shaping and Various Control Devices on the Hover and Forward Flight Performance of Ducted Fan UAVs, Yüksek Lisans Tezi, Aerospace Engineering, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, Virginia.
- [26] **Url-12**, <https://www.nas.nasa.gov/SC15/assets/images/content/3_Housman_J_vortMag_SC15_big.jpg>, alındığı tarih: 20.10.2018
- [27] **G.-C. Zha and D. C. (2006)**. Paxton, “A Novel Flow Control Method for Airfoil Performance Enhancement Using Co-Flow Jet.” Applications of Circulation Control Technologies, Chapter 10, p. 293-314, Vol. 214, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA Book Series, Editors: Joslin, R. D. and Jones, G.S., .
- [28] **Weick, F. E., Shortal, J. A., (1932)**. The Effect of Multiple Fixed Slots and a Trailing-Edge Flap on the Lift and Drag of a Clark Y Airfoil, Report No. 427, NACA
- [29] **Granizo, F. (2016)**. Effect of Slot Span on Wing Performance, Yüksek Lisans Tezi, Embry-Riddle Aeronautical University
- [30] **Weick, F. E., Wenzinger, C. J., (1931)**. The Characteristics of a Clark-Y Wing Model Equipped with Several Forms of Low-Drag Fixed Slots, Report No 407, NACA
- [31] **Url-13**, <<http://store-en.tmotor.com>>, alındığı tarih: 20.10.2018

ÖZGEÇMİŞ



Ad-Soyad : Yücel Orkut Aktaş
Doğum Tarihi ve Yeri : 28 Mayıs 1989 / ALTINDAĞ
E-posta : orktaktas@gmail.com

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2013, İTÜ, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

- 2009 yılında Baykar Makina’da, 2010 yılında Yonca-Onuk’da, 2011 yılında TAI’de insansız hava araçları, kompozitler ve üretim yönetimi üzerine staj yaptı.
- 2009 yılında Türkiye’nin ilk Savunma Teknolojileri Kulübü’nün kurulmasında çalıştı ve 3 yıl yönetiminde yer aldı ve SSM gibi kurum ve kuruluşlar ile ortak çalışmalar yaptı.
- 2011 yılında Eurofighter Consortium daveti ile İngiltere’de düzenlenen International Aerospace Summer School programına Türkiye’den davet alan 2 kişiden biri oldu.
- 2009-2010 yılında ABD’de düzenlenen Design/Built/Fly yarışmalarına Yapısal Tasarımdan Sorumlu Grup Lideri ve Teknik Kurucu rollerinde katılım gösterdi ve çeşitli ödüller aldı.
- 2012-2014 yılları arasında TC. Bilim Sanayi ve Teknoloji Bakanlığı’na desteklenen ve İTÜ-HAVELSAN ortaklığında yapılan SANTEZ projesi kapsamında İHA Tasarım ve Performans’tan sorumlu Araştırmacı olarak görev aldı.
- 2014 yılında Savunma ve Havacılık Kümelenmesi kuruluşunda Savunma ve Havacılık Uzmanı olarak Sabancı Üniversitesi’nde çalışmıştır.
- 2017 yılında Teknokent tarafından desteklenerek Silikon Vadisi’nde 3 haftalık bir programa burslu olarak gönderildi.
- 2010 yılında İHA’lar üzerine ilk girişimcilik çalışmasını yaptı 2014 yılında sırasıyla Sanayi Bakanlığı ve Tübitak TEYDEB tarafından destelenerek Maxwell

Innovations'ı kurdu ve burada zorlu koşullarda çalışabilen İHA sistemleri üzerine çalışmalar yürütmekte.

DOKTORA TEZİNDEN TÜRETİLEN YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

DİĞER YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- **Aktas Y. O., Şahin U.** 2011. Üniversite Sanayi İşbirliğinden Yeni Bir Model Olarak Havacılık Yaz Okulu. UHUK 2012 Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, 10 Mayıs 2011, Eskişehir.
- **Ozdemir, U., Aktaş Y. A., Vuruskan, A., Dereli Y., Tarhan A. F., Demirbağ K., Erdem A., Duygu G. K., Ozkol İ., İnalhan G.,** 2013. Design of a Commercial Hybrid VTOL UAV System. *Journal of Intelligence and Robotics*, September 11, 2013, USA.
- **Aktas, Y. O., Ozdemir U., Dereli Y., Tarhan A. F., Cetin A., Vuruskan A., Yuksek B., Cengiz H., Basdemir S., Ucar M., Gencdav M., Yukselen A., Ozkol İ., Kaya M. O., Inalhan G.,** Rapid Prototyping of a Fixed-Wing VTOL UAV for Design Testing, *Journal of Intelligence and Robotics*, December 28, 2015, ABD.