



İSKENDERUN TEKNİK
ÜNİVERSİTESİ
MÜHENDİSLİK VE FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

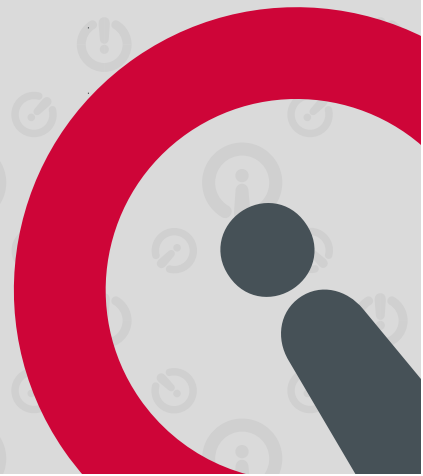
**YÜKSEK
LİSANS
TEZİ**

**EKSENEL GAZ TÜRBİNLERİNDE
KANAT PARAMETRELERİNİN
İNCELENMESİ**

Özkan KÖSE

**MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ
ANABİLİM DALI**

HAZİRAN 2018





**EKSENEL GAZ TÜRBİNLERİNDE KANAT PARAMETRELERİNİN
İNCELENMESİ**

Özkan KÖSE

**YÜKSEK LİSANS
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

**İSKENDERUN TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
MÜHENDİSLİK VE FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

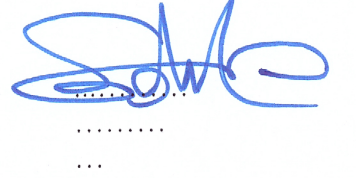
HAZİRAN 2018

ÖZKAN KÖSE tarafından hazırlanan “EKSENEL GAZ TÜRBİNLERİNDE KANAT PARAMETRELERİNİN İNCELENMESİ” adlı tez çalışması aşağıdaki jüri tarafından OY BİRLİĞİ ile İskenderun Teknik Üniversitesi MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ Anabilim Dalında YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak kabul edilmiştir.

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi N. Adil ÖZTÜRK

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, İskenderun Teknik Üniversitesi

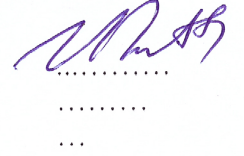
Bu tezin, kapsam ve kalite olarak Yüksek Lisans Tezi olduğunu onaylıyorum.



Başkan: Dr. Öğr. Üyesi H. Turan ARAT

Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı, İskenderun Teknik Üniversitesi

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak Yüksek Lisans Tezi olduğunu onaylıyorum.



Üye: Dr. Öğr. Üyesi Gökhan TÜCCAR

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, Adana Bilim ve Teknoloji Üniversitesi

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak Yüksek Lisans Tezi olduğunu onaylıyorum.

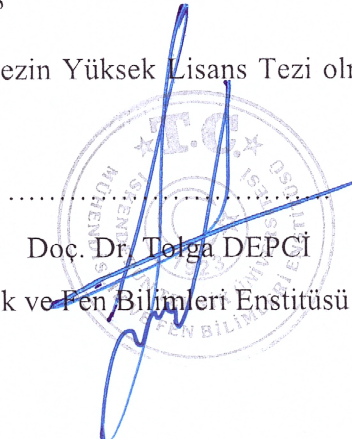


Tez Savunma Tarihi: 05/06/2018

Jüri tarafından kabul edilen bu tezin Yüksek Lisans Tezi olması için gerekli şartları yerine getirdiğini onaylıyorum.

Doç. Dr. Tolga DEPCI

Mühendislik ve Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü V.

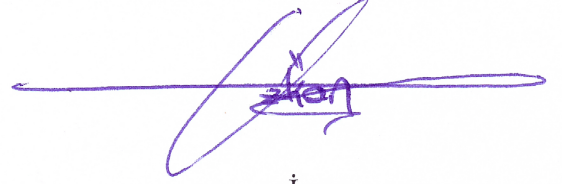


ETİK BEYAN

İskenderun Teknik Üniversitesi Mühendislik ve Fen Bilimleri Enstitüsü Tez Yazım Kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmada;

- Tez üzerinde Yükseköğretim Kurulu tarafından hiçbir değişiklik yapılamayacağı için tezin bilgisayar ekranında görüntülendiğinde asıl nüsha ile aynı olması sorumluluğunun tarafıma ait olduğunu,
- Tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi,
- Tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu,
- Tez çalışmada yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi,
- Kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı,
- Bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu,

bildirir, aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim.



İmza

Özkan KÖSE

05/06/2018

EKSENEL GAZ TÜRBİNLERİNDE KANAT PARAMETRELERİNİN İNCELENMESİ
(Yüksek Lisans Tezi)

Özkan KÖSE

İSKENDERUN TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
MÜHENDİSLİK VE FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Haziran 2018

ÖZET

Günümüzde enerji ihtiyacının artmasından dolayı iyileştirme ve verimlilik çalışmalarına büyük önem verilmektedir. Ülkemizin enerji dönüşüm araçlarına bağlılığı ekonomimize ve refah düzeyimize ağır bir darbe vurmaktadır. Bu nedenle, dışa bağımlılığımızı azaltacak çalışmalara yoğunlaşmamız büyük önem arz etmektedir. Geniş kullanım alanı ve yüksek maliyeti ile ülkemizin üzerinde ağır bir maddi yük olan türbinler, üzerinde durulması gereken en önemli konulardan biridir. Türbinler uçak, gemi ve trenlerin yanı sıra nükleer, termik ve hidroelektrik santrallerinde kullanılmaktadır. Hatta gaz türbinleri yeni nesil tırlarda da kullanılmaya başlamıştır. Yeni teknoloji ağına dahil olmak ve ülkemizi büyük bir dış alımdan kurtarmak için türbinlerin ülkemizde milli bir proje olarak çalışılmasına önem gösterilmelidir. Bu çalışmada gaz türbinlerinde kullanılan aksiyal türbinin kanat aerodinamiğini etkileyen kanat açıklık oranı, katılık, akış katsayısı, güç katsayısı, aksiyal boşluk, Incidence açısı, kanat giriş ve çıkış akış açıları incelenmiş ve türbin performansına etkileri kapsamlı bir şekilde açıklanmıştır. Ayrıca, devir sayısı 13535 dev/dk, kütleli debisi 34 kg/s, akış katsayısı 0,8, yük katsayısı 1,08, politropik verimi %87 olan tek kademeli 3.5 MW'lık bir aksiyal türbinin CAD tasarımı yapılmıştır.

Anahtar Kelimeler : Gaz türbini, Kanat tasarımı, Aksiyal türbin, CAD

Sayfa Adedi : 76

Danışman : Dr. Öğr. Üyesi N. Adil ÖZTÜRK

INVESTIGATION OF BLADE PARAMETERS IN AXIAL GAS TURBINES
(M. Sc. Thesis)

Özkan KÖSE

ISKENDERUN TECHNICAL UNIVERSITY
ENGINEERING AND SCIENCE INSTITUTE

June 2018

ABSTRACT

Today, due to the increase in energy demand, it is attached importance to the improvement and efficiency studies. Our country's dependence to energy and energy conversion instruments is a severe impact to our economy and wealth level. For this reason, we need to concentrate on this studies to reduce our external dependency. Turbines, which are a heavy burden on our country with its wide usage area and high cost, are one of the most important issues which lay weight on. Turbines are especially used in aircraft, ships and trains as well as nuclear, thermal and hydroelectric power plants. Even, gas turbines have begun to be used in the new generation trucks. To participate the new technology network and save us from a major external purchase, turbines should be considered as a national project in our country. In this study, parameters affecting the blade aerodynamics of the axial turbine used in gas turbines such as aspect ratio, solidity, flow coefficient, loading coefficient, incidence angle, inlet and outlet flow angle were investigated and the effects on the turbine performance were explained in detail. In addition, a solid model of a single-stage axial turbine with 13535 rpm, mass flow 34 kg/s, flow coefficient 0,8, loading coefficient 1,08, polytropic efficiency 87% was designed by CAD (Computer-Aided Design).

Key Words : Gas Turbine, Blade Design, Axial Turbine, CAD

Page Number : 76

Supervisor : Asst. Prof. N. Adil ÖZTÜRK

TEŞEKKÜR

Beni yüksek lisans öğrencisi olarak kabul eden, bu çalışmanın planlanması ve yürütülmesinde bana destek olan, bilgi ve tavsiyelerini benimle paylaşan danışmanım Sayın Dr. Öğr. Üyesi N. Adil ÖZTÜRK'e teşekkür ederim.

Çalışmalarım boyunca gerekli kolaylığı gösteren, değerli görüş ve katkılarıyla hiçbir desteği esirgemeyen değerli hocam Doç. Dr. Cuma KARAKUŞ'a ve Dr. Öğr. Üyesi H. Turan ARAT'a ve isimlerini burada zikredemediğim ama yardımlarını esirgememiş herkese içten teşekkürlerimi sunarım.

Hayatımın her aşamasında maddi ve manevi desteğini esirgemeyen, bugünlere gelmemde üzerimde büyük emeği olan annem, babam ve kardeşlerime, bu süreçte desteğini ve her zaman yanımda olan kıymetli arkadaşlarım M. Ali GÜVENÇ, İsmail ÜSTÜN, H. Hüseyin BİLGİÇ, Hüseyin YAĞLI, Mehmet DEMİR ve Hasan ÇINAR'a içten sevgi ve şükran duygularıyla teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖZET	iv
ABSTRACT.....	v
TEŞEKKÜR.....	vi
İÇİNDEKİLER	vii
ÇİZELGELERİN LİSTESİ.....	x
ŞEKİLLERİN LİSTESİ	xi
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	xiv
1. GİRİŞ	1
2. GAZ TÜRBİNLERİ.....	9
2.1. Gaz Türbinlerinin CO ₂ Üzerine Etkisi	10
3. TÜRBİNLER	11
3.1. Aksenal Türbinler	13
3.1.1. İmpuls (Çarpma etkili) türbinler	13
3.1.2. Reaksiyon türbinleri.....	14
4. MATERYAL VE YÖNTEM.....	16
4.1. Türbin Performans Ölçüm Teorisi	16
4.1.1. Süreklilik denklemi.....	16
4.1.2. Momentum denklemi.....	17
4.1.3. Termodinamiğin ikinci kanunu-entropi	18
4.1.4. Daimi akışlı enerji denklemi.....	19

	Sayfa
4.1.5. Hal denklemi.....	20
4.1.6. Mach sayısı	21
4.2. Mollier Diyagramı	21
4.3. Durağanlık (Stall) Durumu	24
4.4. Uç Açıklığı (Tip clearance).....	25
4.5. İki Boyutlu Kanat Geometrisinin İncelenmesi.....	25
4.6. Eksenel Türbinin Hız Diyagramının Çizilmesi.....	32
4.7. Boyutsuz Sayıların İncelenmesi	35
4.7.1. Akış katsayısı (Flow coefficient) ve Yük katsayısı (Loading coefficient)	35
4.7.2. Reaksiyon derecesi	37
4.8. NACA Kanat Profillerinin Tanıtılması	39
4.8.1. NACA 4 dijitli serinin özelliği	39
4.8.1.1. NACA 4412 profil kesiti.....	40
4.8.2. NACA 5 dijitli serinin özellikleri	41
4.8.2.1. NACA 23012 kanat kesiti.....	41
4.8.3. NACA 6 dijitli serinin özellikleri	42
4.8.3.1. NACA 65 (3)-218 kanat Kesiti.....	42
4.9. Radyal Eşitlik ve Serbest Vorteks (Free vortex) Yöntemi.....	43
4.10. Katılık (Solidity) Oranının Tahmin Edilmesi	46
4.10.1. Zweifel yöntemi.....	46

	Sayfa
4.10.2. Howell yöntemi.....	47
4.10.3. McKenzie yöntemi.....	47
4.11. Ayrılma (Deviation) Açısının Tahmin Edilmesi.....	48
4.11.1. Mckenzie yöntemi.....	48
4.11.2. Howell yöntemi.....	48
4.12. Kaldırma ve Sürüklenme Katsayılarının Hesaplanması	49
5. ARAŞTIRMA BULGULARI ve TARTIŞMA.....	51
5.1. Türbin Rotor ve Stator Kanatlarının Ön Tasarım Hesaplarının Yapılması.....	51
5.2. Kanatçıkların Katı Modelinin Çıkarılması.....	59
6. SONUÇLAR VE ÖNERİLER.....	65
KAYNAKLAR	69
ÖZGEÇMİŞ	74

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 5.1. Başlangıç parametreleri	51
Çizelge 5.2. Rotor ve stator kanatlarındaki hesaplanmış hız değerleri.....	53
Çizelge 5.3. Her bir noktadaki basınç değerleri.....	54
Çizelge 5.4. Türbin kademesinin her bir noktasındaki sıcaklıklar.....	54
Çizelge 5.5. Stator kanatçığının hesaplanan tasarım parametreleri	57
Çizelge 5.6. Rotor kanatçığının hesaplanan tasarım parametreleri.....	57
Çizelge 5.7. Stator kanat tasarım açıları	58
Çizelge 5.8. Rotor kanat tasarım açıları.....	58

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 2.1. Solar T-1000 S gaz türbini modeli.....	9
Şekil 2.2. Sektörlerin CO2 emisyonu üzerine etkileri ve gaz türbinin yıllara göre verimlilik değişimi	10
Şekil 3.1. Gaz türbini kullanım alanları	11
Şekil 3.2. Eksenel türbin ile eksenel kompresör	12
Şekil 3.3. Aksiyal ve radyal türbinler	12
Şekil 3.4. İmpuls türbininde termodinamik ve akışkanlar mekaniği karakteristik değişiminin gösterimi	14
Şekil 3.5. Reaksiyon türbininde termodinamik ve akışkan mekaniği karakteristiklerinin değişimi.....	15
Şekil 4.1. Turbomakine üzerinde bazı vektörlerin gösterimi.....	18
Şekil 4.2. Kontrol hacmi üzerinde değişkenlerin gösterimi.....	19
Şekil 4.3. Durma şartları	21
Şekil 4.4. Durma halinin Mollier diyagramı ve T-s diyagramı üzerinde gösterimi.....	22
Şekil 4.5. Türbin kademesi için Mollier diyagramı	23
Şekil 4.6. NACA 0012 kanatçığında atak açısı sırasıyla 12° ve 16° da akış ayrılmaları	25
Şekil 4.7. Uç açıklığının kanat üzerinde gösterimi	25
Şekil 4.8. NGTE firmasının T-6 ve C-4 tipi kanat profilleri	26
Şekil 4.9. Kanat profili üzerindeki temel parametrelerin gösterimi.....	27
Şekil 4.10. Reaksiyon ve impuls türbin kanatlarında Incidence açısının profil	28

Şekil	Sayfa
Şekil 4.11. Kanat giriş ve çıkış açısıyla kurulum açısının değişimi	29
Şekil 4.12. Türbin kanadının katılık oranı ve kanat açısıyla basınç kaybı katsayısının değişimi	30
Şekil 4.13. Dönme açısı ve çıkış kanat akış açısına göre optimum katılık oranı.....	31
Şekil 4.14 Kanat yapısı	31
Şekil 4.15. Kanat açıklık oranıyla ikincil kayıp katsayılarının değişimi	32
Şekil 4.16. %50 reaksiyon dereceli aksenal türbin kademesinin hız diyagramı	33
Şekil 4.17. %50 reaksiyon dereceli aksenal türbinlerinde rotor hız üçgeni.....	34
Şekil 4.18. Akış ve yük katsayısının verim ile karşılaştırılması	36
Şekil 4.19. Reaksiyon derecelerine göre hız vektörleri	37
Şekil 4.20. Kanat yapısının görünümü.....	39
Şekil 4.21. NACA 4412 kanat kesitinin aerodinamik karakteristiği	40
Şekil 4.22. NACA 4412 kesit görünümü	41
Şekil 4.23. NACA beşli kanatçık serisi	41
Şekil 4.24. NACA 23012 kesit görünümü	42
Şekil 4.25. NACA 65 (3) – 218 kanat serisinin aerodinamik karakteristiği	43
Şekil 4.26. NACA 65(3)-218 kanat profili	43
Şekil 4.27. Hız bileşenlerinin gösterilmesi	44
Şekil 4.28. $1/\sigma$ oranının nominal çıkış ve nominal dönme açısına göre değişimi	47
Şekil 4.29. İkincil akış kayıpları	50

Şekil	Sayfa
Şekil 5.1. NACA 65-210 Kanat profilinin özellikleri.....	59
Şekil 5.2. Rotorun hub bölgesindeki kanat profilinin iki boyutlu gösterimi	60
Şekil 5.3. Rotorun orta (m) bölgesindeki kanat profilinin iki boyutlu gösterimi	60
Şekil 5.4. Rotorun tip bölgesindeki kanat profilinin iki boyutlu gösterimi	61
Şekil 5.5. Stator hub bölgesindeki kanat profilinin iki boyutlu gösterimi.....	61
Şekil 5.6. Statorun orta (m) bölgesindeki kanat profilinin iki boyutlu gösterimi.....	62
Şekil 5.7. Statorun tip bölgesindeki kanat profilinin iki boyutlu gösterimi.....	62
Şekil 5.8. Kanat profillerinin CAD programına atılma aşamaları	63
Şekil 5.9. Stator kanadının CAD programında çizilmiş katı modeli	63
Şekil 5.10. Rotor kanadının CAD programında çizilmiş katı modeli.....	64
Şekil 5.11. Tek kademeli türbinin rotor ve stator kanatçıklarının montaj edilmiş katı modeli.....	64

SİMGELER VE KISALTMALAR

Bu çalışmada kullanılmış simgeler ve kısaltmalar, açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	Açıklamalar
A	Kanat akış alanı
Z	Maksimum kamburluk mesafesi
a	Ses hızı
α	Stator kanat akış açısı
α_m	Stator ortalama kanat açısı
α'	Stator kanat açısı
b	Eksenel veter uzunluğu
β_m	Rotor ortalama kanat açısı
β	Rotor kanat akış açısı
β'	Rotor kanat açısı
c	Veter (Chord) uzunluğu
c_p	Özgül ısı
C	Mutlak hız
C_x	Eksenel hız
C_D	Toplam sürüklenme katsayısı
C_{DA}	Çeperden kaynaklı sürüklenme katsayısı
C_{DS}	İkinci kayıplardan kaynaklı sürüklenme katsayısı
C_{DP}	Kanat sürüklenme katsayısı
C_L	Taşıma katsayısı
C_{pi}	Statik basınç artış katsayısı
C_w	Dönme hızı
$C_{w,m}$	Rotorun orta hattında dönme hızı
$C_{w,hub}$	Rotorun kök kısmında dönme hızı
$C_{w,tip}$	Rotorun uç kısmında dönme hızı
D	Sürüklenme kuvveti
δ	Ayrılma açısı (Deviation)

Simgeler**Açıklamalar**

ΔT_{0s}	Toplam sıcaklık düşüsü
ε	Sapma açısı (Deflection)
η_p	Politropik verim
$\eta_{T,i}$	İzentropik verim
h	Kanat yüksekliği-Entalpi
i	İncidence açısı
λ	Kurulum açısı
L	Kaldırma kuvveti
Λ	Reaksiyon derecesi
\dot{m}	Kütleli debi
M	Mach sayısı
n	Kanat sayısı
χ	Politropik sabit
P	Statik basınç
P_0	Durma basıncı
ϕ	Akış katsayısı
ψ	Yük katsayısı
r_m	Türbin kesiti ortalama yarıçap
r_{hub}	Türbin kesiti kök yarıçap
r_{tip}	Türbin kesiti uç yarıçap
R	Gaz sabiti
ρ	Yoğunluk
s	İki kanat arası boşluk (Pitch)-Entropi
t	Kanat kalınlığı
T	Statik sıcaklık
T_0	Durma sıcaklığı
θ	Kamburluk açısı (Camber angle)
U_m	Orta hatta kanat hızı
U_{hub}	Kök kısmında kanat hızı
U_{tip}	Uç kısmında kanat hızı
W	Bağıl hız

Kısaltmalar**Açıklamalar****CAD**

Bilgisayar destekli çizim (Computer-aided design)

HAD

Hesaplamalı akışkanlar dinamiği



1. GİRİŞ

Gaz türbinleri kompresörde havayı sıkıştırarak yanma odasına gönderip yakıt-hava karışımını sağlayan ve akışkanın türbinde genişlemesiyle iş elde eden makinelerdir (Özkan, 2009; Madenoğlu, 2017). Dünya genelinde büyük bir pazara sahip olan gaz türbinleri, taşımacılıktan havacılığa ve savunma sanayisinden elektrik üretimine kadar birçok alanda faaliyet göstermektedir.

Gelişmekte olan bir ülke olan Türkiye'nin en yoğun olarak kullanıldığı alanlardan biri olan havacılık sektöründe özellikle jet motorları ve helikopter motorlarında kullanılmaktadır (Çelik, 2005). Ayrıca, denizcilik sektöründe uzun menzilli gemi motorlarında, kara araçları ve taşımacılık sektöründe yeni nesil kamyon, hızlı trenlerde, savunma sanayisinde ise tank motorlarında kullanılmaktadır. Güç üretim sektöründe de büyük bir paya sahip olan gaz türbinleri ciddi bir pazara sahiptir (Jansohn, 2013). Türkiye'nin bu pazara katılmak için yaptığı çalışmalar olmasına rağmen böylesine bir ciddi sektörde Türkiye'nin bugüne kadar bulunmaması milli ekonomi açısından oldukça büyük paraların yurt dışına çıkmasına ve cari açığın artmasına neden olmaktadır. Gaz türbinlerinde gelen akışkanın genişleyerek güç elde edilmesini sağlayan türbinlerin birçok çeşidi bulunmaktadır. Fakat havacılık, taşımacılık, güç üretim santralleri ve savunma sanayisinde en geniş uygulama alanına sahip olan türbin türü aksel türbinlerdir (Zou, 2018). Aksel türbin aerodinamiği ve tasarımı üzerine birçok araştırma bulunmakta ve geliştirme çalışmaları devam etmektedir.

Önceki Çalışmalar

Kanat aerodinamiği fan, türbin, kompresör, rüzgar türbini, uçak motorları ve kanatları gibi bir çok konunun temelini oluşturmaktadır. Bu nedenle kanat aerodinamiği üzerine yapılan optimizasyon ve tasarım çalışmalarına büyük önem verilmektedir. Kanat aerodinamiği üzerine yapılan bazı önceki çalışmalar aşağıda verilmektedir:

Kanat aerodinamiği parametrelerinin etkileri üzerine yapılan bu çalışmada, transonik akışlı bir aksiyal kompresörde, sırasıyla rotor ve stator da 1,63 ve 1,78'lik kanat açıklık oranına (Aspect ratio) sahip kanat üzerinde basınç oranı ve hızın verime etkisi incelenmiştir. Ayrıca %50-100 arasındaki farklı çalışma hızlarında pik verimler elde edilmiştir. Dizayn hızında rotorda yapılan hesaplamalar sonucunda pik verime (%85,2) 1,78'lik basınç oranında

ulaşmıştır. Toplam kademe verimi ise 1,817'lik basınç oranı ve 21,83 kg/s'de %82,3 olarak gerçekleşmiştir (Royce, 1982).

Bir impuls mikro türbin içindeki akışın CFD programı ve laboratuvar şartlarında incelendiği bu çalışmada mikro türbinin ısı ve güç karakteristikleri göstermek için n-pentane iş akışkanı kullanılmış ve giriş-çıkış basıncı olarak sırasıyla 5,14 ve 1,15 bar seçilmiştir. CFD ile deneysel sonuçların uyum içinde olduğu görülmüştür (Riffat, 2002).

Kanat parametrelerinin optimizasyonu ve performans ölçümü için üç metod ileri sürülen çalışmada metodların kısa bir sürede kanat parametrelerinde değişiklik yapılmasını ve CFD ile uyumlu bir şekilde çalışabildiği gösterilmiştir. Bu yöntemleri kullanmanın çalışma süresini kısaltarak, daha verimli bir çalışma ortaya koyacağını belirtmişlerdir (Dye ve ark., 2007).

Bu çalışmada türbin tork ve adiabatik verim iyileştirmesi için türbin kanat optimizasyonunu kısa sürede yapabilecek bir algoritma sunulmuş, kanatçık geometrisi 36 parametre ile belirlenmiş ve üç boyutlu Reynolds Averaged Navier-Stokes çözücüsü otomatik grid ile birleşik çözülmüştür. Bu modellemenin kanat optimizasyonunu daha da hızlandırdığı ileri sürülmüştür (Öksüz, 2007).

Çalışma kapsamında, eksenel türbinlerde akış alanı üzerindeki eksenel boşlukları, nozul – rotor ve rotor – stator arası, 15%, 25%, 35% ve 50% oranlarında CFX 5.7.1 ile incelenmiştir. Eksenel boşluk değerlerini HAD yöntemiyle incelemiş ve nozul, rotor ve statordaki kayıpları bu değerlere göre yorumlanmıştır. Bu çalışma sonucunda, nozul ve statordaki kayıpların artan aksiyal boşlukla birlikte arttığı ve rotor kısmındaki kayıpların %25'te sonra arttığı görülmüştür (Ummi ve ark., 2009)

Bu çalışmada gaz türbini ile ilgili literatür araştırması yapıp Axstream yazılımı kullanılarak eksenel akışlı kompresör ve türbin tasarımı yapılmış ve analiz edilmiştir. Bu makalede visual basic programlama diliyle maksimum gaz türbin çevrim performansı incelenmiş ve optimum parametreler belirlenmiştir. Basınç kayıpları, kompresör basınç oranı ve türbin giriş sıcaklığının verime etkisi incelenmiştir (Özkan, 2009).

Gaz türbin kanatlarının uç kısmında oluşan akış kayıpları ve kanat üzerindeki sıcaklık dağılımı konusunda 2001-2010 yılları arasındaki çalışmaları kapsayacak şekilde geniş bir literatür araştırması çalışma kapsamında bir araya getirilmiştir. Genel olarak gaz türbini kanat yüzeylerinde meydana gelen yüksek sıcaklık dağılımı ve kanat uçlarında oluşan yüksek kuvvetler nedeniyle kanatların aerodinamik yapısının bozulmaması ve verimin daha da artırılması için yapılan kanat soğutma çalışmalarından bahsedilmiştir (Sunden ve ark., 2010).

Bu çalışmada, kütleli debi, basınç oranı, gaz özellikleri bir kademedeki kanat sayısı verilen aksiyal kompresörün kademe sayısı, her bir kademedeki akış açıları Visual Basic yazılımı kullanılarak hesaplanmış ve üç boyutlu kanat tasarımı yapılarak CFD analizi yapılmıştır. Elde edilen sonuçların literatürle uyumlu olduğu sonucuna varılmıştır (Silva, 2010).

Türbin kanat aerodinamiği üzerine yapılan bu çalışmada kanat şeklinin belirlenmesinde diferansiyel temelli algoritma kullanılmıştır. Çalışmada, gelişmiş bir algoritma ile uyumlu CFD çözümlene ve tasarım için Gambit yazılımı kullanılmıştır. Toplam giriş ve çıkış basıncını iyileştirme yöntemiyle kanat şeklinin optimize ederek aerodinamik performansı artırılması denemiş ve birbiriyle uyumlu sonuçlar alınmıştır (Joshi, 2010).

Dalga enerji dönüşümü sırasında kullanılan aksiyal türbin palalarının hatve açısı üzerine optimizasyon yapılmış olan bu çalışmada kanat geometrisi olarak NACA 0021 kullanılmış ve %2,3 e kadar türbin verimliliğinde iyileşme olduğu görülmüştür (Mohammed, 2013).

Aksiyal türbin yapısına ve çalışmasına benzerliğiyle öne çıkan aksiyal kompresörün kanat optimizasyonu üzerine kapsamlı bir çalışma gerçekleştirilmiştir. Bu optimizasyon boyunca LUAX-C programı ve MATLAB kodları kullanılmıştır. Çalışmanın ana amacı kanat ön dizayn parametrelerini doğru bir şekilde ortaya koymaktır. Başlangıç parametresi olarak kütleli debi, basınç oranı, kademe sayısı ve reaksiyon derecesi seçilmiş ve örnek bir uygulama ile matlab kodları sonuç kısmında verilmiştir (Perrotti, 2013)

Türbin, kompresör ve aşırı yüklenmiş fan araçlarının ön dizayn çalışmaları yapısal ve aerodinamik olarak ikiye ayrılır. Bunların incelenmesi, ayrı ayrı mühendislik konularıdır. Bu tasarım aşamaları ciddi bir şekilde üzerinde durulması ve birbiriyle bağlantılı bir şekilde optimizasyon yapılması gereklidir. Bu çalışma süresince hem yapısal hem de aerodinamik

olarak birbiriyle uyumlu analiz içeren bir algoritma gerçekleştirilmiştir. Çalışma sonucunda, CFD ile uyumlu değerler ortaya konmuştur. Bunun yanı sıra, yapısal ve aerodinamik olarak optimum değerlere kısa sürede ulaşılmıştır (Michael, 2013).

Aerodinamik olarak yapılması son derece ciddi bir çalışma gerektiren parametreler olan yüksek sıcaklık girişi, yüksek termal verimlilik ve devamlılık için optimal çözümler sunan genetik algoritma bağlantılı CFD ile optimizasyon çalışması yapılmıştır. Yapılan hesaplamalar sonucunda, değerlerin kabul edilebilir hata aralığında olduğu görülmüştür (Ellbrant, 2014).

Eksenel fanların verimliliğini arttırmak için uygun lift ve drag kuvvet katsayıları ve hücum açısı göz önüne alınarak airfoil seçimi yapılmıştır. Ayrıca bu airfoilin CFD simülasyonu yapılmıştır. Hücum açısındaki değişikliğin drag ve lift katsayılarına büyük etkisi olduğu görülmüştür. Yapılan çalışmanın sonucunda, lift-drag oranı en yüksek olan kanat geometrisinin seçilmesi gerektiği ortaya çıkmıştır (Panigrahi ve ark., 2014)

Yapılan çalışmada, rüzgar türbini kanat profilinin optimizasyonu üzerine yoğunlaşmıştır. Standart kanat kesitleri (NACA) kullanılmış ve ortalama rüzgar hızı 5 m/s olan bölgeler için rüzgar türbini kanat tasarımı yapılmıştır. Optimum kanat geometrisinden uzaklaştıkça % 30 kadar verim kaybı olduğu ortaya çıkarılmıştır (Bakırcı, 2014).

Kanatlar arası akış için iki kanatçık arası akışı çözmek amacıyla bir Euler çözücüsü ileri sürülmüş ve Newton doğrusallaştırma yöntemini uygulayarak bilinmeyen sayısı ikiye düşürmeye çalışılmıştır. Kanatçığın girişinde ve çıkışında periyodik sınır koşulu uygulanarak en son oluşan doğrusal denklem sistemi tri-diagonal matris algoritmasıyla çözümlenme yolu gösterilmiştir (Bilgiç, 2015).

NACA 0012 kanadını rüzgar tüneline sınır tabaka ve aerodinamik analiz bakımından incelenen bu çalışmada rüzgar tüneline ve kanat profilinin parametrelerini Ansys Fluent programıyla belirlemeye çalışılmıştır. 2, 4 ve 6 derecelerdeki hücum açısı ile hız aralıkları incelenmiştir. Hücum açısı arttıkça basınç katsayılarında artış olduğu görülmüştür. Buna bağlı olarak, kaldırma kuvvetinin de arttığı analiz sonucunda ortaya çıkarılmıştır (Aydurmaz, 2015).

Kanat veter uzunluğu, rotor uzunluğu ve kanat tipinin dikey eksenli rüzgar türbininin performansı üzerine Ansys–Fluent 14.0 ile analizler gerçekleştirmiştir. 0-16 derece arasında hücum açılarını NACA 0012, 0018, 0021, 0024 kanat profillerinde incelemiş ve hücum açısı arttıķça kaldırma katsayısının arttığını görülmüştür. Fakat 12–16 derece arasında sürükleme kuvvetinde daha fazla artış olduğu gözlemlenmiştir (Macit, 2015).

Nasa'nın öncülüğünde yapılan bu çalışma NASA Glenn Research Center Transonic Turbine Blade Cascade Facility and University of North Dakota (UND) High Speed Compressible Wind Tunnel' de gerçekleşmiştir. Çalışmada kanat girişinde meydana gelen Incidence açısı ve Reynolds sayılarının türbin kanat performansına etkisi incelenmiştir. +15,8 ile -51 derece arasında 10 tane Incidence açısına bağlı olarak toplam basınç, çıkış açıları ve kanat yük verisi elde edilmiştir. 0,7- 0,35 Mach sayıları arasında ve $0,05-2,12 \times 10^6$ arasındaki Reynolds sayılarında deneysel çalışma yapılmıştır. Yapılan akış analizleri sonucunda (Nasa ve UND sonuçları) birbirleriyle karşılaştırılmıştır. Farklı yöntemlerle yapılan bu çalışmaların sonucunda deney verilerinin birbirini tamamlayıcı olduğu ve iki veri tabanının da aerodinamik sorunlara çözümler bulabildiği ileri sürülmüştür (Flegel, 2015).

Kanat yüzey pürüzlülüğünün performans ve aerodinamik parametreler üzerinde önemli bir etkisinin olduğu bilinmektedir. Bu çalışmada pürüzlü bir yüzeye sahip ıslak bir kanadın ayrılma açısı (Deviation angle) ve performans kayıpları üzerindeki etkisi HAD kullanılarak incelenmiştir. Çalışmanın sonucunda ıslak kanatta Mach sayısının artmasıyla basınç kayıp katsayısında ciddi artış gözlenirken kuru kanat üzerinde basınç kayıp katsayısında önemli bir artış gözlenmemiştir. Kuru ve yaş kanat üzerinde Mach sayısı arttıķça sapma açısında yaklaşık 2-6 derece arasında bir değişim gözlenmiştir (Esfe, 2015).

Türbin rotor kanatlarının tasarlanması uzun bir sürece dayanır. Kurulum açısı, kanat açısı, akış açısı, giriş hızı, sapma açıları vs. gibi birçok parametre tasarım aşamasında düşünülmesi ve optimizasyona eklenmesi son derece önemlidir. Bu çalışmada, bir buhar türbininin rotor kanatlarının tasarımında kanat ucundaki Incidence açısının Mach sayısı, kayıp katsayısı (Loss coefficient) ve kanat kuyruk bölümünde meydana gelen sapma açısına etkisi incelenmiştir. Çeşitli Incidence açılarında yapılan HAD analizlerinde kanadın çıkış bölümünde Mach sayısının yaklaşık olarak sabit olduğu görülmüştür. -5 derece Incidence açısında basınç katsayısı minimum değerine ulaşırken pozitif Incidence açısında hemen

hemen sabit kalmıştır. Ayrıca, yüksek negatif ve pozitif Incidence açılarında deviation açısının daha az olduğunu ortaya çıkarmıştır (Amiri, 2016).

Daimi ve daimi olmayan akış altında aerodinamik yük dağılımının aşırı yüklenmiş türbinlerin dizayn dışı performansına etkisinin incelendiği bu çalışmada, akışın Reynold sayısı 70 000 ile 300 000 arasında seçilmiştir. Diğer bir parametre olarak Incidence açısının -9 ile +9 arasında değiştiği kabul edilmiştir. Bu parametrelerin aerodinamik kayıplar üzerindeki ve basınç ve yük dağılımına etkisi incelenmiştir (Berrino, 2016).

Deneysel çalışmaların tasarlanacak bir kanat için ciddi anlamda önemi bulunmaktadır. Kanat tasarımında bütün parametrelerin bir anda analizi mümkün olmamasına karşın, bazı spesifik nicelikler deneysel olarak çalışılabilir. Bu doğrultuda düşük basınç altında çalışan bir türbin rotorunun aerodinamik performansını belli bir Incidence açısı, kanat açıklık oranı, kanatlar arası uzaklık akış açıları kullanılarak tasarımı yapılan kanat üzerinde radyal yönde belli aralıklarla kayıp katsayıları deneysel olarak incelenmiş ve grafiksel olarak gösterilmiştir (Daniele, 2016).

Mach sayısı türbin kanatlarında profil kayıpları üzerine etkisi olan bir parametredir. Lineer bir kademeli türbinde 0,5 ile 1,5 mach sayıları ve 5×10^5 ve $1,4 \times 10^6$ reynolds sayıları arasında profil kayıpları analiz edilmiştir. Birçok kanat tipi kullanılarak yapılan analiz sonuçlarında birden büyük Mach sayılarında profil kayıplarının ciddi oranda arttığı görülmüştür (Kibsey, 2016).

Kullanılmakta olan türbin kanatlarının yapısal ve aerodinamiksel davranışı bu çalışmada incelenmiştir. Yeni ve kullanılmış türbin kanatlardaki parametreleri Ansys CFX 15.0 ile yaklaşık 11 milyon mesh atarak analizini yapılmıştır. Analizler sonucunda, kullanılmış kanat ile yeni tasarlanan kanat yüzeyindeki basınç ve sıcaklık dağılımlarında büyük farklar olduğunu görülmüştür. Bu nedenle, sıcaklık ve basınç değerlerinin kanat üzerindeki belli bölgelere gereğinden fazla toplanması aerodinamik yapıyı bozacağı sonucuna varılmıştır. (Schwerdt ve ark. 2017).

Rotor ve stator arasındaki aksiyal boşluk akışın doğru iletilmesi açısından oldukça önemlidir. Bu miktarın çok veya az olması kanadın aerodinamik yapısını ve dolayısıyla performansı etkileyebilir. Bu yüzden, bu iki kanat arasındaki aksiyal (Axial gap) boşluğun

dođru bir şekilde optimize edilmesi gereklidir. Bu konu üzerine yapılan bir çalıřmada, kanadın aksiyal veter uzunluđunun %10, %25, %40, %95 kadar bir aksiyal bořluđun akıřa etkileri HAD analiziyle incelemiřtir. Çalıřma sonucunda dűřuk kanat açıklık oranı ve aksiyal bořluđun toplamdan toplama tűrbin verimi arttırdıđı gűzlenmiřtir (Bellucci, 2017).

Tűrbin kanatlarında meydana gelen endwall akış kayıpları, CFD ile analiz edilmesi ve optimize edilmesi gereken önemli bir parametredir. Bu çalışmada liner kademeli bir tűrbinde endwall kayıpları incelenmiş ve optimum kayıp değerini ortaya çıkarılmıştır. Deđiřken akış açısı, sabit bir kanat açıklık oranı (Aspect ratio), belli bir kanat kalınlığı (Thickness) alışmaya eklenerek Reynolds-Averaged Navier Stokes (RANS) yöntemi sabit giriş sınır tabaka kalınlığı kullanılarak CFD analizi yapılmıştır. Endwall kayıplarının ikincil akışlardan ve endwall sınır tabakalardaki belirsizliklerden meydana geldiği ileri sűrűlműřtir. Ayrıca değişen akış açısının kaldırma katsayısını etkilediği ileri sűrűlműřtir (Coull, 2017).

Yűksek sıcaklıklarda tűrbin kanatlarına çarpan akışkan malzeme yapısını etkiler ve bundan dolayı aşırı sıcaklıklara ıkılamamaktadır. Kanat soğutma metotlarının gelişmesiyle giriş sıcaklıkları ve tűrbin verimi de orantılı olarak artmıştır. Fakat gelişmiş kanat soğutma işleminin kanat aerodinamiği üzerine ciddi etkileri vardır. Kanadın kuyruk kısmında soğutma sıvısının pűskűrtűlmesinin aerodinamiğe etkisini inceleyen bir çalışmada testler 0,7, 0,78 ve 0,8 Mach sayılarında yapılmıştır. Çalışma sonucunda, akışın bozulduğu, akış açılarında değişimler olduğu ve aerodinamik kayıpların arttığı belirtilmiştir (Gao, 2017).

Dođal gaz ile elektrik űretilen bir termik santralde kullanılan gaz tűrbin bıçađının mikro yapısı incelenmiřtir. Kanat malzemesi olarak çok taneli IN738LC sűper alařım kullanılmıřtır. Nano dűzeyde okelti yapısını ve tane yapılarını incelenmiřtir. Emme ve basma kısımlarında kanadın uç, orta ve kök kısımları incelenerek yűksek veya dűřuk basınç ve sıcaklık bölgeleri belirlenmiřtir (Akkoyun, 2018).

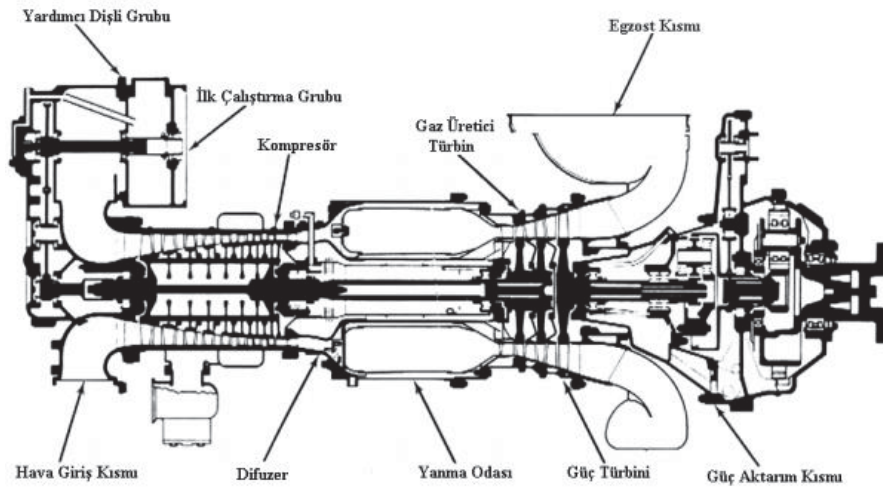
Bu çalıřmanın amacı endűstriyel gaz tűrbinlerinde kullanılan eksenel tűrbinler hakkında bilgi vermek, kanat yapılarının aerodinamik yapısını incelemek, kanat aerodinamiđini etkileyen parametreleri ortaya çıkarmak, parametrelerin verime ve kayıplara etkisini incelemektir. Bunun yanı sıra ulusal ve uluslararası arařtırmalarda eksenel tűrbinlerin anlaşılır bir şekilde ű boyutlu katı model oluřturma ařamaları üzerine oldukça az çalıřma olduđundan katı model oluřturma ařamaları da incelenmiř ve örnek bir uygulamanın ű

boyutlu katı modeli bilgisayar destekli çizim programı kullanılarak tasarımı yapılmıştır. Katı modeli oluştururken 3,5 MW'lık bir eksenel türbin örnek alınmıştır. Ayrıca, 13535 dev/dk'lık devir sayısına ve 34 kg/s kütleli debiye sahip olan eksenel türbinin akış katsayısı 0,8, yük katsayısı 1,08 ve politropik verimi %87 olarak alınmıştır.



2. GAZ TÜRİNLERİ

İkinci dünya savaşından sonra kayda değer bir gelişim sürecine giren gaz türbinleri ya da türbin motorları, havacılık ve elektrik üretim santralleri başta olmak üzere birçok alanda kullanılmaktadır. Bu nedenle, gaz türbinleri genel itibariyle iki gruptan meydana gelir. Bunlar endüstriyel gaz türbinleri ve uçak motorlarıdır (Horlock, 2013). Genel olarak kompresör, yanma odası ve türbinden meydana gelen gaz türbinleri, çalışma şekilleri birbirine benzemesine rağmen uçak motorlarıyla diğer gaz türbinleri arasında önemli bir fark vardır. Endüstriyel gaz türbinleri kimyasal yakıt enerjisini mekanik enerjiye çevirirken havacılık sektöründe kullanılan uçak motorları yakıt enerjisini kinetik enerjiye çevirerek itme kuvveti oluşturur ve uçağın hareketini sağlar (Jansohn, 2013). Şekil 2.1’de örnek bir gaz türbini ve uçak motorunun açık bir hali verilmektedir.

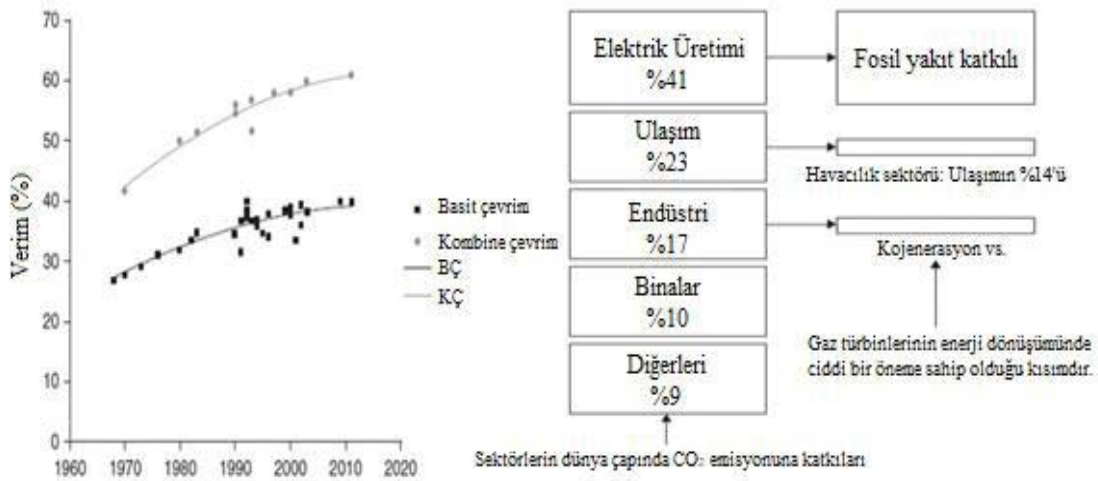


Şekil 2.1. Solar T-1000 S gaz türbini modeli (Özkan, 2009)

Şekilde gösterilen gaz türbininde kompresör tarafından sürekli olarak hava emilmekte ve kompresörün bir elemanı olan dönen bıçaklar (Rotor) ve sabit kanatlar (stator) sayesinde hava yüksek basınç seviyelerine çıkmaktadır. Yanma odası kompresörde sıkıştırılan havayı arzu edilen sıcaklığa getirerek havanın türbine aktarılmasını sağlamaktadır. Bu kısımda ideal şartlarda basınç kaybı olmadığı kabul edilmektedir. Yakıt olarak genelde doğal gaz kullanılmaktadır. Ayrıca, petrolün içerik olarak süzölmüş hali olan kerosene ve türevleri uçak motorlarında kullanılmaktadır. Türbin ise kompresör yapısına benzetilir. Fakat kompresörde basınç artışı olurken türbinde basınç düşüşü meydana gelir. Hava-yakıt karışımı hızlı bir şekilde türbin kanatlarına çarpar, genişler ve mekanik enerji elde edilir. Tüm bu işlemler olduktan sonra egzoz gazı atmosfere bırakılır.

2.1. Gaz Türbinlerinin CO₂ Üzerine Etkisi

Dünya çapında CO₂ emisyonunu azaltma konusunda ciddi çalışmalar bulunmaktadır. Kısa vadede 2020 yılına kadar CO₂ emisyonunun yaklaşık %20 azaltılması hedeflenmektedir. Uzun vadede ise 2050 yılına kadar yaklaşık %50 azaltılması düşünülmektedir. Şekil 2.2’de CO₂ emisyonuna etki eden sektörlerin dağılımı gösterilmektedir.



Şekil 2.2. Sektörlerin CO₂ emisyonu üzerine etkileri ve gaz türbininin yıllara göre verimlilik değişimi (Jansohn, 2013).

Gaz türbinlerinin kullanıldığı elektrik üretim sektörü ve havacılık sektörü CO₂ emisyonunun meydana gelmesi konusunda en büyük payı aldığı görülmektedir. Bu nedenle gelecek yıllarda CO₂ emisyonu miktarının ciddi oranda azaltılması daha gelişmiş yüksek enerji verimliliğine ve az yakıt tüketimine sahip gaz türbinleri sayesinde olacaktır. Bu aşamada modern gaz türbinlerinin hayata geçmesi için kompresör ve türbinin optimum kanat tasarım parametrelerinin optimizasyonu ve malzeme dayanımı çalışılabilecek en önemli konular olacaktır. Çünkü yüksek verimlilik ancak yüksek giriş sıcaklığı ve basıncın yanı sıra aerodinamik ve diğer kayıpların optimum seviyede tutulması ve gelişmiş kanat soğutma sistemi ile mümkün olacaktır (Jansohn, 2013; Boyce, 2011).

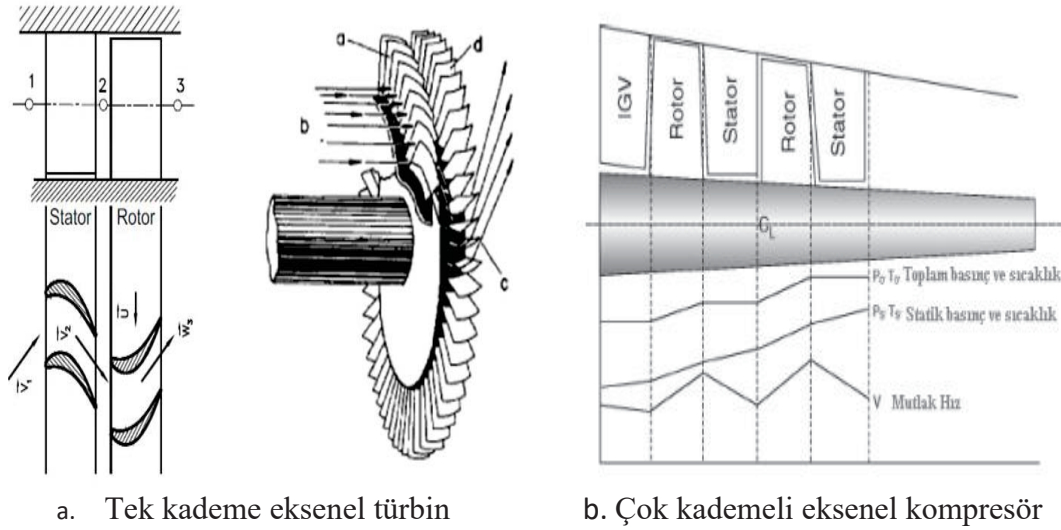
3. TÜRBİNLER

Günümüzde her alanda karşımıza çıkan türbinler, hava araçları ve endüstriyel gaz türbinleri başta olmak üzere hidroelektrik santralleri ve rüzgar türbinlerinin en önemli parçasını oluşturmaktadır (Kurz ve ark., 2016). Bazı türbin kullanım alanları Şekil 3.1’de verilmektedir.



Şekil 3.1. Gaz türbini kullanım alanları

Birçok kullanım alanına sahip olan gaz türbinlerinde basınçlı bir şekilde yanma odasına giren akışkanın genişlemesiyle kinetik enerjinin mekanik enerjiye çevrildiği kısma türbin denir. Kısaca, yanmanın faydalı işe çevrildiği bölüm olarak nitelendirilebilir. Türbinler, kanatçık malzeme dayanımı ve doğru bir aerodinamik tasarım ile dakikada yaklaşık 90000 bin devir rotor hızlarına çıkmaktadır. Ayrıca gelişmiş soğutma sistemleri sayesinde 850 ve 1700°C arasındaki türbin giriş sıcaklıklarında çalışabilmektedir. Türbinler yapı itibariyle birbirlerine benzemektedir. Yani, kompresör kademesi hareketli kanat (rotor) ile başlarken türbin kademesinde sabit kanat ile başlamaktadır. Kompresör kademesinde sabit kanada stator (ya da difüzör) denirken türbin kademesinde sabit kanat yerine stator (ya da nozul) denmektedir (Özkan, 2009; Boyce, 2011; Jonsohn, 2013). Tek kademeli aksiyal türbin ile çok kademeli kompresör Şekil 3.2’de verilmiştir.

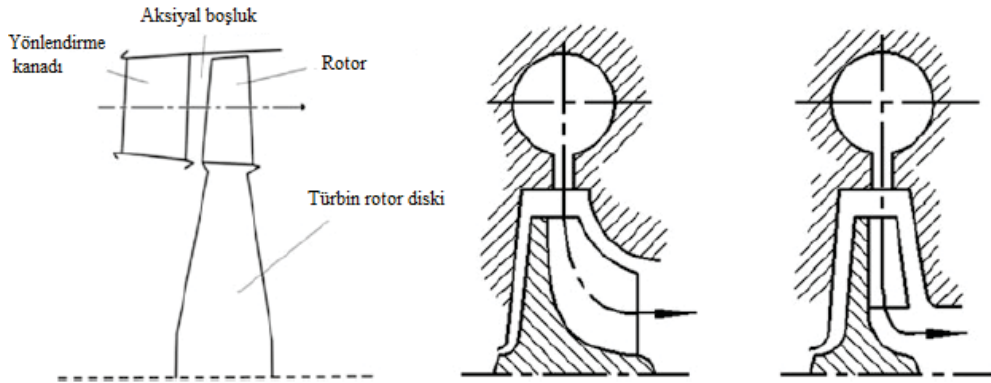


a. Tek kademe eksenel türbin

b. Çok kademeli eksenel kompresör

Şekil 3.2. Eksenel türbin ile eksenel kompresör (Özkan, 2009)

Türbinler tek kademededen ve hatta daha fazla kademededen meydana gelebilir. Fakat her bir kademe en az bir sabit kanat (stator) ve hareketli (rotor) kanattan meydana gelmek zorundadır. Çünkü bu kanatlar türbin içinde akışın en az kayıp ile enerji dönüşümünü sağlamaktadır. Yani, türbin kademesi boyunca sabit kanatlar akışkanı genişletmekte ve akışı hızlandırmaktadır. Bununla birlikte akış çizgilerinin hareketli kanatlara optimum açıda girmesine yardımcı olmaktadır. Hareketli kanatlar ise çalışma akışkanından faydalı enerji çıkarıp shaft işine dönüştürmeyi sağlar. Enerji dönüşümü hem sabit kanatlarda hem de hareketli kanatlarda meydana gelirken enerji transferinin yalnızca hareketli kanatlarda meydana geldiğine dikkat edilmelidir (Zou, 2018). Türbinler radyal ve aksiyal akışlı olmak üzere ikiye ayrılır. Şekil 3.3'te Aksiyal ve radyal türbinlerin yapısı gösterilmektedir (Zou, 2018).



a. Aksiyal türbin

b. Radyal türbin

Şekil 3.3. Aksiyal ve radyal türbinler (Zou, 2018)

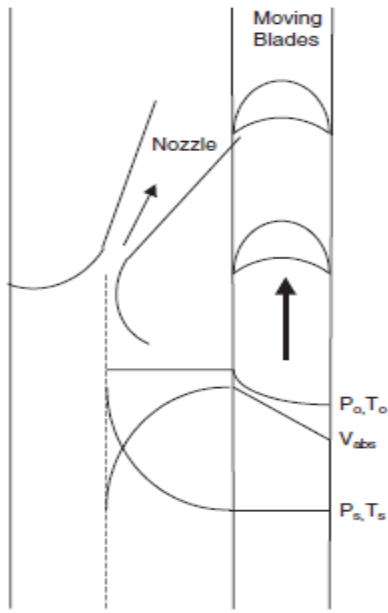
Birçok gaz türbini uygulamasında yüksek akışkan hızına ulaşabilmesi, yüksek güç ihtiyaçlarını karşılayabilmesi ve daha verimli olmasından dolayı tercih edilmektedir. Ancak, radyal türbinler düşük güç ihtiyacının olduğu ve performansın öncelikli olmadığı durumlarda kullanılmaktadır (Boyce, 2011; Aungier, 2006; Rusanov,). Çalışmamızın bu bölümden itibaren aksenal akışlı türbinler üzerinde daha detaylı inceleme yapılacaktır.

3.1. Aksenal Türbinler

Günümüzdeki birçok gaz türbini uygulamalarında tercih edilen aksenal türbinler yüksek iş faktörü (kademe işinin rotor hızının karesine oranı) dikkate alınarak üretilmektedir. Çünkü düşük hızlarda yüksek verim elde etmek ve daha az yakıt tüketimini hedeflenmektedir. Radyal türbinlerin aksine yüksek hızlara çıkabilen ve tek kademedede daha fazla entalpi düşüşüne sahip olan aksenal türbinler genel itibariyle tek kademededen meydana gelmektedir. En çok üzerinde durulan iki farklı aksenal türbin tipi bulunmaktadır. Bunlar impuls türbinleri, reaksiyon türbinleridir.

3.1.1. İmpuls (Çarpma etkili) türbinler

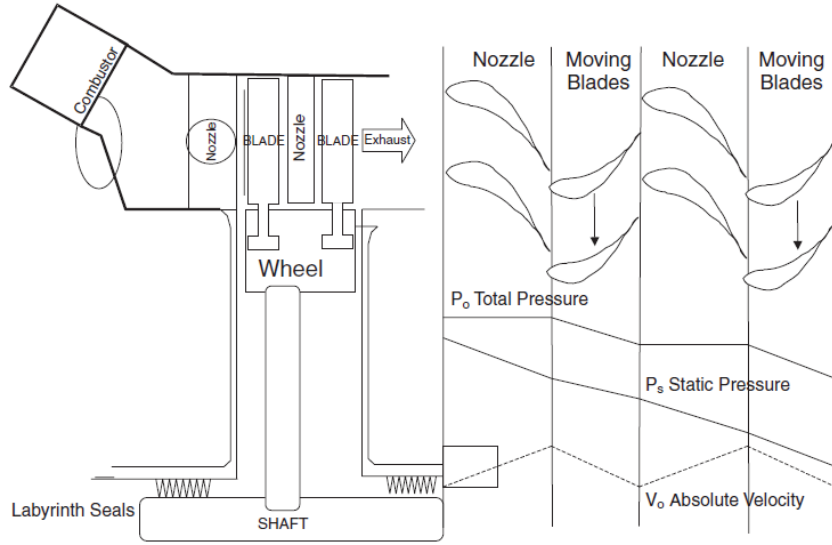
Hareketli kanatlarda basınç değişiminin olmadığı en basit türbin yapısına sahip olan impuls türbinleri, sabit nozul ve hareketli kanatlardan meydana gelmektedir. İmpuls türbinlerinde basınç düşüşünün tamamı sabit nozulda meydana gelmekte ve yakınsak lüleeye benzeyen yapısından dolayı yüksek sıcaklıkta giren akışkanın basıncı azalırken hızları artmaktadır. Hareketli kanatlarda enerji dönüşümü yapılmadan enerji transferi gerçekleşir. Yani, yüksek hızla gelen akışkanın kinetik enerjisinin direk olarak hareketli kanatlara (rotor) çarpma etkisiyle enerji transferi yapılmaktadır. Diğer bir ifadeyle, impuls türbinlerinde reaksiyon derecesi sıfırdır. Şekil 3.4'te impuls türbininde termodinamik ve akışkanlar mekaniği karakteristiğindeki değişimler gösterilmektedir.



Şekil 3.4. İmpuls türbininde termodinamik ve akışkanlar mekaniği karakteristik değişiminin gösterimi (Boyce, 2011)

3.1.2. Reaksiyon türbinleri

Reaksiyon derecesi rotor kanatlarında meydana gelen basınç değişiminin kademede meydana gelen toplam basınç değişimine oranı olarak bilinmektedir. Bu nedenle, basınç değişiminin hem sabit kanatlarda hem de hareketli kanatlarda gerçekleştiği türbinlere reaksiyon türbinleri denirken hareketli kanatlarda basınç değişiminin olmadığı türbinlere ise impuls türbinler denilmektedir. Reaksiyon türbinleri, en yaygın kullanılan türbinlerdir. Reaksiyon türbinlerinde sabit ve hareketli kanatların ikisinde de statik basınç düşüşü meydana geldiğinden dolayı yapısal olarak nozul görevi de yapmaktadır. Reaksiyon türbinlerinin en önemli avantajı düşük akışkan hızlarının uygulanabilirliği ve bu hızlarda daha yüksek verimlere çıkabilmesidir. Şekil 3.5'te reaksiyon türbininde termodinamik ve akışkan mekaniği karakteristiklerinin değişimi verilmiştir.



Şekil 3.5. Reaksiyon türbininde termodinamik ve akışkan mekaniği karakteristiklerinin değişimi (Boyce, 2011)

4. MATERYAL VE YÖNTEM

Bu bölümde öncelikle türbin optimum performansı hesaplayacağımız temel termodinamik ve akışkanlar dinamiğinden bahsedilmektedir. Türbin kanat profili üzerinde hız vektörü çizilerek giriş ve çıkış açılarının performansa etkileri yorumlanmakta ve türbin karakteristiğinin ve performansının optimum seviyeye ne kadar yaklaştığını tahmin etmek için boyutsuz parametrelerin performansla ilişkisinden detaylı olarak bahsedilmektedir. Ayrıca türbin akış ve basınç kayıpları üzerinde detaylı bilgiler verilecektir. Nihayetinde, başlangıç parametreleri verilen tek kademeli aksel türbinin kanat tasarımı üç boyutlu olarak tasarlanıp katı modeli oluşturulacaktır.

4.1. Türbin Performans Ölçüm Teorisi

Türbin performans değerlendirilmesi bazı temel kabuller altında gerçekleştirilmektedir. Bu kabuller taneciklerin hız, ivme, pozisyon ve halinin zamanla değişiminin diferansiyel denklemlere aktarılmasıyla elde edilmiştir. Lagrange ve Euler, tanecik hareketinin tahmini üzerine iki farklı yaklaşım oluşturarak akış analizlerine temel oluşturacak ciddi katkılar gerçekleştirmişlerdir. Burada iki farklı yaklaşım vardır. Lagrange, her bir akış taneciklerinin akış özelliklerini tek tek tahmin etmek istemiştir. Euler, akış taneciklerini sınırları belli bir sistem içerisinde düşünüp akış özelliklerini tahmin etmeyi amaçlamıştır. Taneciklerin tek tek akış özelliklerinin belirlenmesi daha doğru sonuçlar vermesi muhtemeldir. Fakat bu süreç uzun olduğundan Euler türü hareket yöntemi daha uygulanabilir bulunmaktadır. Bu nedenle bu çalışmada Euler yaklaşımı üzerinden çözümler yapılacaktır. Ayrıca, tezin bu bölümünde temel bazı denklemlerden bahsederken karmaşık diferansiyel denklemlerden uzak durulmuş ve daha açık bir şekilde anlatılmaya çalışılmıştır.

4.1.1. Süreklilik denklemi

Süreklilik denklemi giriş ve çıkış arasında sürekli bir akışın olduğu sınırları belli bir hacimde akışkanın kütle korunum kanununun matematiksel ifadesidir. Süreklilik denklemi açık bir şekilde;

$$\dot{m} = \rho VA \quad (4.1)$$

ile gösterilmektedir. Burada ρ yoğunluğu, V hızı, A kesit alanı ve \dot{m} kütleli debiyi temsil etmektedir. Yukarıdaki ifade diferansiyel şekilde yazılırsa;

$$\frac{dA}{A} + \frac{dV}{V} + \frac{d\rho}{\rho} = 0 \quad (4.2)$$

şeklinde ifade edilir. Sürekli akışlı bir sistemde hacmin giriş ve çıkışında kütleli debinin eşit olduğu unutulmamalıdır.

4.1.2. Momentum denklemi

Bilim dünyasının ve özellikle akışkanlar mekaniğinin vazgeçilmez ve en değerli ilkelerinden biri Newton'un ikinci kanunudur. Bu ilkedен yola çıkarak momentum denklemi akışkan üzerine etkiyen dış kuvvetlerin toplamı onun ivmesiyle ya da meydana gelen dış kuvvetler boyunca momentum değişimiyle ilişkili olduğu söylenebilir. Liner olarak aksel yönde uygulanacak olan momentum denklemi;

$$\sum F_x = \frac{d}{dt}(mC_x) \quad (4.3)$$

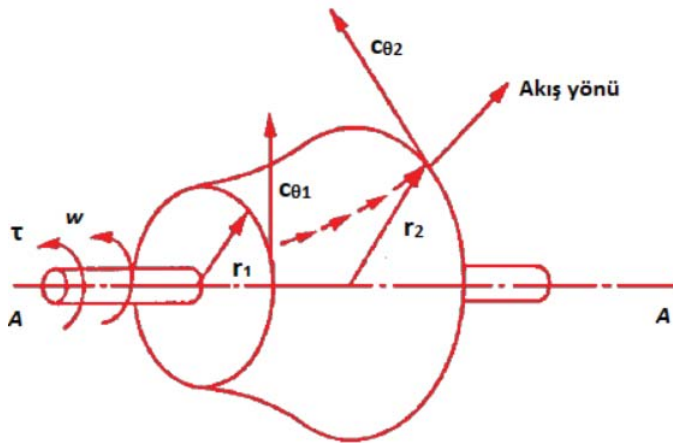
Akışkanın daimi akışlı olarak sabit C_{x1} hızıyla girip C_{x2} hızıyla çıktığı bir kontrol düşünülürse;

$$\sum F_x = \dot{m}(C_{x2} - C_{x1}) \quad (4.4)$$

bir boyutlu daimi akışlı momentum denkleminde dönüşmektedir. Ayrıca belli bir kütleye sahip sistemde belli bir eksende kesit alanı belli bir bölgeye uygulanan anlık tüm dış kuvvetlerin vektörel toplamı sistemin açısal momentumunun zamanla değişimine eşittir (Dixon, 2014).

$$\tau = m \frac{d}{dt}(rC_\theta) \quad (4.5)$$

burada r yarıçapı C_θ teğetsel hızı, m kütleyi ve τ torku ifade etmektedir. Şekil 4.1'de turbo makine üzerinde bazı vektörler ve uzunluklar gösterilmiştir.



Şekil 4.1. Turbo makine üzerinde bazı vektörlerin gösterimi (Dixon, 2014)

Herhangi bir turbo makineyi içine alan kontrol hacmine r_1 yarıçapı ve $C_{\theta 1}$ teğetsel hızı ile girip r_2 yarıçapı ve $C_{\theta 2}$ teğetsel hızı ile çıktığı düşünülürse bir boyutlu akış;

$$\tau = \dot{m}(r_2 C_{\theta 2} - r_1 C_{\theta 1}) \quad (4.6)$$

halini alır. Bu denklem açısal hızla genişletilirse;

$$\tau \omega = \dot{m}(U_2 C_{\theta 2} - U_1 C_{\theta 1}) \quad (4.7)$$

Euler enerji denklemi meydana gelir. Eğer $U_2 C_{\theta 2} - U_1 C_{\theta 1} < 0$ olursa;

$$W_{\text{Türbin}} = \tau \omega = \dot{m}(U_2 C_{\theta 2} - U_1 C_{\theta 1}) \quad (4.8)$$

Euler türbin enerji denklemi ortaya çıkar.

4.1.3. Termodinamiğin ikinci kanunu-entropi

Bir sistem içerisindeki işe çevrilemeyecek termal enerji ya da bir hacim içerisindeki düzensizlik olarak tanımlanan entropi termodinamiğin ikinci kanunuyla açıklanmıştır (Çengel ve ark., 2002). Entropi;

$$\int \frac{\delta \dot{Q}}{T} = \Delta S \quad (4.9)$$

denklemleriyle ifade edilir. Eğer proses tersinir ise $\delta Q = \delta Q_{Ter}$ ifadesi denklemde yerine koyulursa;

$$\int \frac{\delta Q_{Ter}}{T} = 0 \quad (4.10)$$

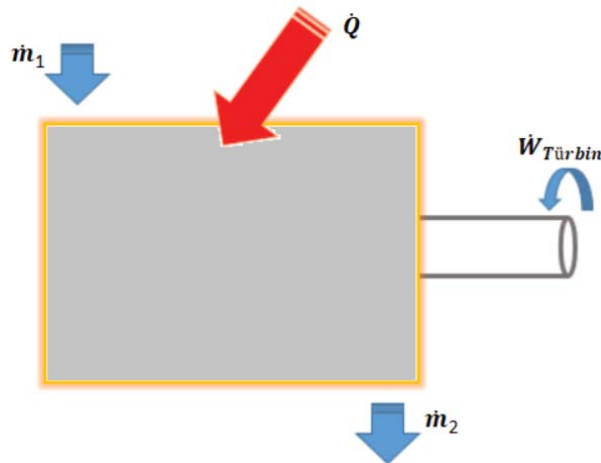
eşitliği meydana gelir ve $S_2 = S_1$ olduğu söylenebilir. Eğer proses kontrol hacmi içerisinde 1 noktası ile 2 noktası arasında adyabatik bir boyutlu daimi akış olduğu düşünülürse $\delta Q = 0$ olur.

$$\int_1^2 \frac{\delta Q}{T} \leq \dot{m}(s_2 - s_1) \quad (4.11)$$

denklemde yerine konursa $s_2 \geq s_1$ olduğu söylenebilir. Biz ampirik formüller yardımıyla hesaplamalar yapılırken izentropik proses dikkate alınmıştır. Yani entropinin değişmeden kaldığı ($s_2 = s_1$) bir proseste (ideal şartlarda) çözümler yapılmıştır.

4.1.4. Daimi akışlı enerji denklemi

Daimi akışlı enerji denkleminin elde edilebilmesi için termodinamiğin birinci kanununun kontrol hacmine nasıl uygulanacağı birçok kitapta gösterilmektedir (Çengel ve ark., 2002). Termodinamiğin birinci kanunu ile türbin elemanını kapsayan bir kontrol hacmi seçilerek daimi akışlı enerji denklemi eşitliği yazılıp türbin kapasitesi üzerinde çıkarımlar yapılabilir. Şekil 4.2’de türbin bölgesinde kontrol hacmi ve üzerindeki değişkenler gösterilmektedir.



Şekil 4.2. Kontrol hacmi üzerindeki değişkenlerin gösterimi

Yukarıda bahsedilen şekle baktığımızda giriş ve çıkışı bulunan bir kontrol hacmi bulunmaktadır. Burada \dot{m} kütleli debiyi, $\dot{W}_{\text{Türbin}}$ türbin şaft gücünü ve \dot{Q} kontrol hacmine giren ısıyı ifade etmektedir. Bu kontrol hacminde akışkan enerjisi kanatlara iletilir ve rotor kanatları sayesinde mekanik enerji meydana gelir. Kontrol hacmi sınırları içerisinde enerji denklemini;

$$\dot{Q} - \dot{W}_{\text{Türbin}} = \dot{m} \left[(h_2 - h_1) - \frac{1}{2} (C_2^2 - C_1^2) - g(z_2 - z_1) \right] \quad (4.12)$$

şeklinde gösterilir. Daimi akışlı proses ve birim kütlede olmak şartıyla h entalpi değerini, $\frac{1}{2}C^2$ kinetik enerjiyi ve (gz) potansiyel enerjiyi temsil etmektedir. Hidromakineler dışında potansiyel enerjideki değişim küçük miktarda olduğu için ihmal edilmektedir. İdeal şartlarda ve adyabatik ortamda işlemler yapılacağından $\dot{Q} = 0$ kabul edilebilir. Ayrıca İleriki başlıklarda Moiler diyagramında daha ayrıntılı olarak ifade edeceğimiz durma entalpisini ($h_0 = h + \frac{1}{2}C^2$) Eş. 5.11'de yerine koyarsak;

$$\dot{W}_{\text{Türbin}} = \dot{m}(h_{01} - h_{02}) \quad (4.13)$$

ile türbinde üretilen güç hesabını daha açık ve basit bir denklem halinde gösterebiliriz.

4.1.5. Hal denklemleri

Kontrol hacmi sınırları altında akan akışkanın gaz olduğu kabul edilirse;

$$\frac{P}{\rho} = RT \quad (4.14)$$

Denklemleri dikkate alınmalıdır. Ya da;

$$Pv = RT \quad (4.15)$$

eşitliğinde kullanılabilir. Burada v özgül hacmi, P basıncı, R gaz sabitini ve T sıcaklığı temsil etmektedir.

4.1.6. Mach sayısı

Herhangi bir cisim ile temas halindeki gaz arasında oldukça yüksek derecede bir bağıl hız olduğunda hız ile gazın özgül kütleindeki değişim akış bölgesinin özelliklerini etkiler. Boyutsuz bir parametre olan Mach sayısı akış hızının bölgesel ses hızına oranı ile bulunmaktadır. Mach sayısı;

$$M = \frac{c}{a} \quad (4.16)$$

ile ifade edilebilir. Ses hızı bölgesel şartlara göre değiştiğinden;

$$a = \sqrt{\chi RT} \quad (4.17)$$

Şeklinde hesaplanır.

4.2. Mollier Diyagramı

Sıkıştırılabilir akışlarda başlangıç referans halini tanımlamak için kullanılan durma şartları akış hızının sıfır olduğu durum olarak ifade edilmektedir. Akış analizleri ve hesaplamaları yapılırken akışkanın hızının ihmal edildiği büyük bir kaynaktan geldiği düşünülmektedir (Gorla ve ark., 2003). Durma hali şekil 4.3'te gösterilmektedir.



Şekil 4.3. Durma şartları

Durma halindeki kaynak hareketsizdir. Akışın olduğu bir ortamda hızın izentropik olarak sıfıra yaklaştırıldığı zaman durma hali meydana gelir. Burada 0 indisi durma halini göstermektedir. Açık sistemlerde enerji denkleminde termodinamiğin birinci kanunu uygulandığında işin olmadığı ve hacim ile çevre arasında ısı transferinin meydana gelmediği düşünülürse durma halinde denklem;

$$h_0 + \frac{(C_0=0)^2}{2} = h + \frac{C^2}{2} \quad (4.18)$$

Şeklinde faydalı bir denklem meydana gelir. İdeal gaz için entalpi ve özgül ısı değeri;

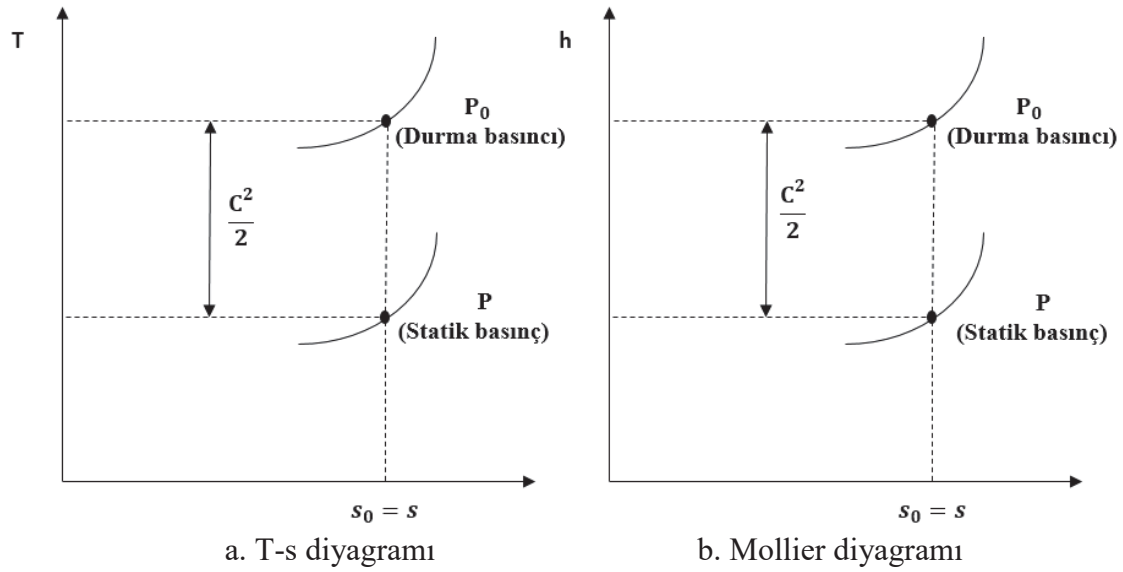
$$h = c_p T \quad (4.19)$$

$$c_p = \frac{\chi}{\chi-1} R \quad (4.20)$$

ile bulunabilir. Bu denklemler yerine Eş. 5.18' de yerine koyulursa;

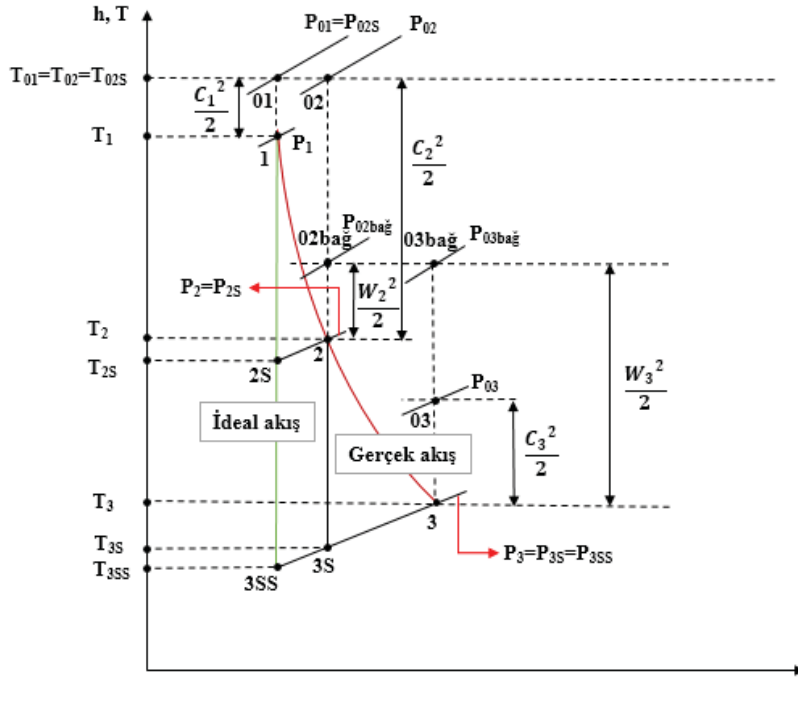
$$T_0 = T + \frac{C^2}{2c_p} \quad (4.21)$$

denklemleride çok kullanacağımız bir eşitlik halini almaktadır. Şekil 4.4'te Mollier diyagramı ve T-s diyagramı gösterilmektedir.



Şekil 4.4. Durma halinin Mollier diyagramı ve T-s diyagramı üzerinde gösterimi (Gorla, 2003)

Adyabatik ve izentropik şartlar dikkate alınarak ortaya çıkarılan T-s ve Mollier diyagramı ön tasarım aşamasında akış parametrelerinin birbirleriyle harmanlanmasına büyük katkıları vardır. Bu diyagramı türbin kademesi düşünülerek daha kapsamlı çizilirse şekil 4.5'te verilen diyagram ortaya çıkmaktadır.



Şekil 4.5. Türbin kademesi için Mollier diyagramı

Bu diyagram birçok uygulamada kullanılmakla birlikte türbin ön dizayn aşamasında ciddi kolaylık sağlamaktadır. Bu diyagram ile durma halinin ince bir şekilde yorumlanmasından bazı özel denklemler ortaya çıkmaktadır. W rotordaki bağıl hızı temsil ederken C ise mutlak hızı ifade etmektedir. Boyutsuz bir sayı olan Mach sayısı ile durma sıcaklığı arasındaki ilişki;

$$\frac{T_0}{T} = \left(1 + \frac{\chi-1}{2} M^2\right) \quad (4.22)$$

ile ifade edilir. Durma basıncı ile Mach sayısı arasındaki ifade ise;

$$\frac{P_0}{P} = \left[1 + \frac{\chi-1}{2} M^2\right]^{\frac{\chi}{\chi-1}} \quad (4.23)$$

ile açıklanmaktadır. Ön tasarım aşamasında birçok yerde kullanacağımız bir denklem ortaya çıkmaktadır. Türbin kademesinde gerçek aerodinamik performansı tahmin etmek için küçük ya da sonsuz küçük kademe hayalen oluşturulur. Bu sonsuz küçük kademe verimine politropik verim denir. Türbinde politropik verim;

$$\eta_p = \frac{\chi-1}{2} \left(\frac{\ln \frac{T_3}{T_1}}{\ln \frac{P_3}{P_1}}\right) \quad (4.24)$$

denklemleri ile bulunabilir. Politropik verime bağılı toplamdan toplama izentropik türbin verimi;

$$\eta_{T,i} = \frac{1 - \left(\frac{P_3}{P_1}\right)^{\eta_p \left(\frac{\chi-1}{\chi}\right)}}{1 - \left(\frac{P_3}{P_1}\right)^{\left(\frac{\chi-1}{\chi}\right)}} \quad (4.25)$$

İfadesiyle hesaplanabilir. Entalpiye bağılı izentropik türbin verimi ise;

$$\eta_{T,i} = \frac{h_1 - h_3}{h_1 - h_{3s}} \quad (4.26)$$

ile bulunabilmektedir. Ayrıca durma hali dikkate alındığında toplamdan toplama ve toplamdan statığe türbin verimi;

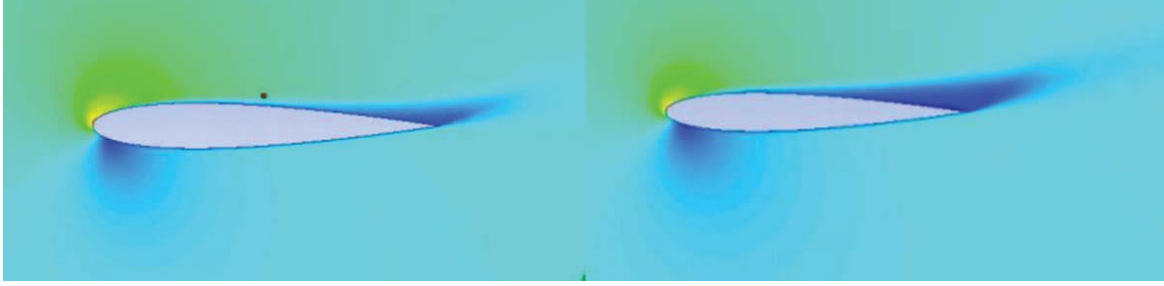
$$\eta_{t-t} = \frac{T_{01} - T_{03}}{T_{01} - T_{03s}} \quad (4.27)$$

$$\eta_{t-s} = \frac{T_{01} - T_{03}}{T_{01} - T_{3s}} \quad (4.28)$$

şeklinde hesaplanabilir. Burada bahsedilen eşitlikler ön tasarım hesaplamalarının temelini oluşturduğundan ciddi anlamda üzerinde durulması ve Mollier diyagramının türbin kademesi için doğru bir şekilde çizilmesi ve uygulanması sonuçların gerçeğe yakın çıkmasında etkili olacaktır.

4.3. Durağanlık (Stall) Durumu

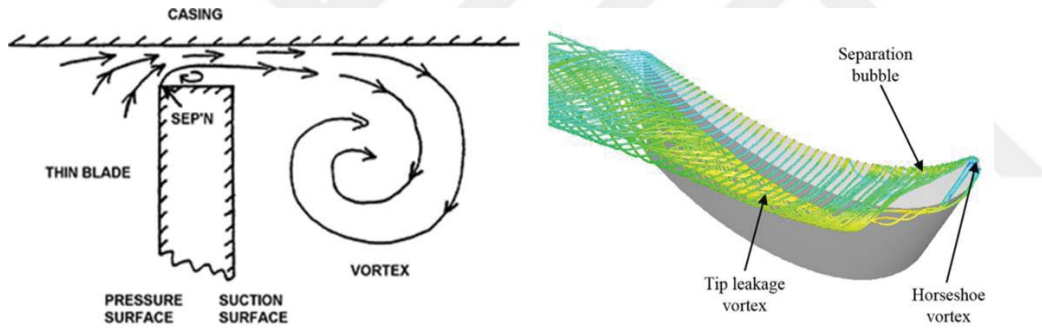
Türbin kanatlarının giriş kısmında hücum açısının belli bir değeri geçmesi nedeniyle kanatlar arasında oluşan girdap akış ayrılmalarına ve etkin akış alanının azalmasına sebep olmaktadır. Bu olaya durağanlık ya da stall durumu denmektedir. Kanatçıkların emme (suction) yüzeyinde oluşan akış ayrılmasına pozitif durağanlık denmekteyken negatif giriş açısı değerinde kanatçıkların basınç (Pressure) yüzeyinde meydana gelen akış ayrılması negatif durağanlık ile ifade edilmektedir. Etkin akış alanının azalmasıyla birlikte aksel hız miktarı azalmakta ve debide ani düşüşler meydana gelmektedir. Bu olayı engellemek için hücum açısı değiştirilebilir bir şekilde tasarım yapılabilir. Şekil 4.6'da NACA 0012 kanatçığında atak açısı sırasıyla 12° ve 16°'de akış ayrılmaları gösterilmektedir.



Şekil 4.6. NACA 0012 kanatçığında atak açısı sırasıyla 12° ve 16° 'da akış ayrılmaları (Raval ve ark., 2017)

4.4. Uç Açıklığı (Tip clearance)

Tasarım aşamasında rotor sürtünme kayıplarını azaltmak için rotor kanatçıkları ve muhafaza arasına koyulan boşluğa uç açıklığı (Tip clearance) denmektedir. Fakat bu boşluktan sızıntılar meydana gelip vorteksler oluşabilir (Lampart, 2009; Yoon ve ark., 2006). Şekil 4.7'de Uç açıklığı koyulan akış durumu gösterilmektedir.



Şekil 4.7. Uç açıklığının kanat üzerinde gösterimi (Schabowski, 2014)

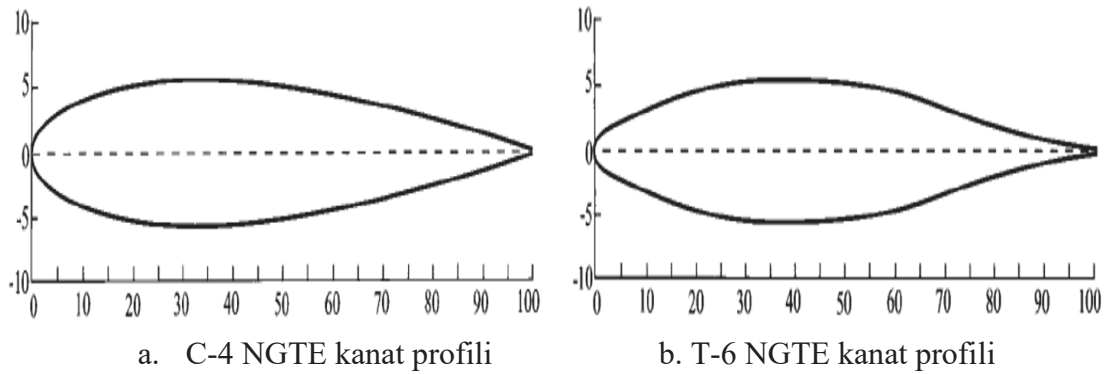
Uç açıklığının belli bir değeri geçmemesi gerekmektedir. Bu nedenle yapılan birçok deneysel çalışmada kanat yüksekliğinin %1-1,5 arasında olması gerektiği ileri sürülmüştür (Walsh, 2004; Krishnababu, 2009). Eğer gereğinden fazla açıklık bırakılırsa akış alanının azalmasından dolayı ciddi verim düşüşü meydana gelebilmektedir.

4.5. İki Boyutlu Kanat Geometrisinin İncelenmesi

Türbinin kanadı üzerinden performans analizi hesaplarına girmeden önce kanadın parametrelerini araştırmak ve incelemek oldukça zaman alıcı bir çalışmadır. Bu nedenle bu bölümde kanatçık tanıtımı yapılacak ve kanat üzerindeki parametreler detaylı olarak verilecektir.

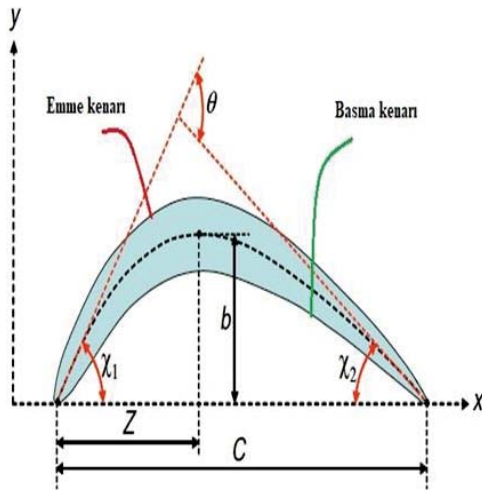
Büyük çoğunluğu kavisli olarak üretilen türbin kanatçıklarının bir tarafı konveks yapıya sahipken diğer tarafı konkav bir yapıdadır. Konkav yapının olduğu bölge basınç kenarı olarak bilinmektedir. Kanadın konveks tarafı ise emme kenarı olarak tarif edilmektedir. Kanadın bu yapısından dolayı, sabit kanatçıklardan rotor kademesine yönlendirilen akışkanın emme ve basma kenarına uyguladığı kuvvetler farklı olacaktır. Bu emme ve basma tarafında meydana gelen kuvvet farkı hareketli kanatçıkları döndürmesiyle rotor kademesinde enerji transferi meydana gelmektedir.

Dünya genelinde kanat profilleri üzerine çalışan çok az sayıda firma bulunmaktadır. Bu firmaların en önemlilerinden biri İngiliz NGTE firmasıdır. NGTE firması kanadın aerodinamiğini dairesel-yay ve parabolik-yay şeklide kavisli olarak dizayn etmektedir. Bu firmanın ürettiği en önemli kanat profilleri T-6 ve C-4 profilleridir. Bu tasarlanan kanat profillerinde kalınlık boyun % 10'unu olarak belirlenmektedir. NGTE firmasının T-6 ve C-4 tipi kanat profilleri Şekil 4.8'de gösterilmektedir.



Şekil 4.8. NGTE firmasının T-6 ve C-4 tipi kanat profilleri (Rişvanoğlu, 2010)

Kanat profili üzerine çalışan diğer önemli firma Amerikan menşei NACA adlı kuruluştur. NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) firması türbin kanat profilleri üzerindeki çalışmalarında kavis ve kalınlık gibi parametrelerin yanı sıra akışkanın kanat üzerindeki basınç ve hız dağılımı gibi yük değişkenleri dikkate alınarak tasarım yapılmaktadır. Türbin kanat profili üzerinde temel parametreler Şekil 4.9'da verilmektedir.



σ : Katılık oranı (solidity)

χ : Kord çizgisinden ölçülen kanat açısı

c : Kord uzunluğu (Chord)

Z : Maksimum kamburluğun kanat ucuna uzaklığı

b : Kanadın maksimum kamburluğu (m)

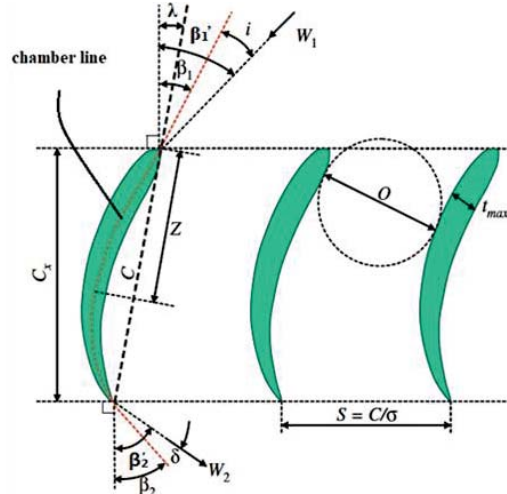
t : Kanat kalınlığı

O : Kanatlar arasındaki boğaz genişliği (Throat length)

S : Kanat boşluğu (Pitch)

h : Kanatçık yüksekliği (Span)

Şekil 4.9. Kanat profili üzerindeki temel parametrelerin gösterimi (Tournier, 2010)



β : Kanat açısı (Blade angle)

β' ya da ϕ : Kanat akış açısı (flow angle)

θ : Kamburluk açısı (camber angle)

λ : Kurulum açısı (Stagger angle)

i : İncidence açısı

δ : Ayrılma açısı (Deviation angle)

c_x : Aksiyal kord uzunluğu (Axial chord)

W : Bağlı hız (Relative velocity)

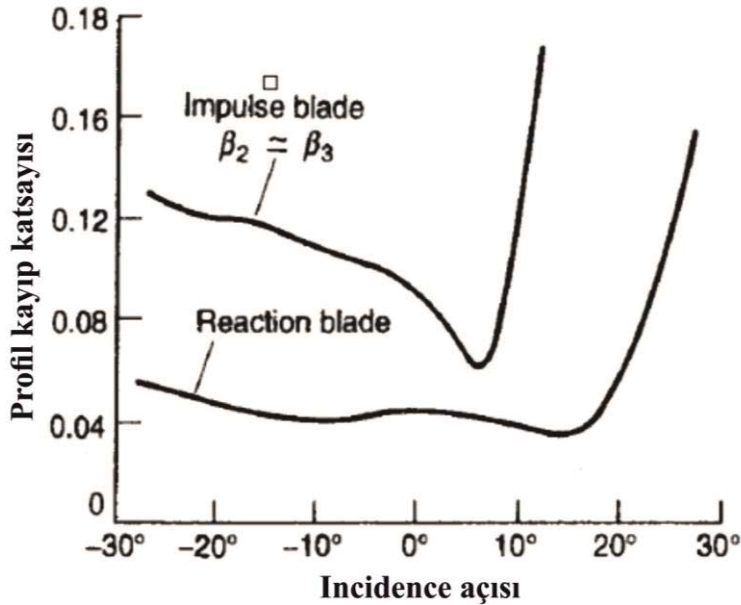
AR: Kanat açıklık oranı (Aspect ratio)

Kanadın ön ucundan (Leading edge) arka ucuna (Trailing edge) çekilen düz çizgiye kord ya da veter çizgisi (Chordline), uzunluğuna ise kord (Chord) yada veter uzunluğu denmektedir. Basınç kenarıyla emme kenarının ortasından geçen kesikli çizgiye kamburluk çizgisi ya da hattı (Camberline) denirken veter uzunluğuyla kamburluk çizgisi arasındaki uzaklığa kanadın kamburluğu (Camber) olarak ifade edilmektedir. Kamburluk açısı (Camber angle) kamburluk hattının dönme açısı olarak tabir edilmektedir. Kanadın giriş ve çıkışında kamburluk çizgisine teğet olan çizgiler ile aksiyal doğrultu arasındaki açıların ($\chi_1 + \chi_2$) toplamına eşittir. Ayrıca basit bir denklem ile de bulunabilir:

$$\tan(\chi_1) = \frac{\frac{b}{c}}{\frac{Z}{4} - \frac{1}{c}} \quad (4.29)$$

$$\tan(\chi_2) = \frac{\frac{b}{c}}{\frac{3}{4} - \frac{Z}{c}} \quad (4.30)$$

Kanat akış açısı (β' , Blade flow angle) kanada yönlendirilen akışkanın hız vektörünün aksiyal doğrultu ile yaptığı açıdır. Kanat açısı (Blade angle) ise kanadın kamburluk çizgisiyle aksiyal doğrultu arasındaki açıyla ifade edilmektedir. Incidence açısı, rotorun giriş kısmında kanat akış açısı ile kanat açısı arasındaki fark ile hesaplanmaktadır. Incidence açısının performansa etki eden en önemli parametrelerden biri olmakla birlikte genel olarak belli açılar (-10 ile +10) arasında ayarlanması kayıpların azalmasında etkin bir rol oynamaktadır. Bu konuda birçok inceleme bulunmaktadır (Kiran ve ark., 2017; Wang ve ark., 2018; Marconcini ve ark., 2015). Tüm bu bahsedilenlerin yanı sıra, kanat akış açısı ile kanat açısı genel olarak birbiriyle karıştırılmakta ve anlam karmaşasına yol açmaktadır. Bu nedenle, bu iki açının birbirine eşit olması için Incidence açısının sıfıra eşit olması gerektiği göz önünde bulundurulmalıdır. Incidence açısının profil kayıp katsayısına etkisi Şekil 4.10'da gösterilmektedir.

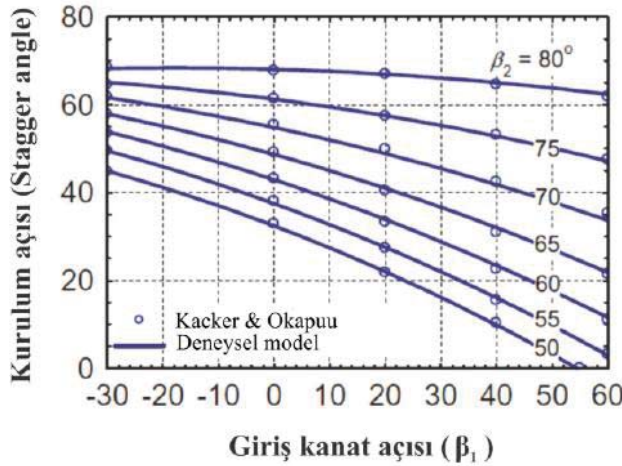


Şekil 4.10. Reaksiyon ve impuls türbin kanatlarında Incidence açısının profil kayıplarına etkisi (Saravanamutto, 2006)

Incidence açısının kayıpları etkilediğinden yukarıda bahsedildi. Bu grafikte Incidence açısının hem impuls hem de reaksiyon türbinlerindeki kanat tasarımında ne kadar önemli olduğu görülmektedir. Genel itibariyle reaksiyon türbinlerinde -10 ile +15 arasında seçilmesi profil kayıplarını azalttığı görülmektedir. İmpuls türbinlerinde ise 0 ile +10 arasında minimum değere ulaştığı açık bir şekilde verilmiştir (Saravanamutto, 2006).

Bir diğer üzerinde durulması gereken açı ise hücum (Attack) açısıdır. Bu açı özellikle uçak kanatları ve rüzgar türbinlerinin kanat kaldırma katsayıları hesaplanırken önemle üzerinde

durulmaktadır. Fakat dikkati çekmek istediğim yer hücum açısıyla Incidence açısının birbiriyle karıştırılmamasıdır. Incidence açısından yukarıda bahsedilmiştir. Hücum açısından net bir ifadeyle bahsetmek gerekirse, bu açı giriş kanat akış açısıyla veter çizgisi arasında kalan açı olduğuna dikkat edilmelidir. Bir diğer kanat açısı olan kurulum açısı (Stagger angle) kanadın veter çizgisiyle aksiyal doğrultu arasındaki açı olarak ifade edilmektedir. Kanat giriş ve çıkış açısıyla kurulum açısı arasındaki deneysel verilerle bulunan ilişki Şekil 4.11’de gösterilmektedir.

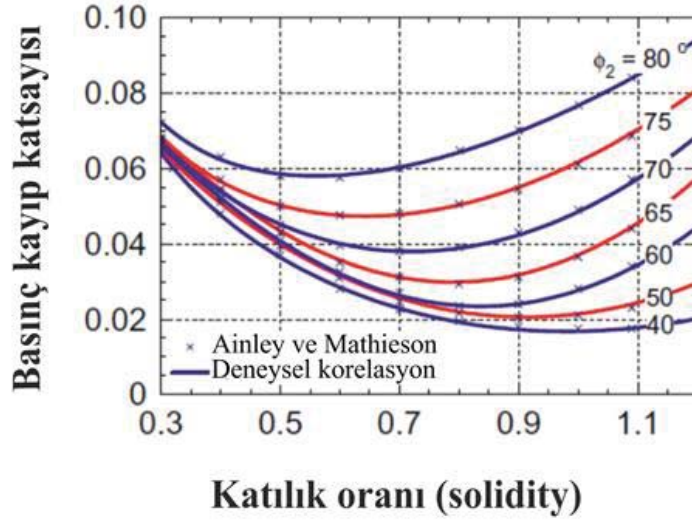


Şekil 4.11. Kanat giriş ve çıkış açısıyla kurulum açısının değişimi (Tournier, 2010)

Akışkan rotor tarafından döndürüldükçe kanat açısında (β_2) çıkacak olan akışkan dönmeye karşı bir dirençle karşılaşır ve kanattan β_2 açısından daha büyük bir açıyla (β_2') çıkar. Bu iki açı arasındaki farka ise rotor çıkışında meydana gelen ayrılma açısı (Deviation angle) denilmektedir. Akışkanın giriş ile çıkış arasındaki dönme açısına (Deflection angle) ise giriş ile çıkıştaki kanat akış açıları arasındaki fark ile hesaplanmaktadır. Sapma açısının kayıpların azaltılması bakımından optimum seviyede tutulması üzerinde durulması gereken en önemli parametrelerden biridir. Tasarım aşamasında sapma açısının 25 dereceyi geçmemesi gerektiği önerilmektedir.

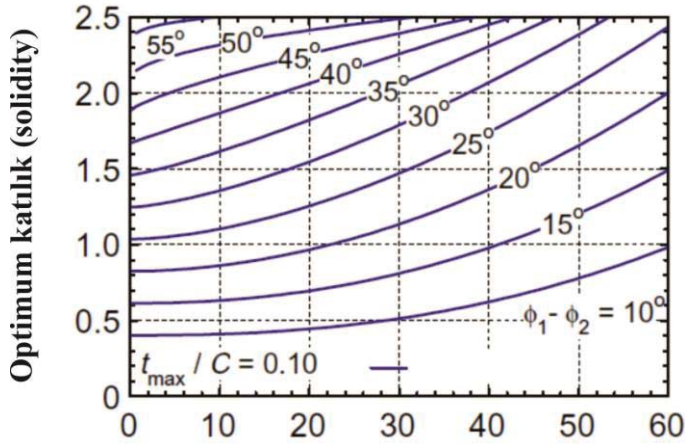
Kanat boşluğu (Pitch), iki kanat arası uzaklık olarak ifade edilmektedir. İki kanadın (ön leading) ya da kuyruk (trailing) kısmından ölçülerek bulunmaktadır. Kanat sayısına ve nominal çapa bağlı olarak değişmektedir. Katılık (Solidity), veter uzunluğunun (Chord) iki kanat arası uzunluğa (Pitch) oranıyla bulunmaktadır. Kanat açıklık oranının (Aspect ratio) yanı sıra katılık oranının da optimum bir değerde tutulması gerekmektedir (Jean ve ark, 2010).

Benzer kanat yapısına sahip türbin ve kompresör için çıkış kanat açısı belli olan kanadın basınç kayıp katsayısının kanat katılık oranıyla (Solidity) değişimi üzerine optimizasyon çalışması yapmıştır. Bu optimizasyon Ainley ve Mathieson' un kriterlerine göre yapılmıştır. Şekil 4.12'de kanat katılık oranı ve çıkış kanat açısıyla basınç kayıp katsayısının değişimi gösterilmektedir.



Şekil 4.12. Türbin kanadının katılık oranı ve kanat açısıyla basınç kayıp katsayısının değişimi (Tournier, 2010)

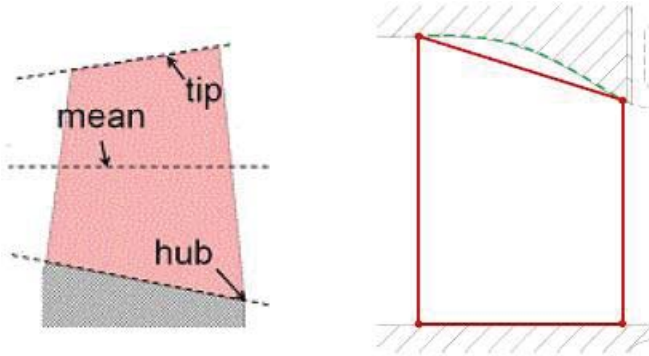
Katılık oranının artmasıyla tüm çıkış kanat açılarında basınç kayıp katsayısının azaldığı görülmektedir. Katılık oranının 0,9-1,1 arasında ve çıkış kanat açısının 40° olduğu durumlarda kanat minimum basınç kayıp katsayısına sahip olduğu ortaya çıkmaktadır. Ayrıca dikkat edilmelidir ki, katılık oranının belli bir seviyesinden sonra artmasıyla basınç kayıp katsayıları da artacaktır. Ayrıca, Şekil 4.13'de aynı çalışmada $t_{max}/c = 0,10$ oranına sahip kanatta akış açısındaki dönme olan deflection açısı ile çıkış kanat akış açısı göz önünde bulundurularak optimum kanat katılığı belirlenmiştir.



Çıkıştaki kanat akış açısı

Şekil 4.13. Dönme açısı ve çıkış kanat akış açısına göre optimum katılık oranı (Tournier, 2010)

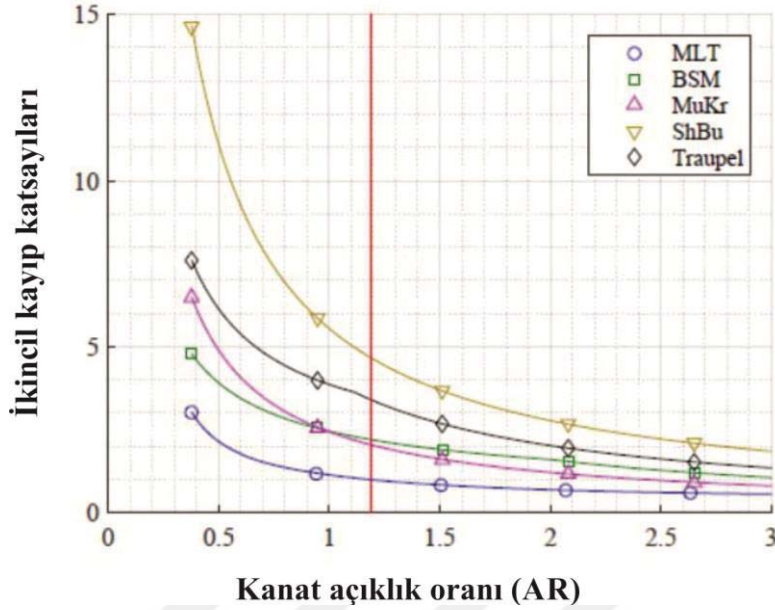
Kanat açıklık oranı (Aspect ratio) kanat yüksekliğinin veter uzunluğuna oranı olarak bilinmektedir. Kanat açıklık oranı üç boyutlu akış analizlerinde kullanılmaktadır. Kütleli debi ve aksel hız belli olduğu zaman optimum kanat açıklık oranı tahmin edilebilir. Kanat açıklık oranı yerine bazen rotorun şaftından kanat dibi (Hub) uzaklığını kanat ucuna (Tip) uzaklığına oranı $\left(\frac{r_{\text{hub}}}{r_{\text{tip}}}\right)$ da kullanılmaktadır. Kanadın hub, mean ve tip noktalarının gösterimi şekil 4.14' te gösterilmektedir.



Şekil 4.14 Kanat yapısı (Persson, 2015)

Kanat açıklık oranının optimize edilmesinin en önemli sebeplerinden biri düşük kanat açıklık oranlarıyla yapılan kanat tasarımlarında üç boyutlu akış kayıplarının yüksek olmasına neden olmasıdır. Ayrıca sabit kanatlarda meydana gelen düzensiz akış ile beklenenden farklı hız diyagramlarının oluşmasına sebep olabilmektedir. Bununla birlikte kanat açıklık oranının aşırı yüksek olması da türbin titreşim miktarını artırmaktadır. Bu nedenle optimum kanat açıklık değerinin belirlenmesi oldukça önemlidir (Saravanamutto, 2006).

Kanat açıklık oranı üzerine yapılan bir çalışmada kanat açıklık oranıyla kayıpların nasıl değiştiği üzerine bir çok optimizasyon çalışması yapılmıştır. Bu çalışmadan aldığımız bir grafik bizim kanat açıklık oranının kayıplar üzerinde önemli bir etkisinin olduğunu ortaya çıkarmaktadır Şekil 4.15'te farklı optimizasyon kriterlerine göre kanat açıklık oranıyla kayıpların değişimi verilmektedir.



Şekil 4.15. Kanat açıklık oranıyla ikincil kayıp katsayılarının değişimi (Hirsch ve ark, 2016)

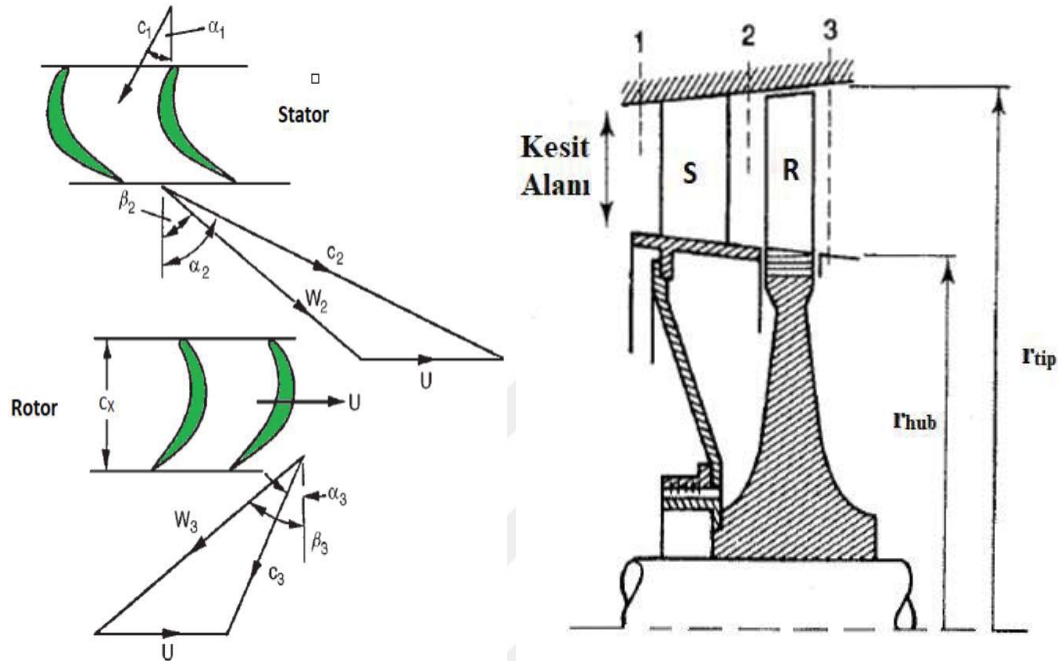
Beş farklı kanat açıklık oranı üzerine yapılan bu çalışmada kanat açıklık oranının düşük seviyelerde seçilmesinin ikincil kayıpları arttıracığı görülmektedir. Kanat açıklık oranı büyüdükçe ikincil kayıpların azaldığı ortaya çıkmaktadır. Fakat yaklaşık olarak 1'den büyük kanat açıklık oranlarında yine ikincil kayıpların azaldığı fakat yaklaşık olarak dengede kalmaktadır (Hirsch ve ark, 2016).

Nihayetinde, kanat profili üzerinde bahsedilen ve adlandırılan bu parametreler akışın rotor ve stator kanatçıkları arasında aerodinamik ve diğer kayıpları bilinçli ve sistematik bir şekilde optimize etmemize ciddi anlamda yardımcı olacaktır.

4.6. Eksenel Türbinin Hız Diyagramının Çizilmesi

Eksenel türbinlerde hız vektörleri reaksiyon derecesine göre değişiklik göstermektedir. Her çalışmada olduğu gibi türbin kanat tasarımı yapılırken en hızlı yoldan kanat tasarımı ve yüksek verimlilik arzu edilmektedir. Bu nedenle hem verimlilik bakımından yüksek ve

simetrik hız vektörleri bakımından tasarımı kolay olan %50 reaksiyon derecesine sahip türbin kanat yapısı seçilmiştir. %50 reaksiyon derecesine sahip aksel türbin kanat kademesinin hız diyagramı Şekil 4.16’te verilmektedir.



Şekil 4.16. %50 reaksiyon dereceli aksel türbin kademesinin hız diyagramı (Saravanamutto, 2006)

Aksiyal türbin kademesi sabit (stator) ve hareketli (rotor) kanat dizisinden oluşmaktadır. Türbin içerisindeki akış statorda başlamakta ve rotorda enerji transferi gerçekleştirilerek çıkmaktadır. Hız diyagramını incelenirse, akışkan aksiyal yönde α_1 açısına sahip C_1 mutlak hızında sabit kanatçık dizisine girmekte ve sabit kanatçıktan hızlanmış bir şekilde aksiyal yönle α_2 açısı yapacak şekilde C_2 mutlak hızına arttırılmaktadır. Aksiyal yön ile β_2 açısı yapan W_2 bağıl hızı rotor içinde hareketli gözlemciye göre ölçülmekte ve mutlak C_2 hızından kanat rotor hızının vektörel olarak çıkarılmasıyla bulunmaktadır. Rotor içinden geçen akışkan bağıl olarak hızlandırılmaktadır. Bunun sonucunda, rotordan aksiyal yönle β_3 açısı ve W_3 bağıl hızıyla rotordan dışarı çıkmaktadır. Son olarak, kanat hızı ile rotor çıkışındaki bağıl hızın vektörel olarak toplanmasıyla mutlak hız C_3 ve α_3 ortaya çıkarılmaktadır. Ayrıca aksiyal yöndeki hızların ($C_{x1} = C_{x2} = C_{x3}$) birbirine eşit olduğu unutulmamalıdır. Kanat hızı;

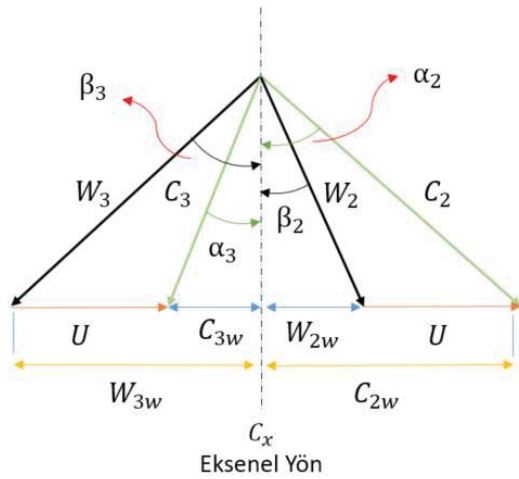
$$U = rw \quad (4.31)$$

$$w = \frac{2\pi N}{60} \quad (4.32)$$

Şeklinde bulunmaktadır. Burada U rotor kanadının teğetsel hızını temsil etmektedir. r rotor yarıçapını, w açısal hızı (rad/s) ve N rotorun devir sayısını (dev/dk) ifade etmektedir. Mutlak, bağıl ve kanadın teğetsel hızı arasındaki vektörel bağıntı;

$$\vec{W} = \vec{C} - \vec{U} \quad (4.33)$$

şeklinde verilmektedir. Reaksiyon derecesinin %50 olduğu aksenel türbinlerin hız üçgenlerinin simetrik olduğunu söylenmişti. Akışın hız vektörlerinin Stator çıkışı ile başlayan hız üçgeni ile incelenmesi bazı parametrelerin daha açık bir şekilde bulunmasını sağlayacaktır. Rotor kısmının hız üçgeni Şekil 4.17'de gösterilmektedir.



Şekil 4.17. %50 reaksiyon dereceli aksenel türbinlerinde rotor hız üçgeni

Hız üçgeninde enerji transferinin daha iyi anlaşılabilmesi hız üçgeni üzerinden bazı çıkarımlar yapılacaktır. Burada üzerinde durulması gereken en önemli denklemlerden biri türbin Euler iş denklemdir;

$$W_{\text{Türbin}} = U(C_{2w} + C_{3w}) = \frac{1}{2}(C_2^2 - C_3^2) + \frac{1}{2}(U_2^2 - U_3^2) + \frac{1}{2}(W_3^2 - W_2^2) \quad (4.34)$$

$$\tan \alpha_2 = \frac{C_{2w}}{C_x} \quad (4.35)$$

$$\tan \alpha_3 = \frac{C_{3w}}{C_x} \quad (4.36)$$

Denklem Eş. 4.35 ve Eş. 4.36 denklem Eş. 4.34'te yerine koyulduğunda açığa bağlı Türbin Euler işi;

$$W_{\text{Türbin}} = UC_x(\tan \alpha_2 + \tan \alpha_3) \quad (4.37)$$

halini almaktadır. Rotor girişinde ve çıkışındaki mutlak ve bağıl hızları basit geometrik eşitliklerle bu gibi ilişkiler kurulabilir. Bu verilen temel bilginin yanında türbin performansını tahmin etme ve hesaplama bakımından en önemli iki boyutsuz parametreden birincisi yük katsayısı iken ikincisi akış katsayısıdır. Bu parametrelerin yanı sıra reaksiyon derecesinin tasarım üzerindeki etkisinin de bilinmesi tasarımın daha doğru yapılmasına yardımcı olacaktır.

4.7. Boyutsuz Sayıların İncelenmesi

4.7.1. Akış katsayısı (Flow coefficient) ve Yük katsayısı (Loading coefficient)

Akış ve yük katsayısı türbin verimi üzerinde net tahminler yapmamızı sağlayan en önemli iki boyutsuz parametredir. Türbin kademesinin akış kapasitesini tahmin etmeye yarayan bir boyutsuz parametre olan akış katsayısı;

$$\varphi = \frac{C_x}{U} \quad (4.38)$$

şeklinde ifade edilir. Sıcaklık düşü katsayısı olarak da bilinen bilinen yük katsayısı ise kademenin iş kapasitesini tahmin etmeye yardımcı olur. Yük katsayısı;

$$\psi = \frac{W_{\text{Türbin}}}{U^2} \quad (4.39)$$

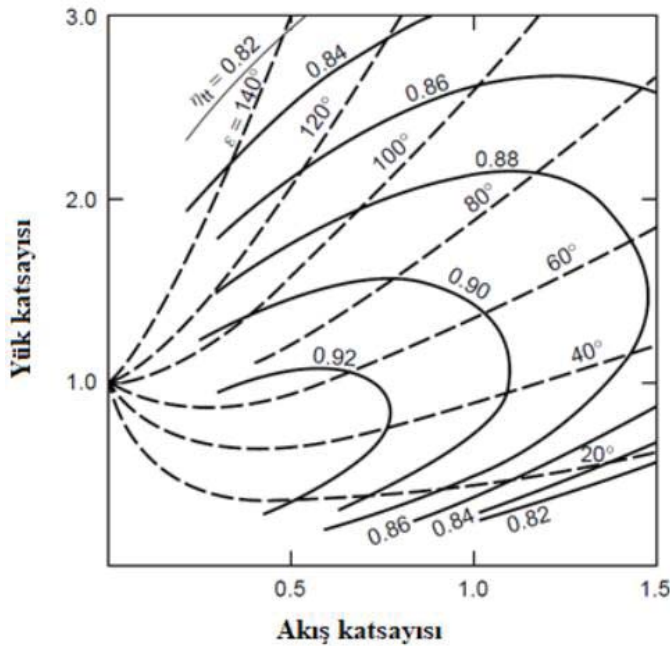
ile ifade edilir. Bu iki önemli ifade ayrı ayrı yorumlanabilir fakat tek bir denklem üzerinde birbirine göre değişimi tasarım aşamasında kolaylık sağlayacaktır. $W_{\text{Türbin}}$ yerine Eş. 4.37'deki formül koyulduğunda;

$$\psi = \frac{C_x(\tan \alpha_2 + \tan \alpha_3)}{U} \quad (4.40)$$

ifadesi elde edilir. Burada $\frac{C_x}{U}$ yerine akış katsayısı yazılırsa denklem;

$$\psi = \varphi(\tan \alpha_2 + \tan \alpha_3) \quad (4.41)$$

halini alır. Bu denklemde yük katsayısı hem akış katsayısı hem de açılarla ilişkili olduğundan birbirlerine etkisi net bir şekilde hesaplanabilir. Yük katsayısı ve akış katsayısının tasarım aşamasında belli aralıklarda alınması türbin verimliliği açısından son derece önemlidir. En iyi kademe verimi elde etmek için kanat tasarımı esnasında hem akış hem de yük katsayısının olabildiğince düşük olması gerekmektedir. Düşük miktarlardaki yük ve akış katsayıları düşük akışkan hızı sürtünme kayıplarının ve ikincil akıştan kaynaklı kayıpların azaldığı (secondary flow) görülmüştür. Diğer yandan düşük akış ve yük katsayıları gaz türbinlerinde daha fazla kademe ve daha büyük kanat uzunluğu anlamına gelmektedir (Zhenping, 2018). Endüstriyel gaz türbinlerinde uygulanması uygun olabilir. Fakat uçaklarda fazla ağırlık olacağından uygulanması doğru değildir. Bu nedenle bu değerler uçaklarda yüksek iken endüstriyel gaz türbinlerinde düşük olmaktadır. Şekil 4.18'de akış ve yük katsayısıyla verimin değişimi gösterilmektedir.



Şekil 4.18. Akış ve yük katsayısının verim ile karşılaştırılması (Dixon, 1998)

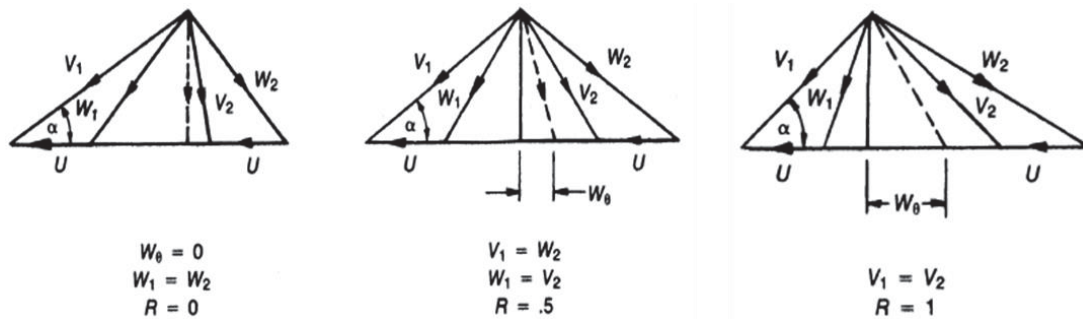
Akış ve yük katsayısının verimle karşılaştırıldığı grafik incelendiğinde toplamdan toplama verimin hem yük hem de akış katsayısının azalmasıyla ters orantılı olarak değiştiği açık bir şekilde görülmektedir.

4.7.2. Reaksiyon derecesi

Reaksiyon derecesi, rotorda meydana gelen sıcaklık ya da entalpi değişiminin tüm kademedeki sıcaklık ya da basınç değişimine oranı olarak bilinmektedir. Reaksiyon derecesi;

$$\Lambda = \frac{T_2 - T_3}{T_1 - T_3} \quad (4.42)$$

şeklinde ifade edilmektedir. Türbin kanat tasarımında reaksiyon derecesinin belirlenmesi aerodinamik kayıplar ve türbin verimliliği bakımından önemlidir. Reaksiyon derecesi negatif, pozitif ve sıfır olabilmektedir. Reaksiyon derecesinin sıfır olması rotorda enerji dönüşümünün olmadığı anlamına gelmekte ve impuls türbinlerinin tanımına uymaktadır. Negatif reaksiyon derecesi türbin tasarımında ters akış meydana geldiğinden verimliliğe olumsuz etki etmekte ve bu nedenle genelde gaz türbinlerinde tercih edilmemektedir. %100 reaksiyon derecesi yüksek faydalanma faktörü elde etmek için yüksek kanat hızlarına çıkılması gerektiğinden uygulanması pratik değildir. Aksiyal kanat tasarımlarında tartışmasız en önemli yere sahip olan %50 reaksiyon derecesi türbin ve kompresörlerde oldukça fazla kullanılmaktadır. Bu reaksiyon derecesi kullanıldığında enerji dönüşümünü rotor ve stator kanatçıklarına eşit şekilde dağıtılmaktadır. Ayrıca rotor ve stator kanatçıklarında hız vektörleri birbirlerine simetrik olduğundan hem tasarımı kolaylaştırmakta hem de aerodinamik kayıpları azaltmaktadır (Havakechian, 1999) Bu nedenle türbin verimi diğer reaksiyon oranlarına göre yüksek çıkmaktadır. Üç önemli reaksiyon derecesine göre hız vektörleri Şekil 4.19'da gösterilmektedir.



Şekil 4.19. Reaksiyon derecelerine göre hız vektörleri (Dixon, 2014)

Reaksiyon derecelerine göre verilen hız vektörlerine bakıldığında %50 reaksiyon derecesine sahip türbin kademesinin hız diyagramının simetrik olduğu görülmektedir. Bu nedenle rotor

girişteki mutlak hız rotor çıkışındaki bağıl hıza eşit olurken rotor girişindeki bağıl hız ise rotor çıkışındaki mutlak hıza eşit çıkmaktadır. Reaksiyon derecesi birçok parametreye bağlıdır (Dixon, 2014). Bu durumu göstermek için reaksiyon derecesinin hız ve açılarla bağlantısını sağlayan denklem;

$$\Lambda = \frac{1}{2} + \frac{C_x}{2U} (\tan \beta_3 - \tan \alpha_2) \quad (4.43)$$

Şeklinde açıklanabilir. Bu denklem iyi bir şekilde incelendiğinde %50 reaksiyon derecesine sahip bir kanat tasarımı yapıldığında $\beta_3 = \alpha_2$ eşit olması gerektiği ortaya çıkmaktadır. Ayrıca bu iki açı dikkate alındığında eksenel türbin hız üçgeninden $C_2 = W_3$ sonucunun çıktığı görülmektedir. Reaksiyon derecesiyle akış katsayısının ilişkisi;

$$\Lambda = \frac{\varphi}{2} (\tan \beta_3 - \tan \alpha_2) \quad (4.44)$$

denklemleriyle verilebilir. Reaksiyon derecesine farklı bir bakış açısıyla;

$$\Lambda = \frac{(W_3^2 - W_2^2)}{2\left(\frac{1}{2}(C_2^2 - C_3^2) + \frac{1}{2}(W_3^2 - W_2^2)\right)} \quad (4.45)$$

denklem bağıl hız ve mutlak hız cinsinden verilebilir. Bu denklem irdelendiğinde %50 reaksiyon derecesi için $C_3 = W_2$ eşitliği ortaya çıkmaktadır. Son olarak reaksiyon derecesi, akış ve yük katsayılarıyla birlikte β_2' ve β_3' ;

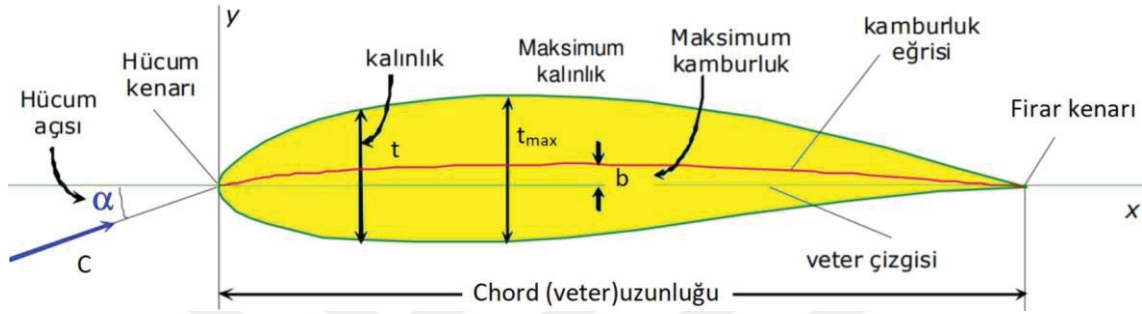
$$\tan \beta_2' = \frac{1}{2\varphi} (\psi - 2\Lambda) \quad (4.46)$$

$$\tan \beta_3' = \frac{1}{2\varphi} (\psi + 2\Lambda) \quad (4.47)$$

denklemleriyle bulunabilir.

4.8. NACA Kanat Profillerinin Tanıtılması

NACA tarafından üretilen ve kullanımı pratik olan birçok kanatçık tipi bulunmaktadır. Fakat kanat yapısının fiziksel özelliklerinin seçilirken bilinmesi gerekmektedir. Bu nedenle NACA kanatları belli bir düzene göre seri numarası verilerek sınıflandırılmıştır. Kanat yapısının görünümü Şekil 4.20’de gösterilmektedir.



Şekil 4.20. Kanat yapısının görünümü (Bayoumy ve ark., 2013)

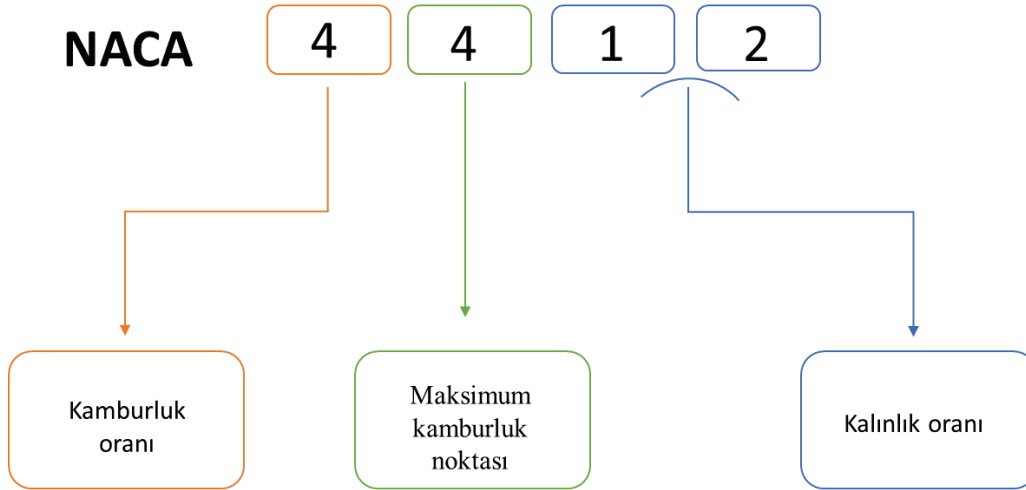
Bu bölümde dört ve beş basamaklı seri numaraya sahip NACA kanatçıklarının kodlarının ne anlama geldiği detaylı olarak incelenecektir. NACA 4412, NACA 23012 ve NACA 65-218 kanatçıklarının örnek olarak gösterildiği bu anlatımda kanadın bazı aerodinamik özellikler ortaya çıkarılacaktır.

4.8.1. NACA 4 dijitli serinin özelliği

NACA ailesinin ilk kesiti olan bu profil türü en basit ve ilkel kanatçıklar olarak üretime başlamıştır. Diğer NACA profil ailelerinin dizayn edilmesinde temel düşüncüyü oluşturmuştur. NACA’ nın bu ailesi göreceli olarak düşük kaldırma özelliğine ve yüksek dirence sahiptir. Bu nedenle yüksek kaldırma kuvvetinin istendiği uygulamalarda kullanılması uygun olmadığından genelde tercih edilmemektedir. Nispeten yüksek hücüm açıları çalışabildiğinden ve farklı hücüm açılarında kanat kesit yüzeyinde basınç dağılımı oldukça az değiştiğinden denizcilik uygulamalarında ve bazı havacılık uygulamalarında kullanılmaktadır.

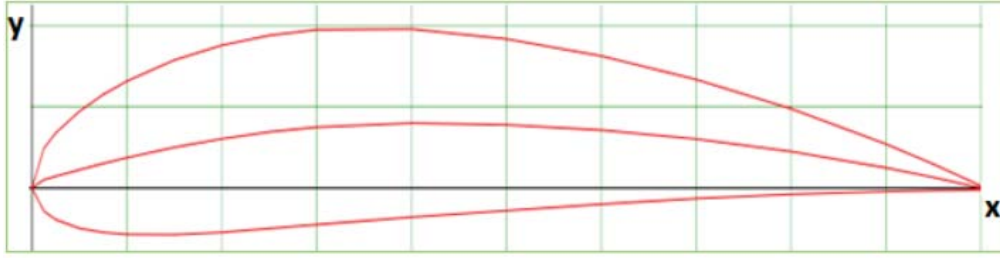
4.8.1.1. NACA 4412 profil kesiti

NACA kanatçılarının aerodinamik özelliklerinin anlamlı bir seri kodunun içine gömülmesi kanatçıkların özelliklerini tahmin etmemizde oldukça pratik bir yaklaşım sunmaktadır. Şekil 4.21’de NACA 4412’nin kodlarının ne anlama geldiği gösterilmektedir.



Şekil 4.21. NACA 4412 kanat kesitinin aerodinamik karakteristiği (NACA, 2018: 05)

Dört rakamlı bir seri numarasına sahip olan NACA kanat kesitlerinin üzerindeki rakamların her birinin anlamları vardır. NACA 4412 kanatçığının en solundaki rakam maksimum kamburluk değeri veter uzunluğunun yüzdesi anlamına gelmektedir. Yani veter uzunluğu 100 mm ise bu kanadın maksimum kamburluk değeri 4 mm dir. NACA 4412 kanat profilinin baştan ikinci rakamı maksimum kamburluk noktasının hücum kenarı referans noktasına göre uzaklığını vermektedir. Bu uzaklık veter uzunluğunun onda birinin bu rakamla çarpılmasına eşittir. Bu kanat profilinde veter uzunluğu 200 mm ise maksimum kamburluğun bulunduğu nokta hücum kenarında 80 mm uzaklıkta bulunduğu ortaya çıkmaktadır. NACA 4412 kanatçığının son iki hanesi ise kanat kesitinin maksimum kalınlığını veter uzunluğunun yüzdesi olarak vermektedir. NACA 4412 kanatçığının veter uzunluğu 100 mm ise maksimum kanat kalınlığı 12 mm olarak bulunmaktadır. NACA 4412’nin çizilmiş hali şekil 4.22’de gösterilmektedir.



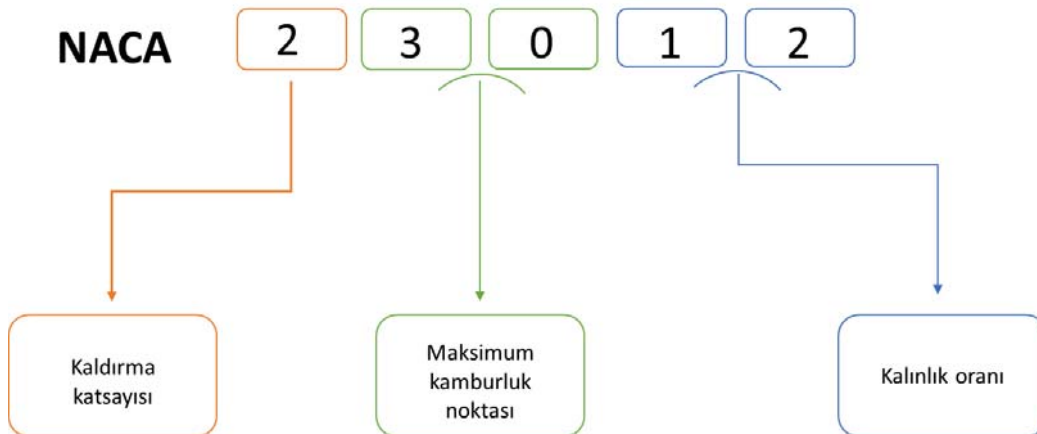
Şekil 4.22. NACA 4412 kesit görünümü (NACA, 2018: 05)

4.8.2. NACA 5 dijitli serinin özellikleri

NACA'nın ilham alının en ilkel serisi olan NACA 4 ailesinin profil kesitlerinde kamburluğun hücum kenarına yakın olduğu zaman kaldırma katsayısının yüksek olduğu görülmüştür. Bu nedenle daha az eğrilik ve nispeten daha küçük hücum açılarında aynı kabiliyeti verecek kanat profil tasarımı düşüncesi ortaya çıkmıştır. Bu özellikleri karşılayan NACA 5 dijitli seri hem kaldırma özelliği hem de tasarım bakımından daha elverişli olduğu açığa çıkmıştır. Zamanının en meşhur beş dijitli kanat yapısı NACA 23012'dir. NACA beş dijit kanat kesit yapısı bu özelliklerinden dolayı havacılık ve özellikle savaş uçaklarında kullanılmıştır. Bu NACA serisinin en önemli dezavantajı stall durumu meydana geldiğinde kaldırma özelliğinde ani düşüşlerin meydana gelmesidir.

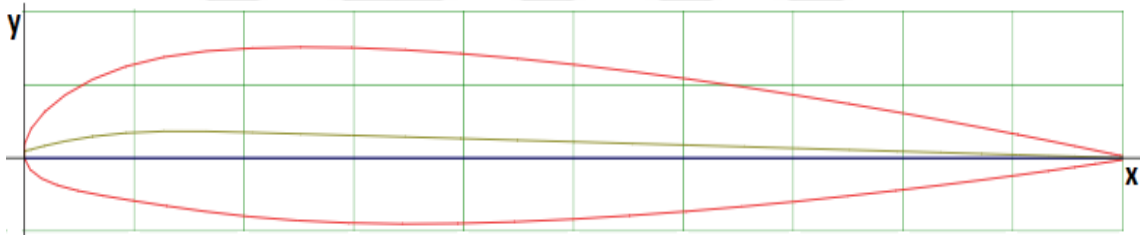
4.8.2.1. NACA 23012 kanat kesiti

NACA kanatçıklarının beş rakamlı serisi kendi içinde ayrı bir kod-anlam ilişkisini bulundurmaktadır. Bu anlam ilişkisi Şekil 4.23'te gösterilmektedir.



Şekil 4.23. NACA beşli kanatçık serisi

Diğer NACA kanat kesitlerinde olduğu gibi beş seri numaralı NACA profillerinin numaralandırması da teorik olarak aerodinamik ve geometrik karakterlerine göre yapılmaktadır. Bu kanatçık serisinde soldan ilk rakam kaldırma katsayısını bulmamıza yardımcı olmaktadır. Kaldırma kuvveti katsayısının on katının ilk basamağın üçte ikisine eşit olduğu teorik olarak ifade edilmektedir. NACA 23012 profiline bakıldığında kaldırma katsayısı 0,3 çıkmaktadır. Soldan ikinci ve üçüncü rakam kanadın maksimum kamburluk noktasının hücum kenarına göre uzaklığını vermektedir. Yani Maksimum kamburluğun bulunduğu konum, 30 değerinin yarısının yüzdesel değeri (%15) ile veter uzunluğunun çarpıldığı (0,15c) uzaklıktır. NACA 23012 kanatçığının son iki hanesi ise Maksimum kanat kalınlığı tahmin etmemize yardımcı olmaktadır. NACA 23012' ye göre kanat kalınlığı son iki hanenin yüzdesel değerinin veter uzunluğuyla çarpıldığı değer yani 0,12c olarak ortaya çıkmaktadır. NACA 23012 profilinin kesit görünümü Şekil 4.24'de gösterilmektedir.



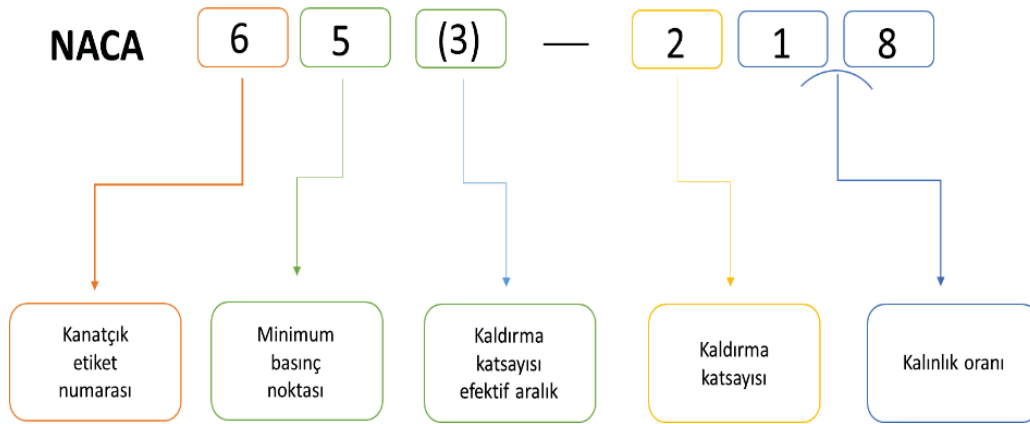
Şekil 4.24. NACA 23012 kesit görünümü (NACA, 2018: 05)

4.8.3. NACA 6 dijital serinin özellikleri

NACA 6 profil kesiti diğer kanat profillerine göre daha düşük sürüklenme katsayısına sahiptir. Kritik hız seviyeleri yüksek olan NACA 6 ailesinin maksimum kaldırma katsayıları iyi olmasına rağmen diğer kanat ailelerinde oldukça fazla üstünlüğü bulunmamaktadır. Kritik hız, sürüklenme ve kaldırma kuvveti kriterlerine göre tasarımı yapılan NACA 6 profil savaş uçaklarında, rüzgar türbinlerinde ve bazı denizcilik uygulamalarında kullanılmaktadır.

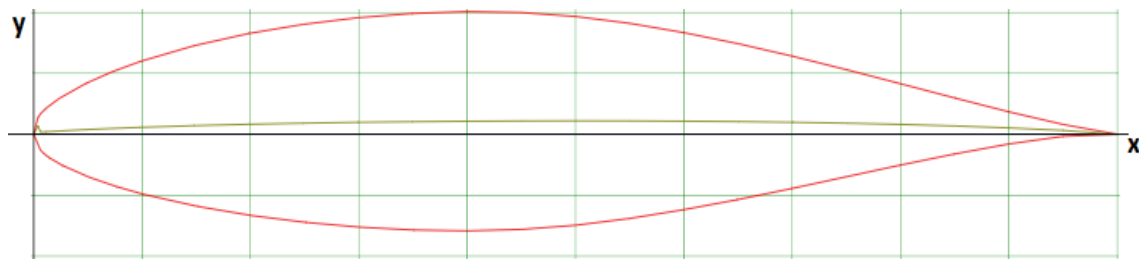
4.8.3.1. NACA 65 (3)-218 kanat Kesiti

NACA 6 dijital profil kesiti altı basamaktan meydana gelmektedir. Üçüncü basamağı ya virgülle ayrılır ya da parantez içinde verilir. Son üç basamağı ise düz çizgiyle ayrılarak verilmektedir. Şekil 4.25'te NACA 65 (3) – 218 kanat serisinin aerodinamik karakteristiği gösterilmektedir.



Şekil 4.25. NACA 65 (3) – 218 kanat serisinin aerodinamik karakteristiği

NACA 65 (3) – 218 kanat profili üzerindeki kodların ne anlama geldiği öğrenmek tasarımı yapılacak kanat profilinin özelliklerinin hangi NACA kanat yapısına denk geldiğini konusunda bize ciddi anlamda faydası dokunacaktır. Her bir NACA kanat serisinin kendi içinde farklı kodlama yapısı olduğundan ayrı ayrı incelenmelidir. Bu altı dijital seride soldan ilk basamak NACA kanat kesitinin hangi seriye ait olduğunu göstermektedir. Soldan ikinci rakam bize minimum basınç noktasının hücum kenarından ne kadar uzakta olduğunu vermektedir. Bu değer veter uzunluğunun onda birinin bu değerle çarpılmasıyla (0,5c) bulunmaktadır. Parantez içinde belirtilen rakam mevcut kaldırma katsayısı civarında basınç dağılımında fazla bir bozulma olmadan değişebilen efektif kaldırma katsayısı aralığının ondalık değerini göstermektedir. Son üç haneden birincisi kaldırma katsayısının on katına eşittir. Yani burada kaldırma katsayısı 0,2 olmaktadır. Son iki hane ise maksimum kalınlığı bulmamıza yardımcı olmaktadır. Maksimum kalınlığın miktarı yüzde olarak bu iki hane ile veter uzunluğunun çarpılmasıyla bulunmaktadır. (%18c ya da 0,18c). NACA 65(3)-218 kanat profili Şekil 4.26’te gösterilmektedir.

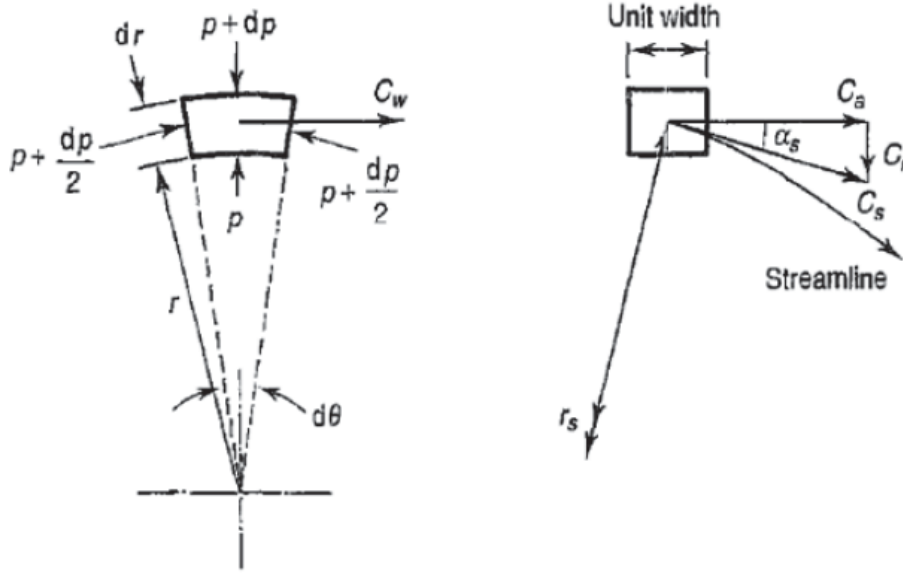


Şekil 4.26. NACA 65(3)-218 kanat profili (NACA, 2018: 05)

4.9. Radyal Eşitlik ve Serbest Vorteks (Free vortex) Yöntemi

Ampirik bağlantıların temelinde kuvvet denge eşitliklerinden çıktığı bilinmektedir. Radyal eşitlik ve serbest vorteks yöntemi de bu eşitliklerden biridir. Kuvvet denge eşitliklerine

dayanan ve tasarımın yapılmasında yol gösterici, kolaylaştırıcı önemli bir yöntemdir. Bu yöntem ile basınç ve atalet kuvvetlerinin aralarındaki ampirik bağlantıların akış kuvvetleri ile denge eşitliklerine ulaşılabileceği ortaya çıkmıştır. Şekil 4.27'te dönme hızı, aksenal ve radyal bileşenler gösterilmektedir (saravanamutto).



Şekil 4.27. Hız bileşenlerinin gösterilmesi (Saravanamutto, 2001)

Radyal yönde meydana gelen atalet kuvvetlerini şu şekilde tarif edebiliriz;

- F_{1a} , çevresel akışla bağlantılı olan atalet kuvveti,
- F_{2a} , akış çizgisi üzerinde akışla bağlantılı santrifüj kuvvetlerin radyal bileşen,
- F_{3a} , akış çizgisi doğrultusunda gereken doğrusal ivmelenmeyi sağlayan kuvvetlerin radyal bileşeni,

Yerçekiminin ihmal edildiği bu eşitliklerde, toplam atalet kuvveti F_a radyal yöndeki basınç kuvvetlerinin etkisiyle oluşmaktadır. F_{1a} kuvveti;

$$F_{1a} = \frac{mC_w^2}{r} = \rho r dr d\theta \frac{C_w^2}{r} \quad (4.48)$$

Şeklinde yazılabilir. Burada C_w çevresel hızı, ρ özkütleyi ifade etmektedir. F_{2a} kuvveti;

$$F_{2a} = \frac{mC_s^2}{r_s} = \rho r dr d\theta \frac{C_s^2}{r_s} \cos \alpha_s \quad (4.49)$$

eşitliği ile bulunabilir. Akım çizgisi boyunca ivmelenmeden kaynaklı F_{3a} kuvveti;

$$F_{3a} = \frac{m dC_s^2}{dt} \sin \alpha_s = \rho r dr d\theta \frac{dC_s}{dt} \sin \alpha_s \quad (4.50)$$

şeklinde bulunur. Toplam atalet kuvveti olan F_a kuvveti;

$$F_a = \rho r dr d\theta \left(\frac{C_w^2}{r} + \frac{C_s^2}{r_s} \cos \alpha_s + \frac{dC_s}{dt} \sin \alpha_s \right) \quad (4.51)$$

İle bulunabilir. Atalet kuvvetine sebep olan F_B basınç kuvveti;

$$F_B = (P + dP)(r + dr)d\theta - Prd\theta - 2 \left(P + \frac{dP}{2} \right) drd\theta \quad (4.52)$$

Denklemleri ile bulunur. Atalet kuvvetinin bulunduğu Eş. 4.51 ile basınç kuvvetleri eşitliğini temsil eden Eş. 4.52 'nin eşitliğinden;

$$\frac{1}{\rho} \frac{dP}{dr} = \frac{C_w^2}{r} + \frac{C_s^2}{r_s} \sin \alpha_s + \frac{dC_s}{dt} \sin \alpha_s \quad (4.53)$$

denklemleri elde edilir ve bu eşitlik radyal denge eşitliği olarak tanımlanır. Akış üzerine etki eden bütün faktörler bu eşitlik içerisinde dahil edilmiştir. Bu eşitlikte r_s 'nin çok büyük ve α_s 'nin çok küçük olmasından dolayı ihmal edildiğinde sadeleştirilmiş denklem;

$$\frac{1}{\rho} \frac{dP}{dr} = \frac{C_w^2}{r} \quad (4.54)$$

ile ifade edilmektedir. Farklı yarıçaplarda mutlak hızı belli olan bir tasarımda sabit entalpi ve entropi için radyal eşitlikler kullanıldığında vorteks denklemleri meydana gelir;

$$\frac{dh_0}{dr} = C_a \frac{dC_a}{dr} + C_w \frac{dC_w}{dr} + \frac{C_w^2}{r} \quad (4.55)$$

Bu aşamadan sonra radyal yönde aksel hızların ve durma entalpilerinin değişimi ihmal edilirse tasarımlarda pratik olarak kullanılabilen ve tasarımı kolaylaştıran serbest vorteks denklemleri ortaya çıkar;

$$C_{wr} = \text{sabit} \quad (4.56)$$

Bu denkleme bakıldığında dönme hızının yarıçapla ters orantılı olarak değiştiği görülmektedir. Türbin tasarımında kanat açıları belli olduktan sonra kanadın hub ve tip bölgelerindeki hız değerlerine pratik olarak sık kullanılan serbest vorteks yöntemiyle erişilebilir

4.10. Katılık (Solidity) Oranının Tahmin Edilmesi

En önemli kanat tasarım parametrelerinden biri olan katılık oranı (solidity) veter uzunluğunun ya da aksiyal veter uzunluğunun iki kanat arası boşluğa (pitch) oranı olarak tanımlanmaktadır. Katılık oranı, genel olarak ağırlık ve buna bağlı olarak yüksek maliyetten dolayı minimum değerde seçilmesi arzu edilmektedir. Fakat katılık oranının düşük olması kanatlar arası boşluğun büyük olması anlamına geldiği için akış ayrılmalarından dolayı verimde düşme olduğundan optimum katılık oranının tahmin edilmesi oldukça önemlidir (Öksüz, 2007).

4.10.1. Zweifel yöntemi

Pratik kullanımı ve bundan dolayı da geniş çapta kullanılan optimum katılık tahmini yöntemi Zweifel tarafından ortaya çıkarılmıştır. Zweifel yük katsayısı ile kanat giriş ve çıkışlardaki akış açılarının bağlantılı olduğu bir formül kullanılmaktadır. Bu eşitlikte Zweifel yük katsayısının optimum katılığı bulmak için 0,8 alınması en iyi sonucu verdiğini ileri sürmüştür (Schobeiri, 2017). Optimum katılık;

$$\sigma_x = \frac{\sin^2 \alpha_2 (\cot \alpha_2 - \cot \alpha_1)}{0.4} \quad (4.57)$$

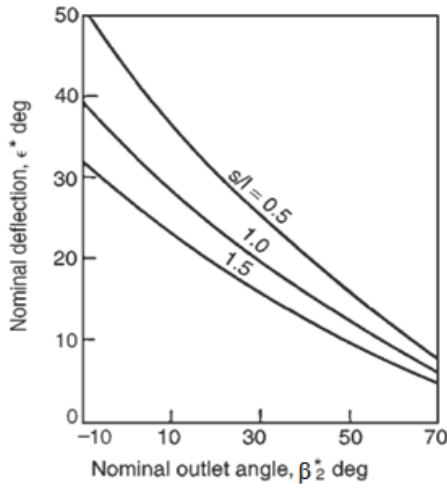
ifadesiyle optimuma yakın tahmin edilmektedir. Zweifel Optimum σ_x değerini (Harlock, 1966) A&M verilerine göre çıkış açısının 60-70° arasındaki değerler için optimuma yakın sonuç almıştır.

4.10.2. Howell yöntemi

Teğet-fark yöntemi olarak bilinen bu yöntem ön dizayn yani başlangıç tasarımları hesaplanırken kullanılır. Howell şekil 4.28’ de gösterilen eğriyi tanımlayan bir bağlantı geliştirmiş ve ön dizayn aşamasında kullanmıştır (Dixon, 2014). Optimum katılık;

$$\tan \beta_1^* - \tan \beta_2^* = \frac{1.55}{1+1/\sigma} \quad (4.58)$$

ile ifade edilmektedir. Bu eşitlik $0 \leq \beta_2 \leq 40^\circ$ arasında optimuma yakın sonuç vermektedir.



Şekil 4.28. $1/\sigma$ oranının nominal çıkış ve nominal dönme açısına göre değişimi (Dixon, 2014)

4.10.3. McKenzie yöntemi

(Mckenzie, 1988) C_{pi} ile verim arasında bir bağlantı kuran difüzör performans benzeşimi kullanmıştır. Optimum katılık;

$$C_{pi} = 1 - \frac{V_2}{V_1} \quad (4.59)$$

$$\frac{1}{\sigma} = 9(0.576 - C_{pi}) \quad (4.60)$$

eşitliğiyle bulunmaktadır. NASA’ nın kendi tasarım prosedüründe rotor için Mckenzie yöntemini stator için Howell yöntemini uygulamayı önermiştir (Farmakalides ve ark. 1994).

4.11. Ayrılma (Deviation) Açısının Tahmin Edilmesi

Kanat giriş akış açısı ile kanat giriş açısı arasındaki fark tasarımcılara bırakılmasına rağmen kanat çıkışındaki ayrılma açısı kanat kamburluk açısına, kanat profil tipine, katılık oranına ve kurulum açısına bağlı olmaktadır.

4.11.1. Mckenzie yöntemi

Mckenzie' nin ayrılma açısı için türettiği eşitlik;

$$\delta = (1.1 + 0.31\theta)(1/\sigma)^{1/3} \quad (4.61)$$

ile ifade edilmektedir. δ ve θ sırasıyla ayrılma açısı ve kamburluk açısını temsil etmektedir. Kurulum açısı ile mean akış açısı arasındaki bağıntı;

$$\tan \lambda = \tan \alpha_m - 0.213 \quad (4.62)$$

ile bulunmaktadır.

4.11.2. Howell yöntemi

Howell kanat açıklık oranı ile nominal ayrılma açısı arasında bir bağıntı elde etmiştir;

$$\delta^* = m\theta(1/\sigma)^n \quad (4.63)$$

$$m = 0.23 \left(\frac{2a}{c}\right)^2 + \beta_2^*/500 \quad (4.64)$$

Bu eşitlikte a maksimum kamburluk ile hücum kenarı arasındaki mesafedir. (Dixon, 2014), türbin kanatçıkları için m değerini 0,19 almıştır. Fakat kanat yapısına göre bu değer değişebilir. Ayrıca kurulum açısını da;

$$\lambda = \beta_1' - \theta/2 \quad (4.65)$$

ile bulunabilir.

4.12. Kaldırma ve Sürüklenme Katsayılarının Hesaplanması

Tasarımın son aşamasında taşıma ve sürüklenme kuvvetleri bulunacaktır. Bu hesaplama sürecinde sürtünmeden ve ikincil akışlardan kaynaklı kayıplar da göz önünde bulundurarak hesaplanacaktır. Kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri;

$$L = \frac{1}{2} \rho W_m^2 c C_L \quad (4.66)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho W_m^2 c C_D \quad (4.67)$$

ile bulunmaktadır. W_m bağıl hız;

$$W_m = W_x \sec \beta_m \quad (4.68)$$

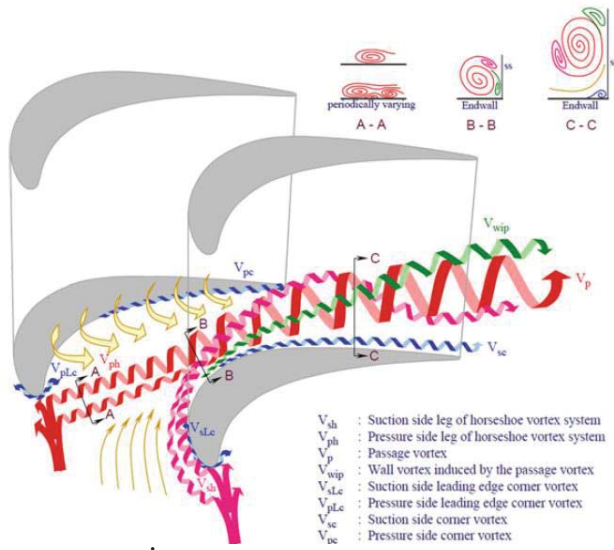
eşitliğiyle bulunabilir. β_m açısını;

$$\tan \beta_m = (\tan \beta_1 + \tan \beta_2)/2 \quad (4.69)$$

formülüyle bulabiliriz. Kaldırma ve sürüklenme kuvvetlerini bulunabilmesi için ise kaldırma ve sürüklenme katsayılarının ayrı ayrı bulunması gerekir. C_L ve C_D katsayıları;

$$C_L = \frac{2}{\sigma} (\tan \beta_1 - \tan \beta_2) \cos \beta_m \quad (4.70)$$

C_D katsayısının hesabı yapılırken türbin çeperlerinde meydana gelen sürtünme kayıpları ve ikincil kayıplar olarak bilinen girdap kayıpları dikkate alınmalıdır. Şekil 4.29'da üç boyutlu akış kayıpları gösterilmektedir (Hirsch, 2016; Langston, 2001).



Şekil 4.29. İkincil akış kayıpları (Zou ve ark., 2018)

C_D katsayısı profil kayıpları, sürtünme kayıpları ve ikincil akıılardan kaynaklanan kayıpları kapsayan bir bağıntıyla bulunur. C_D ;

$$C_D = C_{DP} + C_{DA} + C_{DS} \quad (4.71)$$

İle bulunabilir. Kaldırma katsayısına dahil edilen diğer katsayılar ise;

$$C_{DP} = \frac{1}{\sigma} \left(\frac{\Delta P}{\frac{1}{2} \rho W_1^2} \right) \frac{\cos^3 \beta_m}{\cos^2 \beta_1} \quad (4.72)$$

$$C_{DA} = 0.02 \left(\frac{1}{\sigma} \right) \left(\frac{c}{h} \right) \quad (4.73)$$

$$C_{DS} = 0.018 C_L^2 \quad (4.74)$$

Bu katsayıların toplamı ise sürüklenme (Drag) kuvvetini bulmamıza yardımcı olur.

5. ARAŞTIRMA BULGULARI VE TARTIŞMA

Türbin kanat tasarımı hakkında yukarıda bahsettiğimiz yöntem ve bilgiler ışığında rotor ve stator kanat tasarım hesapları bu bölümde yapılmış ve üç boyutlu aksel türbin tasarımı yapılmıştır.

5.1. Türbin Rotor ve Stator Kanatlarının Ön Tasarım Hesaplarının Yapılması

Kanat tasarımı iki aşamada yapılmıştır. Birinci aşamada orta kısımda hız değerleri bulunmuş ve hız vektörleri belirlenmiştir. Serbest vorteks yöntemi ile kanadın tip ve hub bölgesindeki hız değerleri bulunmuş ve hız diyagramları oluşturulmuştur. Bu kısımdan sonra diğer geometrik parametreler açı ve hız değerlerine göre belirlenmiştir. Sıcaklık ve basınç değerleri her bir nokta için bulunmuştur. Bulunan bu değerler sonucunda başta verilecek olan politropik verime yakın bir izentropik verimde kanat tasarımı yapılmıştır. Kanatların ön dizayn tasarım noktasında bir çok referans alınacak nokta bulunmasına rağmen en önemli boyutsuz parametrelerden biri olan akış katsayısının yanı sıra reaksiyon derecesi ve yük katsayısı baz alınarak tasarım yapılacaktır. Diğer ön dizayn parametreleri Çizelge 5.1’de gösterilmiştir.

Çizelge 5.1. Başlangıç parametreleri

Parametre	Değer	Birim
T_{01}	1150	K
P_{01}	8	bar
$\dot{W}_{\text{Türbin}}$	3,5	MW
\dot{m}	34	kg/s
ϕ	0,8	-
ψ	1,08	-
N	13535	dev/dk
η_{pol}	0,87	-

Burada akış katsayısı dışında kütleli debi, giriş durma basıncı ve sıcaklığı değerleri de verilmiştir. Bu değerler sabit ve değişmemektedir. Bu çalışmada verilen parametrelerin, özellikle kanat açıları ile boyutsuz parametreler arasında bir ilişki bulmaya çalışılmıştır.

Çünkü gaz türbin kanatlarındaki boyutsuz parametrelerin yorumlanması ve direk kanat açılarının hesaplanması daha pratik olmaktadır. Bu tasarımda simetrik hız diyagramına sahip olması ve profil kayıplarının azaltılması bakımından büyük öneme sahip olan reaksiyon derecesi %50 olarak alınmıştır. Rotor kanat açılarını elde etmek için kullanacağımız akış katsayısı, yük katsayısı ve reaksiyon derecesinin birlikte bulunduğu denklem;

$$\tan \beta_3' = \frac{1}{2\phi} (\psi + 2(RD)) \quad (5.1)$$

$$\tan \beta_2' = \frac{1}{2\phi} (\psi - 2(RD)) \quad (5.2)$$

$$\psi = \frac{C_p(\Delta T_{0s})}{U_m^2} \quad (5.3)$$

eşitlikleriyle bulunabilir. Birçok parametreyi içeren bu denklemlerin yanı sıra tasarımı kolaylaştıracak diğer denklem;

$$RD = \frac{1}{2} + \frac{C_x}{2U} (\tan \beta_3 - \tan \alpha_2) \quad (5.4)$$

ön dizayn için önemli bir çıkarım yapmamızı sağlamaktadır. Yukarıda reaksiyon derecesinin %50 olarak kabul edildiği söylenmişti. Bu denkleme baktığımızda reaksiyon derecesinin %50 olması için;

$$\beta_3 = \alpha_2 \quad (5.5)$$

olduğu çıkarımını denklemden yapabiliriz. %50 reaksiyon derecesinin simetrik hız diyagramına sahip olduğu düşünüldüğünde;

$$\beta_2 = \alpha_3 \quad (5.6)$$

sonucunun çıktığını söyleyebiliriz. Aynı şekilde her bir noktadaki bağıl hız ve mutlak hızlarda simetrik olarak bu doğrultuda belirlenebileceği söylenebilir. Fakat öncelikle aksenal hızın bulunması gerekmektedir. Aksenal hız;

$$\phi = \frac{C_x}{U_m} \quad (5.7)$$

denklemiyle bulunabilir. Kanatçıkların hub ve tip kısımlarındaki hız değerleri;

$$C_{2w,tip}r_{tip} = C_{2w,m}r_m \quad (5.8)$$

$$C_{2w,hub}r_{hub} = C_{2w,m}r_m \quad (5.9)$$

denklemleriyle bulunabilir. Artık açılar belli olduğu için hız vektörleri bulunabilir. Rotor ve stator kanatlarında akışkanın tüm hız değerleri Çizelge 5.2’de gösterilmektedir.

Çizelge 5.2. Rotor ve stator kanatlarındaki hesaplanmış hız değerleri

Her bir Kademedeki Mutlak Hız Değerleri			
Hız (m/s)	Hub	m	Tip
C ₁	247,20	247,20	247,20
C ₂	447,35	405,44	379,61
C ₃	266,49	247,51	253,59
Statorda Meydana Gelen Teğetsel Hızlar			
Hız (m/s)	Hub	m	Tip
C _{1w}	-	-	-
Rotorda Meydana Gelen Teğetsel Hızlar			
Hız (m/s)	Hub	m	Tip
C _{2w}	372,84	321,36	288,09
C _{3w}	14,34	12,36	10,86
Rotor kanat hızları			
Hız (m/s)	Hub	m	Tip
U ₂	273,31	309	344,67
U ₃	266,32	309	351,66
Mach sayıları			
M ₁	M ₂	M ₃	
0,378	0,632	0,394	

Rotor kanadının hub ve tip kısımlarındaki teğetsel hızlara serbest vorteks yöntemi kullanılarak erişilebilir. Hız değerleri bulunduktan sonra stator-rotor kanatçıklarına giriş ve çıkışlardaki durma basıncı ve sıcaklık değerleri bulunmalıdır. Bu değerleri bulduğumuzda türbin verimi hakkında doğru bir sonuca ulaşabiliriz. Hız-sıcaklık ya da hız-basınç bağlantısı diğer başlıklarda ayrıntılı olarak bahsettiğimiz Mollier diyagramı yardımıyla kurulmaktadır. Mollier diyagramı başlığı altında bahsettiğimiz denklem eşitlikleri kullanılarak her bir noktadaki durma sıcaklığı ve basınçları, gerçek ve ideal sıcaklık ve basınçlar bulunmaktadır. Tablo 2’de gösterilen Mach sayıları da basınç ya da sıcaklık değerleri bulunduktan sonra

yine Mollier diyagramından türetilen eşitlikler yardımıyla bulunabilmektedir. Çizelge 5.3'te bulunan basınç değerleri gösterilmektedir.

Çizelge 5.3. Her bir noktadaki basınç değerleri

Kademe Basınçları (bar)	Değer
P_1	7,3
P_{01}	8
P_2	6,2
P_{02}	7,98
P_3	4,94
P_{03}	5,4

Bu değerler politropik verim 0.87 kabul edilerek hesaplanmıştır. Toplamdan toplama izentropik verim hesaplanacağından durma şartlarındaki basınç değerleri de hesaplanmıştır. Türbin kanat tasarımında her bir noktadaki sıcaklık değerleri Çizelge 5.4'te gösterilmektedir.

Çizelge 5.4. Türbin kademesinin her bir noktasındaki sıcaklıklar

Kademe Sıcaklıkları (K)	Değer
T_1	1123,4
T_{01}	1150
T_2	1078,4
T_{2S}	1072
T_3	1033,3
T_{03}	1060
T_{3S}	1021
T_{3SS}	1020
T_{03S}	1047

Sıcaklık değerleri yine Mollier diyagramı kullanılarak hesaplanmıştır. Burada Mollier diyagramı çizildiğinde T_{01} , T_{02} ve T_{2S} birbirine eşit çıktığına dikkat edilmelidir. Geometrik olarak bazı parametrelerin seçilmesinde nelere dikkat edildiği diğer başlıklarda detaylı olarak gösterilmiştir. Kanat tasarımında buraya kadar ki kısımda hızları, kanat açılarını, sıcaklık ve basınç değerlerini nasıl hesaplanacağı gösterilmiştir. Buradan sonra kanat geometrisine daha detaylı inilecektir.

Rotor ve stator kanatçıklarının geometrisinin katı modelinin doğru bir şekilde çıkarılabilmesi için kanatçığın hub, orta (m) ve tip kısımlarında hız ve açı değerlerinin doğru bir şekilde hesaplanması gerekmektedir. Bundan sonra rotor ve stator kanat yüksekliklerinin hesaplanabilmesi için kanatçıkların giriş ve çıkışlarındaki yoğunlukların bilinmesi gerekmektedir. Her bir noktadaki yoğunluk değerleri;

$$\rho = \frac{P}{RT} \quad (5.10)$$

denklemleriyle bulunabilmektedir. Basınç ve sıcaklık değerlerimizi önceden hesapladığımızıza göre stator ve rotor giriş ve çıkışlarında yoğunluk değerleri rahatlıkla bulunabilir. Burada gaz sabiti R:0,287 kJ/kgK olarak alınmıştır. Şaft merkezinden kanadın orta kısmına göre alınan nominal yarıçap r_m ;

$$N = \frac{U_m}{2\pi r_m} \quad (5.11)$$

denklemiyle bulunmaktadır. Buradan N sabit olduğundan yarıçap değiştiğinde kanat hızının da değiştiği göz ardı edilmemelidir. Buradan r_{tip} ve r_{hub} değerlerine ulaşmak için;

$$r_{tip} = r_m + \frac{h}{2} \quad (5.12)$$

$$r_{hub} = r_m - \frac{h}{2} \quad (5.13)$$

Eşitlikleri kullanılır. Burada h kanat yüksekliğini ifade etmektedir. Bu nedenle r_{tip} ve r_{hub} değerlerinin hesaplanabilmesi için öncelikle hem rotor hem de stator kanatlarının yüksekliğinin bulunması gerekmektedir. Rotor ve stator kanatlarının yükseklikleri;

$$h = \frac{A}{2\pi r_m} \quad (5.14)$$

$$A = \frac{\dot{m}}{\rho C_x} \quad (5.15)$$

Bu iki denklem yardımıyla kolay bir şekilde bulunabilir. Burada C_x aksenal hızı ifade etmektedir. Nihayetinde kanat sayısı;

$$n = \frac{2\pi r_m}{s} \quad (5.16)$$

denklemiyle bulunabilmektedir. Fakat s değeri katılık (solidity) ve açıklık oranına (aspect ratio) bağlı olduğu için bu oranların belirlenmesi gerekmektedir. Açıklık oranı (Aspect ratio) hakkında gerekli açıklamalar diğer başlıklar altında detaylı olarak yapıldığı için burada bahsetmeyeceğiz. Genel görüş olarak ön dizayn çalışmalarında, kanat tasarım için açıklık oranı tasarımcıya bırakılmıştır. Fakat kanat katılık oranı optimum değere yakın bir değeri tahmin etmek için bazı bilim insanların deneysel verilerle ortaya çıkardığı bazı yöntemler bulunmaktadır. Burada Zweifel'in önerdiği yöntemi uygulayarak optimuma yakın katılık oranı tahmin edildi. Veter (chord) ve iki kanat arası uzaklık (pitch) uzunlukları;

$$AR = \frac{h}{c} \quad (5.17)$$

$$\sigma = \frac{c}{s} \quad (5.18)$$

denklemlerinin yardımıyla bulunmaktadır. Stator ve Rotor kanat tasarım parametrelerinin hesaplanmış hali sırasıyla Çizelge 5.5 ve Çizelge 5.6'da gösterilmektedir.

Çizelge 5.5. Stator kanatçığının hesaplanan tasarım parametreleri

STATOR KANAT TASARIM PARAMETRELERİ					
AR	Pitch (mm)	Chord (mm)	n (Kanat sayısı)	r_m (mm)	Solidity
2	22,2	40	62	218	1,80
STATOR KANAT YÜKSEKLİĞİ					
Stator kanat girişinin yüksekliği (mm)			Stator kanat çıkışının yüksekliği (mm)		
44,44			50,34		
STATOR GİRİŞ VE ÇIKIŞ YARIÇAPLARI					
1 noktası (r_{hub})			1 noktası (r_{tip})		
196			240		
2 noktası (r_{hub})			2 noktası (r_{tip})		
193			243		
STATOR KANAT RADIUS MİKTARI					
Hub	m			Tip	
51,70	55,47			58,76	
STATOR KANATLARININ KALDIRMA KATSAYILARI (C_L)					
Hub	m			Tip	
1,40	0,91			0,66	

Çizelge 5.6. Rotor kanatçığının hesaplanan tasarım parametreleri

ROTOR KANAT TASARIM PARAMETRELERİ					
AR	Pitch (mm)	Chord (mm)	n (Kanat sayısı)	r_m (mm)	Solidity
2,	23,08	30	59	218	1,30
ROTOR KANAT YÜKSEKLİĞİ					
Rotor kanat girişinin yüksekliği (mm)			Rotor kanat çıkışının yüksekliği (mm)		
50,34			60,20		
ROTOR KANAT GİRİŞİ YARIÇAPLARI					
2 noktası (r_{hub})			2 noktası (r_{tip})		
193			243		
3 noktası (r_{hub})			3 noktası (r_{tip})		
188			248		
ROTOR KANAT RADIUS MİKTARI					
Hub	m			Tip	
29,77	41,22			61,66	
ROTOR KANATLARININ KALDIRMA KATSAYILARI (C_L)					
Hub	m			Tip	
1,72	1,26			1,84	

Ön dizayn aşamasında Incidence açısı sıfır kabul edildi. Deviation açısının ve stagger açısının bulunabilmesi için ise pratik kullanımlarından dolayı Mckenzie ve Howell yöntemi uygulanarak bulunmuştur. Bu yöntemlerin ayrıntıları diğer başlıklar altında gösterildiği için burada bahsedilmeyecektir. Kanat açıları hesaplanırken eksenel yönün sağ tarafı pozitif sol tarafı negatif olarak alınmıştır. Stator kanat açılarının hesaplanan değerleri Çizelge 5.7’de verilmektedir.

Çizelge 5.7. Stator kanat tasarım açıları

STATOR KANAT TASARIMINDA KULLANILAN GEOMETRİK AÇILAR			
Açılar	Hub	m	Tip
α_1	0	0	0
α_2	56,46	52,43	49,37
δ	10,94	10,16	9,57
ε	56,46	52,43	49,37
α_1'	0	0	0
α_2'	45,51	42,27	39,80
θ	45,51	42,27	39,80
λ	22,76	21,14	19,90
i	0	0	0

Rotor kanadının üç boyutlu tasarımı için kullanılacak olan açıların hesaplanmış hali Çizelge 5.8’de verilmektedir.

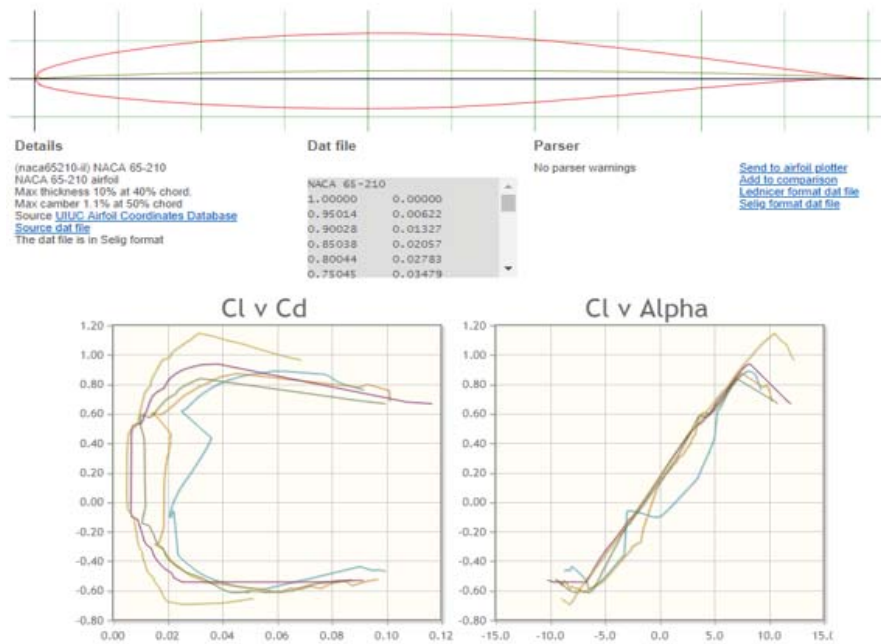
Çizelge 5.8. Rotor kanat tasarım açıları

ROTOR KANAT TASARIMINDA KULLANILAN GEOMETRİK AÇILAR			
Açılar	Hub	m	Tip
β_2	21,93	2,86	-12,89
β_3	-56,46	-52,43	-49,37
δ	17,87	12,61	8,32
ε	78,39	55,29	36,48
β_2'	21,93	2,86	-12,89
β_3'	-38,58	-39,82	-41,05
θ	60,51	42,68	28,16
λ	8,32	18,48	31,13
i	0	0	0

Bu değerler kanat tasarımının katı modeli oluşturulurken kullanılacaktır. Katı modeli oluşturulurken özellikle kanat açıları ve kamburluk açıları dikkate alınarak hesaplanan stagger (kurulum) açılarının önemli olduğu dikkatlerden kaçmamalıdır. Bundan sonraki bölümde rotor ve stator kanatçıklarının katı modeli oluşturulacaktır.

5.2. Kanatçıkların Katı Modelinin Çıkarılması

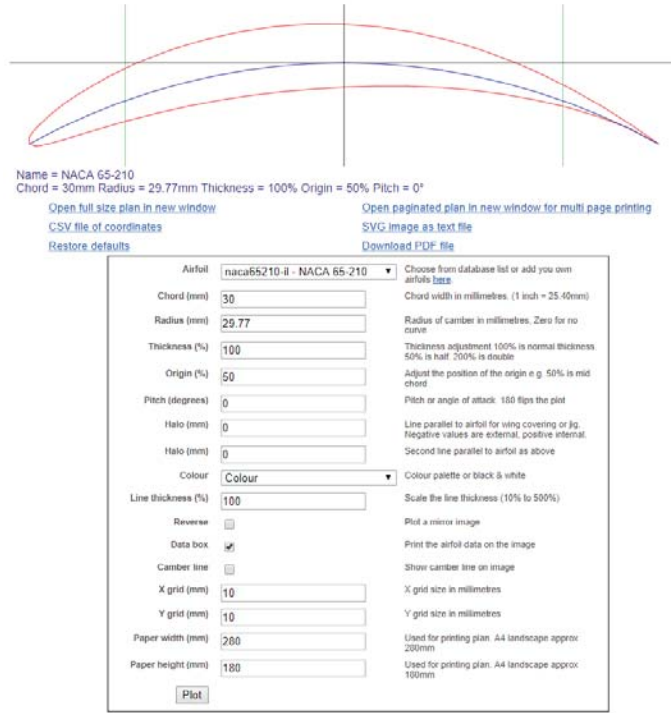
Bu bölümde kanat tasarımının üç boyutlu katı modeli oluşturulacaktır. Rotor ve statora ait kanat ve kamburluk açıları yardımıyla bulunan radius değeri ve veter (chord) uzunluğuna göre kanatçıkların hub, orta kısım (m) ve tip bölgeleri için iki boyutlu şekilleri belirlenecek ve türbinin hub yüzeyine kurulum açısı olan stagger açısı yardımıyla aksiyal yön referans alınarak yerleştirilecektir. Bu tasarımda NACA'nın geliştirdiği kanat profili kullanılacaktır. Türbin ve kompresörlerde çok sık kullanılan NACA 65 serisi bu tasarım aşamasında kullanılmıştır. Bu kanadın özellikleriyle ilgili bilgi diğer başlıklarda verilmiştir. NACA 65-210 kanat profilinin özellikleri Şekil 5.1'de verilmektedir.



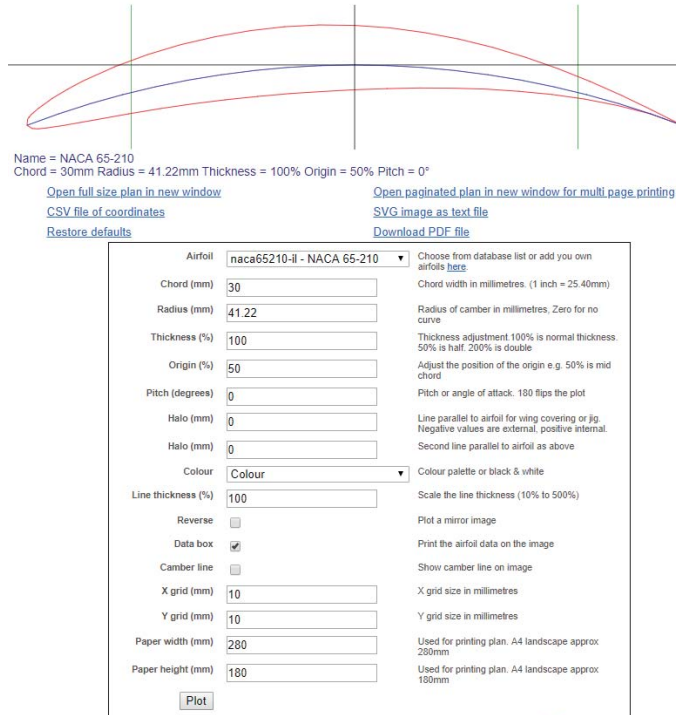
Şekil 5.1. NACA 65-210 Kanat profilinin özellikleri (NACA, 2018: 05)

NACA profillerinin tasarımda kullanımı için kendi özel sitesinde kanat çeşitli tipleri mevcuttur (NACA, 2018: 05). Bu site içerisinde kanatçık tipine göre kalınlıkları, veter uzunlukları ve Radiusları değiştirilerek elinde bulunan parametrelere uygun bir şekilde kanat profilini iki boyutlu olarak elde edilebilmekte ve koordinat sistemi alınarak CAD

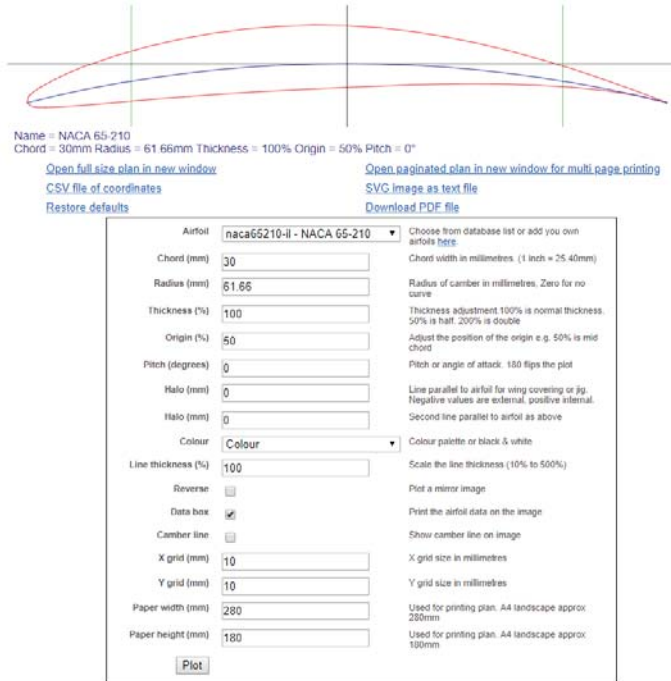
programlarında kolay bir şekilde katı modele geçilebilmektedir. Rotorun hub, orta (m) ve tip bölgelerinde iki boyutlu olarak alınan NACA 65-210 serisi kanat profilleri Şekil 5.2, Şekil 5.3 ve Şekil 5.4'te sırasıyla gösterilmektedir.



Şekil 5.2. Rotorun hub bölgesindeki kanat profilinin iki boyutlu gösterimi

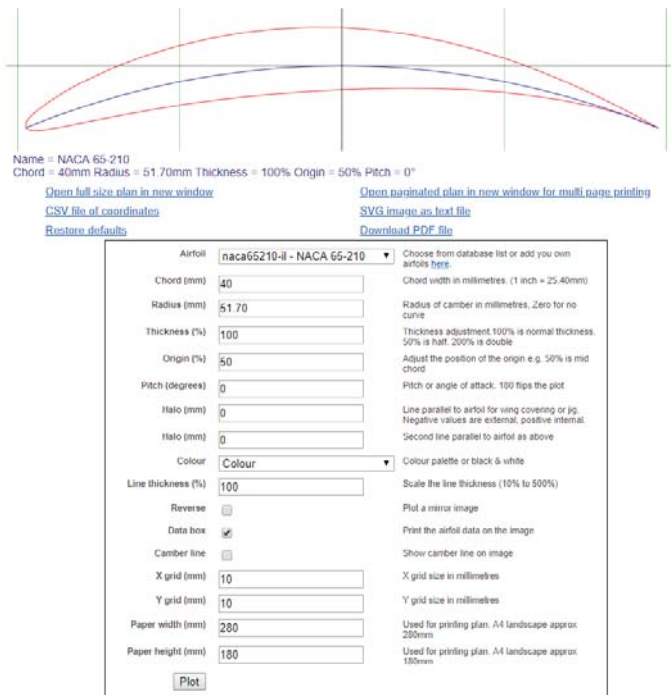


Şekil 5.3. Rotorun orta (m) bölgesindeki kanat profilinin iki boyutlu gösterimi

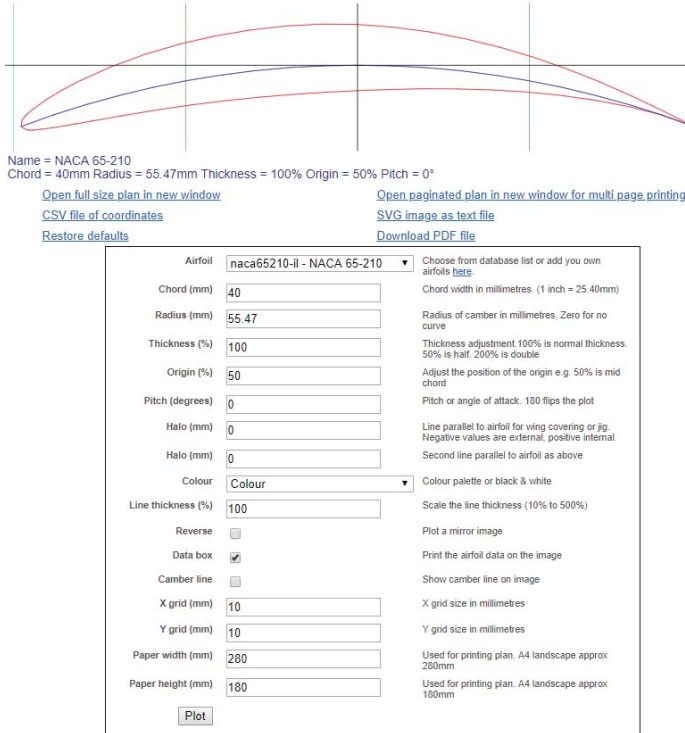


Şekil 5.4. Rotorun tip bölgesindeki kanat profilinin iki boyutlu gösterimi

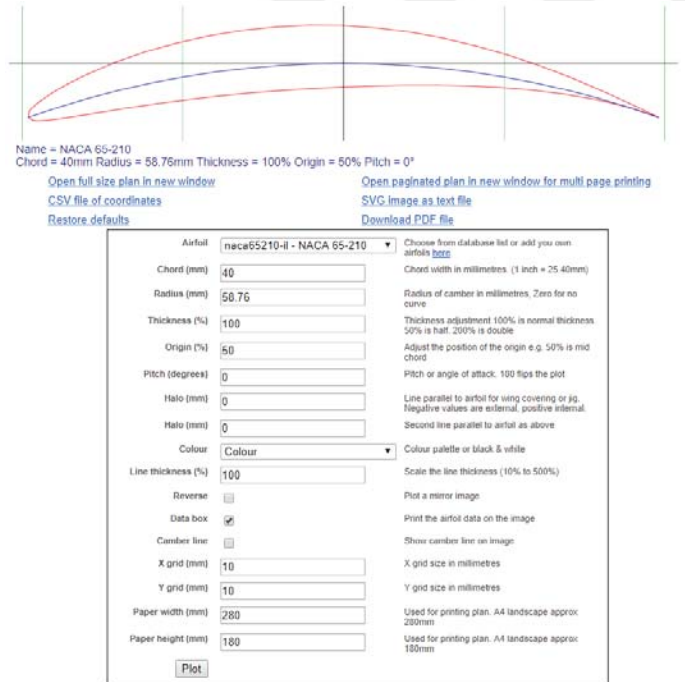
NACA 65-210 kanat profili statorun hub, orta (m) ve tip bölgeleri için şekil 5.5, Şekil 5.6 ve şekil 5.7’de verilmiştir.



Şekil 5.5. Stator hub bölgesindeki kanat profilinin iki boyutlu gösterimi

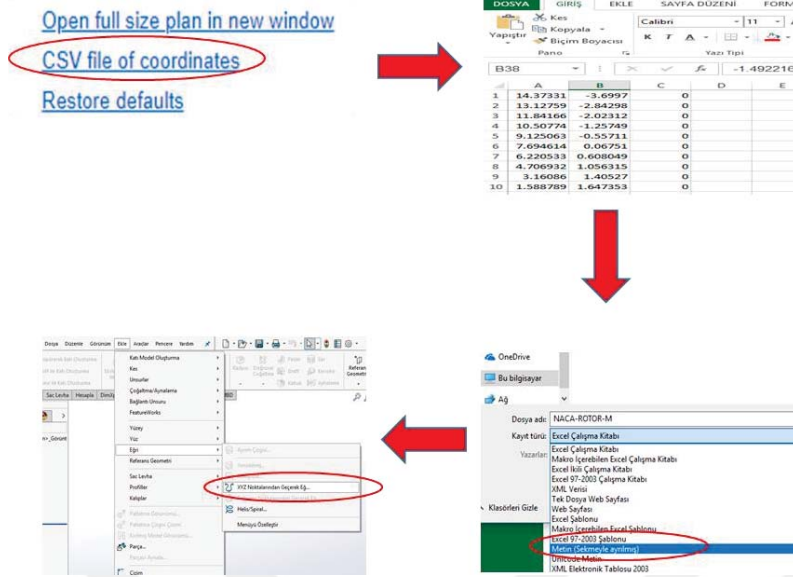


Şekil 5.6. Statorun orta (m) bölgesindeki kanat profilinin iki boyutlu gösterimi



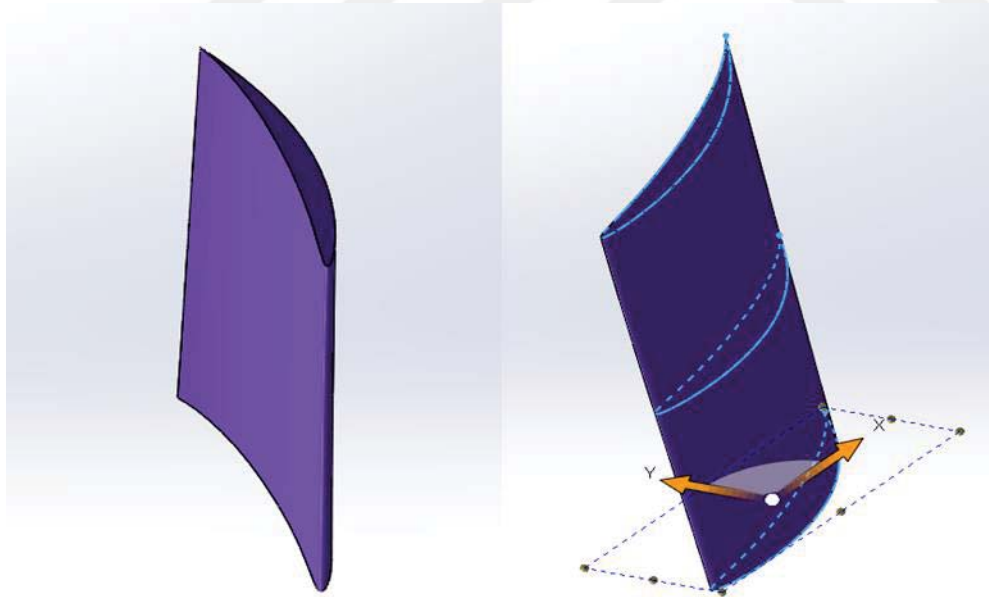
Şekil 5.7. Statorun tip bölgesindeki kanat profilinin iki boyutlu gösterimi

Bu iki boyutlu kanat profillerinin belirlenmesinden sonra her bir kanatçık için koordinat sistemi alınarak CAD programlarına atılır ve katı modeli çıkarılır. CAD programında katı model oluşumuna kadar ki aşamalar şekil 5.8’de gösterilmektedir.

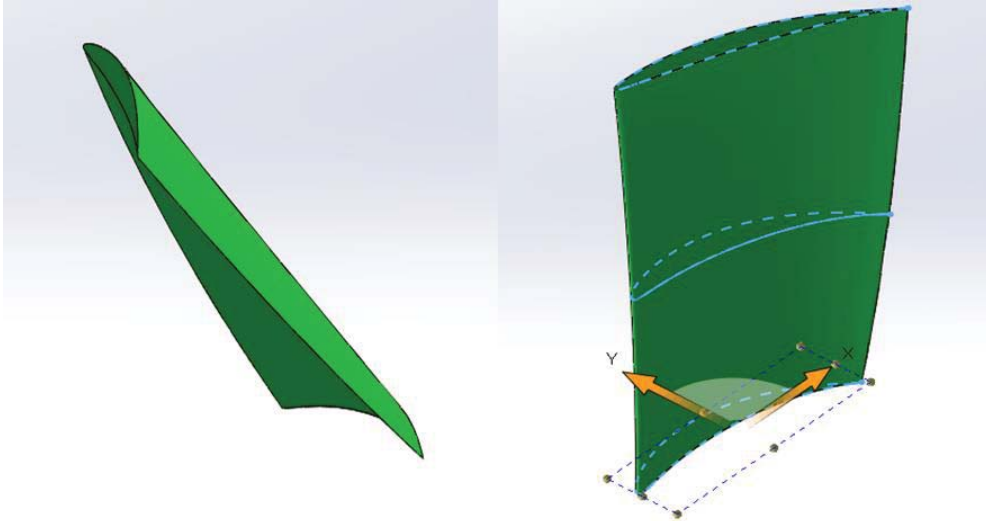


Şekil 5.8. Kanat profillerinin CAD programına atılma aşamaları

Burada NACA'dan alınan koordinatlar iki boyutlu olduğu için x ve y koordinatlarını vermektedir. Excel programına eklerken üçüncü eksen olan z eksenini sıfır yaparak eklemek gerekmektedir. Rotor ve statorun katı modelleri şekil 5.9 ve şekil 5.10'da gösterilmektedir.

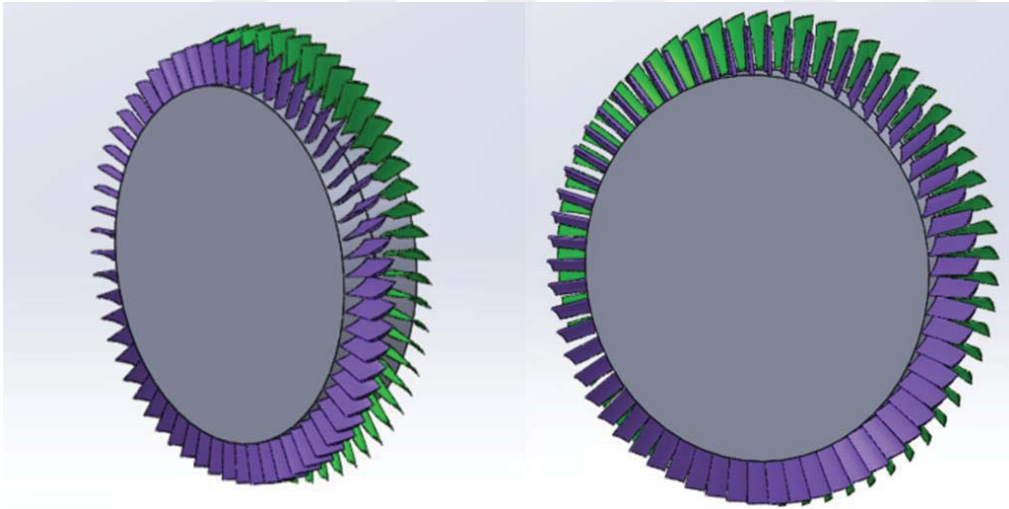


Şekil 5.9. Stator kanadının CAD programında çizilmiş katı modeli



Şekil 5.10. Rotor kanadının CAD programında çizilmiş katı modeli

Rotor ve stator kanatçıklarının tasarımları önceden hesaplanan parametrelere göre yapılmıştır. Rotor ve statorun kanat sayısı ve kanadın kurulum (stagger) açısı önceden açıklanmıştır. Tek kademeli türbinin rotor ve stator kanatçıklarının montaj edilmiş katı modeli şekil 5.11’de gösterilmektedir.



Şekil 5.11. Tek kademeli türbinin rotor ve stator kanatçıklarının montaj edilmiş katı modeli

Katı modeli oluşturulan türbinin kanatları yerleştirilirken rotor ve stator arası aksiyal boşluk birçok çalışmada deneysel olarak çalışılmış ve yaklaşık olarak veter uzunluğunun % 10 – 25 arası mesafenin akışı bozmadığı ve montaj için uygun olduğu sonucuna varılmıştır (Gaetani ve ark., 2010; Ummiti ve ark. 2009; Danish ve ark., 2016).

6. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Havacılık, savunma sanayisi, denizcilik, elektrik üretimi ve endüstriyel sanayi gibi birçok alanda ciddi bir pazara sahip olan gaz türbinlerinde genellikle aksel türbinler kullanılmaktadır. Bu sektörde ciddi bir kullanım alanı olan aksel türbinlerinin aerodinamik parametreleri ve tasarım aşamaları kapsamlı bir şekilde incelenmiş ve birçok önemli sonuç ortaya çıkarılmıştır. Çalışmamızda tasarımı kolaylaştıracak bağıntılar incelenmiş ve özellikle hız, sıcaklık, boyutsuz parametreler ve açılar arasında eşitlikler ortaya çıkarılarak üç boyutlu kanat dizaynı yapılmıştır. Kanat tasarımı yapılırken birçok boyutsuz parametre incelendi. Bunlardan en önemlileri olan akış katsayısı, yük katsayısı ve reaksiyon derecesidir. Bu boyutsuz parametreler türbin kapasitesi, kanadın fiziksel yapısı ve hız vektörleri hakkında pratik bilgiler vermektedir. Boyutsuz parametreler incelendiğinde en iyi kanat veriminin elde edilmesi ve kanat kayıplarının azaltılması için akış katsayısı ve yük katsayısının olabildiğince düşük olması gerektiği ortaya çıkarılmıştır. Bu nedenle akış ve yük katsayısının verimle bağlantısı incelenmiş ve verimin hem yük hem de akış katsayısının azalmasıyla ters orantılı olarak değiştiği açığa çıkmıştır.

Düşük miktarlardaki yük ve akış katsayıları seçildiğinde sürtünme kayıplarının ve ikincil akıştan kaynaklı kayıpların azaldığı (Secondary flow) görülmüştür. Fakat akış katsayısı gereğinden fazla azaltıldığında akış yavaşlamalarının ortaya çıktığı ve akış çizgilerinin bozulduğu ortaya çıkmıştır.

Akış ve yük katsayısı sadece en iyi verimin iyi olduğu değerde değil ayrıca türbinlerin kullanıldığı alana göre ve ilk yatırım maliyetine göre de değişmektedir. Düşük değerlerdeki akış ve yük katsayıları gaz türbinlerinde daha fazla kademe ve daha büyük kanat uzunluğu anlamına gelmektedir. Endüstriyel gaz türbinlerinde yer ve boyut sıkıntısı olmayacağından düşük akış ve yük katsayılarının uygulanması uygun olabilir. Fakat uçaklarda ağırlığın oldukça önemli olduğu düşünüldüğünde bu değerlerin yüksek olması daha uygun olmaktadır.

Bir diğer incelenen boyutsuz parametrelerden biri olan reaksiyon derecesi ise aerodinamik kayıpların azaltılması ve türbin verimliliğinin iyileştirilmesi bakımından oldukça önemlidir. Reaksiyon derecesi negatif, pozitif ve sıfır olabilmektedir. Fakat birçok reaksiyon derecesi

değeri kullanılmasına rağmen aksiyal kanat tasarımlarında ciddi bir konuma sahip olan %50 reaksiyon derecesi, türbin ve kompresörlerde oldukça fazla kullanılmaktadır.

%50 reaksiyon derecesine sahip türbinlerde enerji dönüşümü rotor ve stator kanatçıklarında eşit şekilde yapıldığından rotor ve stator kanatçıklarında hız vektörleri birbirlerine simetrik olduğu görülmüştür. Bu nedenle rotor girişteki mutlak hız rotor çıkışındaki bağıl hıza eşit olurken rotor girişindeki bağıl hız ise rotor çıkışındaki mutlak hıza eşit çıkmaktadır. Ayrıca hız vektörlerinin simetrik olması hem tasarımı kolaylaştırmakta hem de aerodinamik kayıpları azaltmaktadır. Bu nedenle türbin verimi diğer reaksiyon oranlarına göre yüksek çıkmaktadır.

Rotor kanatlarında sürtünme kayıplarının azaltılması için kanat uçları ile muhafaza arasında belli bir oranda açık olması gerekmektedir. Bu parametreye uç açıklığına (Tip clearance) denmektedir. Uç açıklığından dolayı meydana gelecek olan sızıntılar vorteksleri oluşturmakta ve akış alanının azalmasına neden olmaktadır. Bu nedenle uç açıklığının optimum bir değerde alınması oldukça önemlidir. Araştırma sonucunda uç açıklığının %1-1,5 arasında alındığı görülmüştür.

Solidity (Katılık) en önemli kanat tasarım parametrelerinden biridir. Veter uzunluğunun iki kanat arası boşluğa (pitch) oranı olarak bilinir. Bu parametre türbin ağırlığı, iki kanat arası akışı ve yatırım maliyetinden dolayı türbin kanat tasarımında minimum değere yakın seçilmesi arzu edilmektedir. Fakat katılık oranının gereğinden fazla düşük seçilmesi kanatlar arası boşluğun büyük olması anlamına geldiği için akış ayrılmalarından dolayı türbin veriminin düştüğü ortaya çıkmıştır. Bu nedenle optimum katılık oranının tahmin edilmesi gerekmekte ve bu çalışmada pratik kullanımından dolayı Zweifel yöntemi kullanılarak hesaplanmıştır.

Kanat açıklık oranının (Aspect ratio) optimize edilmesinin en önemli sebeplerinden biri düşük kanat açıklık oranlarıyla yapılan kanat tasarımlarında üç boyutlu akış kayıplarının yüksek olmasına neden olmasıdır. Ayrıca sabit kanatlarda meydana gelen düzensiz akış ile beklenenden farklı hız diyagramlarının oluşmasına sebep olabilmesidir. Bununla birlikte kanat açıklık oranının aşırı yüksek olması da türbin titreşim miktarını artırmaktadır. Bu nedenle optimum kanat açıklık değerinin belirlenmesi oldukça önemlidir. Bu değer genel olarak tasarımcıya bırakılmıştır. Yapılan incelemelerde 1,5-2,5 arası kanat açıklık oranlarında kayıpların diğer oranlara göre az olduğu görülmüştür.

Rotor ve stator kanatçıkları montaj edilirken aralarındaki mesafe belli bir değeri geçmemelidir. Akışın iletimi esnasında akım çizgilerinin bozulmaması için optimum kanat boşluğunun belirlenmesi gerekmektedir. Aksiyal boşluğun çok ya da az olması akışın iletimi esnasında akım çizgilerinin bozulmasına sebep olacağından türbin verimi ve aerodinamik kayıplara ciddi etkisi olacaktır. Yapılan incelemeler sonucunda %10-%25 arasında aksiyal boşluğun uygun olduğu ve %25'ten sonra kayıpların arttığı sonucuna varılmıştır. Katı modelin oluşturulması esnasında rotor ve stator arası boşluğun rotorun aksiyal veter uzunluğunun %25'i olarak alınmıştır.

Kanat ucu esnemelerine karşılık tasarımda Mach sayısına dikkat edilmiş ve hesaplamalar subsonik hızlarda yapılmıştır. Süpersonik hızlara kanat ucunda izin verilmemiştir.

Incidence açısı rotor giriş açısı hesaplanırken önemli bir parametredir. Bu konuda birçok çalışma yapılmış ve rotor girişinde akış açısının belli bir derece pozitif veya negatif yönde değiştirmenin basınç kayıplarını azalttığı görülmüştür. Genel itibariyle Incidence açısının -10° ile $+10^\circ$ derece arasında basınç kayıplarının minimuma yakın değerde olduğu ortaya çıkarılmıştır. Farklı bir çalışmada ise -5 derecede minimum basınç katsayısına ulaştığı açığa çıkarılmıştır.

Kanat profillerinin katı modelinin tasarımı hub bölgesi, mean (orta) bölgesi ve tip bölgesi olmak üzere üç aşamada gerçekleşmiştir. Hesaplamalar orta bölgede başlamış ve hız değerleri ve hız diyagramları çıkarılmıştır. Hub ve tip bölgelerindeki kanat profillerinin hız değerleri serbest vorteks yöntemine göre bulunmuştur. Birbirine bağımlı basit kodlarla eşitlikler kullanılarak yapılan çalışmada politropik verimin izentropik verime eşit olduğu tasarım yöntemi kullanılmıştır. Kanat açıları reaksiyon derecesi, akış ve yük katsayıları arasında bir bağıntı bulunarak hesaplanmıştır. Simetrik yapısından ve minimum aerodinamik kayıp özelliğinden dolayı %50 reaksiyon derecesi seçilmiş ve pratik bir yöntem ile hız diyagramları çizilmiştir. Kanat profilleri NACA'ya bağlı bulunan siteden veter uzunluğu ve kurulum açısı, akış açısı ve kamburluk açısına bağlı kanat Radius'u hesaplanarak iki boyutlu olarak alınmıştır. Nihayetinde, akış ve yük katsayıları endüstriyel gaz türbinine göre seçimi yapılarak katı model oluşturulmuştur.

Öneri

Çalışmamızda genel itibariyle kanat profillerini etkileyen parametreler incelenmiştir. Ayrıca birçok çalışmada tasarım aşamaları açık bir şekilde verilmediği ve hemen hemen bütün çalışmalarda sadece akış analiz kısmının verildiği görülmüştür. Bu yüzden katı model haline nasıl getirildiğiyle ilgili birçok bilgi verilmiş ve 3D yazıcı ile somut hale getirilmiştir. Bu çalışmada yapamadığımız ve yapılmasının arzu ettiğimiz birçok konu bulunmaktadır:

- ❖ Türbin kanat parametrelerinin akış analizlerinin ileri optimizasyon yöntemleriyle incelenmesi,
- ❖ Türbinlerde kanat yapısının akış kuvvetlerine dayanımının incelenmesi ve kanat yapısına uygun malzemelerin araştırılması,
- ❖ Türbin giriş sıcaklıklarının arttırılması,
- ❖ Türbin kanat soğutma yöntemlerinin geliştirilmesi,
- ❖ Türbin kanatlarının dizayn dışı çalışma şartlarının akış analizi ve optimizasyonu.

KAYNAKLAR

- Akkoyun, M. G., and Balikci, E. (2018). Precipitate Microstructure as an Indicator of Stress and Temperature Distributions in a Serviced Gas Turbine Blade. *Journal of Engineering Materials and Technology*, 140(1), 011001.
- Amiri, H. B., Salmaniye, F., and Izadi, A. (2016). The influence of incidence angle on the aerodynamics of condensing flow around a rotor tip section of steam turbine. *Heat and Mass Transfer*, 52(11), 2423-2436.
- Aungier, R. H. (2006). *Axial-flow and radial inflow turbine design and analysis. Turbine aerodynamics 2006.*
- Ayduramaz, C. (2015). *Naca 0012 Kanadın Rüzgar Tünelinde Sınır Tabaka ve Aerodinamik Analizi (Master's thesis, Yıldız Teknik Üniversitesi).*
- Bakırcı, M. (2014). *Rüzgar Türbin Kanat Profil Optimizasyonu (Master's thesis, Kırıkkale Üniversitesi).*
- Babu Ummiti, M., Sitaram, N., and Prasad, B. V. S. S. S. (2009). Computational Investigation of Effect of Axial Spacing on Blade Row Interaction in a 1½ Stage Axial Flow Turbine. *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, 3(1), 56-70.
- Bayoumy, A. H., Nada, A. A., & Megahed, S. M. (2013). A continuum based three-dimensional modeling of wind turbine blades. *Journal of Computational and Nonlinear Dynamics*, 8(3), 031004.
- Bellucci, J., Rubecchini, F., Arnone, A., Arcangeli, L., Maceli, N., Paradiso, B., and Gatti, G. (2017). Numerical and experimental investigation of axial gap variation in high-pressure steam turbine stages. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 139(5), 052603.
- Berrino, M., Simoni, D., Ubaldi, M., Zunino, P., and Bertini, F. (2016, June). Aerodynamic loading distribution effects on off-design performance of highly loaded LP turbine cascades under steady and unsteady incoming flows. In *ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition* (pp. V02BT38A048-V02BT38A048). American Society of Mechanical Engineers.
- Bilgiç, M. (2015). *Development of a Blade to Blade Solver For Axial Turbomachinery (Master's thesis, Middle East Technical University).*
- Boyce, M. P. (2011). *Gas turbine engineering handbook.* Elsevier.
- Cengel, Y. A., and Boles, M. A. (2002). *Thermodynamics: an engineering approach.* Sea, 1000, 8862.
- Coull, J. D. (2017). Endwall loss in turbine cascades. *Journal of Turbomachinery*, 139(8), 081004.

- Çelik, M.İ (2005). Türbin sabit kanatçığının verilen ısı transferi katsayısı ve basınç dağılımını kullanarak ANSYS ile 2-boyutlu termal ve yapısal analizi (Master's thesis, Osmangazi Üniversitesi).
- D. Moore, Royce and Reid, Lonnie. (1982). Performance of single-stage axial-flow transonic compressor with rotor and stator aspect ratios of 1.63 and 1.78, respectively, and with design pressure ratio of 1.82. NASA Technical Paper.
- Da Silva, A. B., Moreira, F. C., and Su, J. (2010). Aerodynamic Design of Multi-Stage Axial Flow Compressors Using Visual Basic.
- Danish, S. N., Qureshi, S. R., Imran, M. M., Khan, S. U. D., Sarfraz, M. M., El-Leathy, A., and Wei, M. (2016). Effect of tip clearance and rotor–stator axial gap on the efficiency of a multistage compressor. *Applied Thermal Engineering*, 99, 988-995.
- Dye, C., Staubach, J. B., Emmerson, D., and Jensen, C. G. (2007). CAD-based parametric cross-section designer for gas turbine engine MDO applications. *Computer-Aided Design and Applications*, 4(1-4), 509-518.
- Ellbrant, L. (2014). Multi-objective CFD-based design method for axial compressors. Chalmers University of Technology.
- Esfe, H. B., Kermani, M. J., and Avval, M. S. (2015). Effects of surface roughness on deviation angle and performance losses in wet steam turbines. *Applied Thermal Engineering*, 90, 158-173.
- Farmakalides, C. D., McKenzie, A. B., and Elder, R. L. (1994, June). The Effect of Reaction on Axial Flow Compressor Performance. In ASME 1994 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition (pp. V001T01A143-V001T01A143). American Society of Mechanical Engineers.
- Flegel, A. B., Welch, G. E., Giel, P. W., Ames, F. E., and Long, J. A. (2015). Complementary Aerodynamic Performance Datasets for Variable Speed Power Turbine Blade Section From Two Independent Transonic Turbine Cascades.
- Gaetani, P., Persico, G., and Osnaghi, C. (2010). Effects of axial gap on the vane-rotor interaction in a low aspect ratio turbine stage. *Journal of Propulsion and Power*, 26(2), 325-334.
- Gao, J. Wang, F. Fu, W. Zheng, Q. Yue, G. and Dong, P. (2017). Experimental Investigation of Aerodynamic Performance of a Turbine Cascade with Trailing-Edge Injection. *Journal of Aerospace Engineering*, 30(6), 04017074.
- Gorla, R. S., and Khan, A. A. (2003). *Turbomachinery: design and theory*. CRC Press.
- Havakechian, S., and Greim, R. (1999). Aerodynamic design of 50 per cent reaction steam turbines. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, 213(1), 1-25.

- Hirsch, K., and Moghadam, R. (2016). Validation of one-dimensional loss models for axial gas turbines.
- Horlock, J. H. (2013). *Advanced Gas Turbine Cycles: A Brief Review of Power Generation Thermodynamics*. Elsevier.
- Jansohn, P. (Ed.). (2013). *Modern gas turbine systems: High efficiency, low emission, fuel flexible power generation*. Elsevier.
- Joshi, D. (2010). Aerodynamic Shape Optimization Of 3D Gas Turbine Blade Using Differential Evolution Method.
- Joly, M. M., Verstraete, T., and Paniagua, G. (2014). Multidisciplinary design optimization of a compact highly loaded fan. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 49(3), 471-483.
- Infantino, D., Satta, F., Simoni, D., Ubaldi, M., Zunino, P., and Bertini, F. (2016). Experimental analysis of the aerodynamic performance of an innovative low pressure turbine rotor. *Journal of Thermal Science*, 25(1), 22-31.
- Internet: Airfoil Tools. (n.d.). NACA 23012 12% - NACA 23012 airfoil. Retrieved from <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca23012-il#polar>.
- Internet: AirfoilToolsContributors. (n.d.). NACA 4412 (naca4412-il). Retrieved from <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca4412-il>.
- Internet: NACA 65(3)-218 (naca653218-il). (n.d.). Retrieved from <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca653218-il>.
- Kibsey, M. D., and Sjolander, S. A. (2016, June). Influence of Mach Number on Profile Loss of Axial-Flow Gas Turbine Blades. In *ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition* (pp. V02BT38A015-V02BT38A015). American Society of Mechanical Engineers.
- Kiran, K. N., and Anish, S. (2017). An investigation on the effect of pitchwise endwall design in a turbine cascade at different incidence angles. *Aerospace Science and Technology*, 71, 382-391.
- Kurz, R., and Brun, K. (2016). Gas turbine performance. In *Asia Turbomachinery and Pump Symposium. 2016 Proceedings.. Turbomachinery Laboratories, Texas A&M Engineering Experiment Station*.
- Lampart, P. (2009). Investigation of endwall flows and losses in axial turbines. Part I. Formation of endwall flows and losses. *Journal of theoretical and applied mechanics*, 47(2), 321-342.
- Langston, L. S. (2001). Secondary flows in axial turbines—a review. *Annals of the New York Academy of Sciences*, 934(1), 11-26.

- Macit, A. (2015). Numerical Investigation of The Effect of The Blade Type and The Chord Length on The Performance of The Vertical Axis Wind Turbines (Master's thesis, Kırıkkale Üniversitesi).
- Marconcini, M., Pacciani, R., Arnone, A., and Bertini, F. (2015, June). Low-pressure turbine cascade performance calculations with incidence variation and periodic unsteady inflow conditions. In ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition (pp. V02AT38A006-V02AT38A006). American Society of Mechanical Engineers.
- Mohamed, M. H., and Shaaban, S. (2013). Optimization of blade pitch angle of an axial turbine used for wave energy conversion. *Energy*, 56, 229-239.
- Oksuz, O. (2007). Multiploid genetic algorithms for multi-objective turbine blade aerodynamic optimization, Doctor of Philosophy Thesis, Aerospace Engineering Department, Middle East Technical University.
- Özkan, D. (2009). Gaz türbini çalışma donanımlarının incelenmesi, axstream yazılımı ile eksenel akışlı kompresör ve türbin dizaynı-analizi (Master's thesis, Namık Kemal Üniversitesi).
- Panigrahi, D. C., and Mishra, D. P. (2014). CFD simulations for the selection of an appropriate blade profile for improving energy efficiency in axial flow mine ventilation fans. *Journal of Sustainable Mining*, 13(1), 15-21.
- Persson, J. (2015). 1D Turbine Design Tool Validation and Loss Model Comparison: Performance Prediction of a 1-stage Turbine at Different Pressure Ratios.
- Perrotti, D. (2013). Two dimensional design of axial compressor-An enhanced version of LUAX-C. ISRN LUTMDN/TMHP--13/5277--SE.
- Raval, N. P., Malay, M., and Jitesh, L. (2017). CFD Analysis of NACA0012 Aerofoil and Evaluation of Stall Condition.
- Riffat, S. B., Zhao, X., and Doherty, P. S. (2002). Investigation of the flow in an impulse micro turbine using numerical CFD predictions and laboratory testing. *International journal of ambient energy*, 23(4), 171-178.
- Rişvanoğlu, U. (2010). Naca profil aile geometrisi hesap programı, (Master's thesis, İstanbul Üniversitesi).
- Rusanov, A., Rusanov, R., and Lampart, P. (2015). Designing and updating the flow part of axial and radial-axial turbines through mathematical modeling. *Open Engineering*, 5(1).
- Saravanamuttoo, H. I. H., Rogers, G. F. C., and Cohen, H. (2001). *Gas turbine theory*. Pearson Education.
- Schwerdt, L., Hauptmann, T., Kunin, A., Seume, J. R., Wallaschek, J., Wriggers, P., and

- Löhnert, S. (2017). Aerodynamical and structural analysis of operationally used turbine blades. *Procedia CIRP* 59 (2017), 59, 77-82.
- Schobeiri, M. T. (2017). *Gas Turbine Design, Components and System Design Integration*. Springer.
- Schabowski, Z., and Hodson, H. (2014). The reduction of over tip leakage loss in unshrouded axial turbines using winglets and squealers. *Journal of Turbomachinery*, 136(4), 041001.
- Soğukpınar, H. (2017). Uçak Kanatlarında En İdeal Hücum Açısını Bulmak İçin 4 Rakamlı Naca 00xx Kanat Profillerinin Nümerik Analizi. *Uludağ University Journal of The Faculty of Engineering*, 22 (1), 169-178. DOI: 10.17482/uumfd.309470.
- Sunden, B., and Xie, G. (2010). Gas turbine blade tip heat transfer and cooling: a literature survey. *Heat Transfer Engineering*, 31(7), 527-554.
- Tournier, J. M., and El-Genk, M. S. (2010). Axial flow, multi-stage turbine and compressor models. *Energy Conversion and Management*, 51(1), 16-29.
- Walsh, P. P., and Fletcher, P. (2004). *Gas turbine performance*. John Wiley and Sons.
- Wang, Y., Sui, X., Zhang, K., Xiang, X., and Zhao, Q. (2018). Effects of incidence angle on a low-pressure turbine blade boundary layer evolution through large eddy simulation. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, 0957650917752806.
- Zou, Z., Wang, S., Liu, H., and Zhang, W. (2018). *Axial Turbine Aerodynamics for Aero-engines: Flow Analysis and Aerodynamics Design*. Springer.
- McKenzie A.B., (1988), "The Selection of Fan Blade Geometry for Optimum Efficiency", in *Proceedings of Institution of Mechanical Engineering*, 202, (A1), 39.

ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler

Soyadı, adı : KÖSE, Özkan
 Uyuğu : T.C.
 Doğum tarihi ve yeri : 16.08.1989, Hatay
 Medeni hali : Bekar
 Telefon : 0.326 613 56 00
 Faks : 0.326 613 56 13
 e-mail : ozkan.kose@iste.edu.tr



Eğitim

Yüksek Lisans	İskenderun Teknik Üniversitesi/Makine Mühendisliği	2018
Lisans	Selçuk Üniversitesi/ Makine Mühendisliği	2014
Lise	Denizciler Lisesi	2006

İş Deneyimi

Yıl	Yer	Görev
2017-Halen	İskenderun Teknik Üniversitesi	Araştırma Görevlisi

Yabancı Dil

İngilizce

Yayınlar

1. KOÇ Ali, KÖSE Özkan, YAĞLI Hüseyin, KOÇ Yıldız, GÖZALICI Haydar (2018). Ağaç Sanayinde Gaz Türbinli Bir Kojenerasyon Çevrimi Sisteminin Tasarımı ve Termodinamik Analizi: Balıkesir Şartlarında Uygulama. Uluslararası Katılımlı Anadolu Enerji Sempozyumu (AES'18) (Tam Metin Bildiri/Sözlü Sunum)(Yayın No:4294198).
2. KÖSE Özkan, KOÇ Yıldız, YAĞLI Hüseyin, ÜSTÜN İsmail, KASAP Furkan, ÖZTÜRK Nurhan Adil, KOÇ Ali (2017). Grafen Kullanılmış Betonun Isıl İletkenliğinin Deneysel Olarak İncelenmesi. International Advanced Researches and

Engineering Congress (IAREC), 76-82. (Tam Metin Bildiri/Sözlü Sunum)(Yayın No:3743687).

3. ÜSTÜN İsmail, KOÇ Yıldız, YAĞLI Hüseyin, KÖSE Özkan, Basar Mustafa Tunahan, KARAKUŞ Cuma, AKGÖL Oğuzhan, KOÇ Ali (2017). Nar Çekirdeğinin Isı İletim Katsayısının Tespiti ve Elektromanyetik Yönden Analizi.1. ULUSLARARASI İLERİ ARAŞTIRMALAR VE MÜHENDİSLİK KONGRESİ, 83-87. (Tam Metin Bildiri/Sözlü Sunum)(Yayın No:3606670).
4. ÜSTÜN İsmail, KÖSE Özkan, YAĞLI Hüseyin, KOÇ Ali, ÖZTÜRK Nurhan Adil, TUTUMLU Hakan, KARAKUŞ Cuma (2017). İskenderun Bölgesinde Yatay Düzleme Düşen Güneş Radyasyonunun İstatistiksel Analizi. 3e Electrotech Dergisi (282), 26-34. (Kontrol No: 3615933).
5. Isık Tüpüyle Doğal Aydınlatma Sistemlerinin İskenderun Bölgesine Uygulanabilirliği ve Tasarımı, Özkan KÖSE, İsmail ÜSTÜN, Hüseyin YAĞLI, N. Adil ÖZTÜRK, Cuma KARAKUŞ, Yıldız KOÇ, Ali KOÇ, Bilimsel Tasarım, 01.12.2017 -31.12.2017, Kişi Sayısı:7

Hobiler

- ❖ Futbol
- ❖ Kitap okumak
- ❖ Basketbol
- ❖ Doğa yürüyüşleri

DİZİN

<hr/> <p style="text-align: center;">A</p> <p>Aerodinamik kayıplar, 6, 37 Akış katsayısı, iv, 8, 35, 36,51,65 Aksiyal türbin, iv, 4, 12, 33 Ayrılma açısı, 6, 29, 48</p> <hr/> <p>B</p> <p>Bağıl hız, xv, 27</p> <hr/> <p>D</p> <p>Dipnot · 18 Dizin · 50 Doğrudan aktarma · 15 Dolaylı aktarma · 16</p> <hr/> <p>E</p> <p>Eksenel türbin, iv Emisyon, 10 Euler, 5, 16, 18, 34</p> <hr/> <p>G</p> <p>Güç katsayısı, iv</p> <hr/> <p>İ</p> <p>İkincil kayıplar, 49</p>	<hr/> <p style="text-align: center;">K</p> <p>Kamburluk açısı, xv, 27 Kanat açıklık oranı, iv, 6, 7, 31, 32, 48 Kanat açısı, 27, 28 Kanat akış açısı, 27, 28 Kanat boşluğu, 30 Kanat tasarımı, iv, 51, 65 Katılık, iv, xii, 30, 31, 46, 47, 48, 56, 66 Kayıp katsayısı, 6 Kurulum açısı, xv, 6, 27, 48 Kütlesel debi, iv</p> <hr/> <p style="text-align: center;">L</p> <p>Lagrange, 16</p> <hr/> <p style="text-align: center;">M</p> <p>Mach sayısı, viii, xv, 6, 7, 21, 23 Mollier Diyagramı, viii, 21</p> <hr/> <p style="text-align: center;">N</p> <p>NACA, 39</p> <hr/> <p style="text-align: center;">O</p> <p>Optimum kayıp, 7</p>	<hr/> <p style="text-align: center;">P</p> <p>Politropik verim, 23, 54</p> <hr/> <p style="text-align: center;">R</p> <p>Reaksiyon derecesi, viii, xv, 14, 37, 38, 65 Rotor, xii, xiii, 2, 3, 5, 6, 11, 12, 13, 14, 20, 25, 26, 29, 32, 33, 34, 37, 38, 48, 51, 53, 55, 59, 64, 66, 67, 69, 70, 71</p> <hr/> <p style="text-align: center;">S</p> <p>Sabit kanat, 12</p> <hr/> <p style="text-align: center;">T</p> <p>Türbin verimi, 7, 8, 24, 35, 37, 53, 66, 67</p> <hr/> <p style="text-align: center;">U</p> <p>Uç Açıklığı, 25</p> <hr/> <p style="text-align: center;">Y</p> <p>Yük katsayısı, iv, 8, 35, 36, 46, 51, 52, 65</p>
---	--	--



TEKNOVERSİTE



teknoversite **AYRICALIĞINDASINIZ**

İSTE

