

T.C.
SAKARYA ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

GAZ TÜRBİNLERİ KANATLARINDAKİ SOĞUTMA TEKNİKLERİNİN ARAŞTIRILMASI

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Kemal TEKİN

Enstitü Anabilim Dalı : MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ

Tez Danışmanı : Dr.Öğr. Üyesi Ünal UYSAL

OCAK 2020

T.C.
SAKARYA ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**GAZ TÜRBİNLERİ KANATLARINDAKİ SOĞUTMA
TEKNİKLERİNİN ARAŞTIRILMASI**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

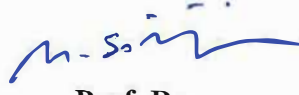
Kemal TEKİN

Enstitü Anabilim Dalı : **MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ**

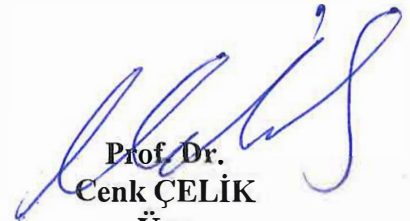
Bu tez 10.01.2020 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından oybirliği / oyçokluğu ile kabul edilmiştir.



Dr.Ögr. Üyesi
Ünal UYSAL
Jüri Başkanı



Prof. Dr.
Nedim SÖZBİR
Üye



Prof. Dr.
Cenk ÇELİK
Üye

BEYAN

Tez içindeki tüm verilerin akademik kurallar çerçevesinde tarafımdan elde edildiğini, görsel ve yazılı tüm bilgi ve sonuçların akademik ve etik kurallara uygun şekilde sunulduğunu, kullanılan verilerde herhangi bir tahrifat yapılmadığını, başkalarının eserlerinden yararlanılması durumunda bilimsel normlara uygun olarak atıfta bulunduğunu, tezde yer alan verilerin bu üniversite veya başka bir üniversitede herhangi bir tez çalışmasında kullanılmadığını beyan ederim.

Kemal TEKİN
10.01.2020

TEŞEKKÜR

Yüksek lisans eğitiminin boyunca değerli bilgi ve deneyimlerinden yararlandığım, her konuda bilgi ve desteğini almaktan çekinmediğim, araştırmanın planlanmasından yazılmasına kadar tüm aşamalarında yardımlarını esirgemeyen, teşvik eden, aynı titizlikte beni yönlendiren değerli danışman hocam Dr. Öğr. Üyesi Ünal UYSAL'a teşekkürlerimi sunarım.

İÇİNDEKİLER

TEŞEKKÜR	i
İÇİNDEKİLER	ii
SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ	iv
ŞEKİLLER LİSTESİ	v
TABLolar LİSTESİ	ix
ÖZET	x
SUMMARY	xi
BÖLÜM 1.	
GİRİŞ	1
BÖLÜM 2.	
GAZ TÜRBİNLERİ	2
2.1. Gaz Türbini Genel Tanımı ve Tarihçesi	2
2.2. Gaz Türbin Bölümleri	5
2.2.1. Giriş/İnlet	5
2.2.2. Kompresör	7
2.2.3. Yanma odası	11
2.2.4. Türbin	21
2.3. Gaz Türbinlerinin Termodinaksel Olarak İncelenmesi	27
BÖLÜM 3.	
GAZ TÜRBİN KANATLARINDA SOĞUTMA YÖNTEMLERİ	29
3.1. Gaz Türbin Kanatlarında Dıştan Soğutma	38
3.1.1. Film soğutma	39
3.1.2. Türbin kanatları kaplama	46
3.1.2.1. Kimyasal buhar çöktürme (CVD)	50
3.1.2.2. Elektron silahlı fiziksel buhar biriktirme	51

3.1.2.3. Isıl sprej / plazma sprej.....	52
3.2. Gaz Türbin Kanatlarında İçten Soğutma.....	56
3.2.1. Kanal soğutma	61
3.2.2. Ribbed-türbülötörlü soğutma.....	61
3.2.3. Pin-fin soğutma.....	75
3.2.3.1. Pin-Fin soğutmada pinlerin yerleşimi ve geometrisi.....	76
3.2.4. Çarpırmalı soğutma.....	82
3.2.5. Kapalı sistem buharlı soğutma.....	99
BÖLÜM 4.	
SONUÇ.....	105
KAYNAKLAR	107
ÖZGEÇMİŞ	114

SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ

°C	: Santigrat Derece
°F	: Fahrenheit Dereceluen
ft/sn	: Feet/Saniye
m/sn	: Metre/Saniye
MW	: Megawatt
°K	: Kelvin Derece

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 2.1. General Electric 9HA Gaz Türbini.....	2
Şekil 2.2. İmalat ve ön montajı tamamlanmış gaz türbini.....	4
Şekil 2.3. Gaz türbinleri bölümleri	5
Şekil 2.4. İnlet bölümü ve kompresör bölümü kesiti.....	6
Şekil 2.5. Açık ve kapalı pozisyondaki giriş havas yönettici kanatlar.....	6
Şekil 2.6. Gaz türbin kompresör rotoru.....	7
Şekil 2.7. Rotor ve stator kademelerinde basınç artışı.....	8
Şekil 2.8. Kompresör dönel ve sabit kanatlar.....	10
Şekil 2.9. Yönlendirici kanatlar ve kompresör kanatları.....	10
Şekil 2.10. Yanma odası hava yakıt karışımı.....	12
Şekil 2.11. Gaz türbini yanma odası.....	13
Şekil 2.12. Havanın yanma odasındaki çeşitli bölgelerdeki dağılımı.....	14
Şekil 2.13. Yanma odası ve türbin kesiti.....	16
Şekil 2.14. Kutu dairesel yanma odası.....	17
Şekil 2.15. Turbo-Annular.....	17
Şekil 2.16. Dairesel yanma odası.....	18
Şekil 2.17. Yakıt Nozulu.....	19
Şekil 2.18. Gaz türbini kanat ve yanma odaları.....	20
Şekil 2.19. Gaz türbini ve bölümü.....	21
Şekil 2.20. Eksenel tip akış türbini.....	22
Şekil 2.21. İmpuls kök ve reaksiyon kök.....	23
Şekil 2.22. Yönlendirilmiş katılaşma yolu ve tek çekirdek kristal yöntemi.....	24
Şekil 2.23. Teknolojideki gelişmeleri ve ulaşılan ateşleme sıcaklıklarını.....	25
Şekil 2.24. Gaz türbin 2. ve 3. kademe nozullar ile türbin kanatları.....	26
Şekil 2.25. Gaz Türbin 1. Kademe nozul.....	26
Şekil 2.26. GE 9FA Türbini İkinci Kademe Nozul Segmentleri.....	27

Şekil 2.27. Brayton Çevrimi.....	28
Şekil 3.1. Soğutma yöntemlerinin gelişimi ve ateşleme sıcaklıklarındaki artış.....	29
Şekil 3.2. Türbin kanadı soğutmasında kullanılan harici soğutma sistemleri	30
Şekil 3.3. Soğutucu ön soğutmalı gaz türbininin konfigürasyonu	31
Şekil 3.4. Soğututucu ara soğutmalı gaz türbininin konfigürasyonu.....	32
Şekil 3.5. Buharlaşmalı soğutucu ve rejenerasyon içeren gaz türbini	33
Şekil 3.6. Çift etkili gaz türbin soğutma sistem şematik gösterimi	33
Şekil 3.7. Türbin kanadı soğutulmasında kullanılan çeşitli soğutma sistemleri.....	35
Şekil 3.8. Yaklaşık soğutma havası yüzdeleri.....	36
Şekil 3.9. Hasarlı kanatlar.....	38
Şekil 3.10. Gaz türbinlerinde film soğutma.....	40
Şekil 3.11. Film soğutma tipleri.....	40
Şekil 3.12. Türbin geometrisi ve soğutma	41
Şekil 3.13. Rotorlar için zamana bağlı rotor ısı transfer ölçümleri	42
Şekil 3.14. Döner kanatların kesitleri.....	43
Şekil 3.15. Film soğutma etkisi ile soğutma konfigürasyonu	44
Şekil 3.16. Gerçek yuvarlak yapı ve sadeleştirilmiş yapı	46
Şekil 3.17. Gerçek yuvarlak yapı ve sadeleştirilmiş yapı ait termal ölçümler.....	46
Şekil 3.18. Termal bariyer kaplama ardından sıcak bölgelerdeki değişim.....	48
Şekil 3.19. Termal bariyer kaplama.....	49
Şekil 3.20. Termal bariyer seramik kaplama.....	49
Şekil 3.21. CVD yönteminin şematik gösterimi.....	51
Şekil 3.22. Seramik bariyer kaplama.....	52
Şekil 3.23. Türbin kanadına termal kaplama uygulaması.....	53
Şekil 3.24. Termal kaplama uygulaması.....	53
Şekil 3.25. Kaplama kalınlığının sıcaklık üzerindeki etkisi.....	54
Şekil 3.26. Kaplama kalınlığının plastic gerinim üzerindeki etkisi.....	55
Şekil 3.27. 500 µm kalınlık için kanat sıcaklık dağılımı.....	56
Şekil 3.28. Türbin kanatlarında içten soğutma yöntemleri.....	58
Şekil 3.29. GE tarafından üretilen 7FA türbini hava soğutma sistemi.....	59
Şekil 3.30. Konveksiyonel soğutma tipleri.....	60
Şekil 3.31. Kanal soğutma.....	61

Şekil 3.32. Ribbed-türbülatorlü soğutma.....	62
Şekil 3.33. Rib geometrisi.....	64
Şekil 3.34. Açılı olarak geliştirilen Rib tipleri	65
Şekil 3.35. Farklı Rib Açılarının Nusselt Sayısına Etkisi	66
Şekil 3.36. Rib en boy oranının ısı transfer performansına etkisi	67
Şekil 3.37. Farklı açılardaki rib konfigürasyonları	68
Şekil 3.38. Farklı açılardaki rib konfigürasyonlarının Nusselt sayıları.....	69
Şekil 3.39. Paralel, Sürekli, Kırık ve V Şekilli Ribler	71
Şekil 3.40. Kırık ve sürekli ribler arasındaki ısı transfer	72
Şekil 3.41. Kırık ribler için ısı transferi korelasyonu.....	73
Şekil 3.42. Kama ve delta şeklindeki ribler	74
Şekil 3.43. Pin-Fin kesit yüzeyleri	75
Şekil 3.44. Pin-Fin kesit şemaları	76
Şekil 3.45. Farklı Pin-Fin kesit şemaları	77
Şekil 3.46. Farklı konfigürasyonların ısı transferleri	78
Şekil 3.47. Farklı pin tiplerine ait performans eğrileri	79
Şekil 3.48. Farklı pim şekilleri için kütle transferi ve basınç kaybının karşılaştırılması..	81
Şekil 3.49. Farklı pim oryantasyonları için göreceli ısı transferi	82
Şekil 3.50. Jet çarpmalı soğutma.....	84
Şekil 3.51. Tek bir serbest jetin akış profili.....	86
Şekil 3.52. Jet çarpmalı soğutma	86
Şekil 3.53. Düz sıralı, tekli sıralı ve çoklu sıralı profiller	87
Şekil 3.54. Kanalda oluşan çapraz akış.....	89
Şekil 3.55. Soğutucu akışkan çarpması ve ekstraksiyonu.....	90
Şekil 3.56. x-y düzleminde eşlenen çarpma delikleri.....	90
Şekil 3.57. Kanat kenarları için soğutma sistem uygulamaları.....	91
Şekil 3.58. Geometrik ölçüler ve 5 farklı konfigürasyon	92
Şekil 3.59. Soğutma haritası.....	93
Şekil 3.60. Hız grafisi.....	94
Şekil 3.61. Farklı eğriliklerdeki Nusselt sayıları.....	96
Şekil 3.62. Farklı tiplerdeki konfigürasyonu.....	97
Şekil 3.63. Farklı eğimli tiplerdeki jetler için Nusselt sayıları.....	98

Şekil 3.64. Kapalı system buhar soğutma.....	99
Şekil 3.65. Maisotsenko buharlaşmalı iç soğutma sistem yapılandırılması.....	101
Şekil 3.66. Maisotsenko buharlaşmalı iç soğutma sistem yapılandırılması.....	102
Şekil 3.67. Beslenen buhar oranına göre termal verim durumu	104



TABLolar LİSTESİ

Tablo 2.1. Rotor Kanatlarında kullanılan malzemeler.....	9
Tablo 3.1. Ekonomik Analiz Sonuçları.....	34
Tablo 3.2. Soğutma sistemi olmadan gaz türbin performans değerleri	101
Tablo 3.3. Dubai gaz türbin yüksek ve düşük kurutma çarkı performans değerleri.....	102
Tablo 3.4. Şiraz gaz türbin yüksek ve düşük kurutma çarkı performans değerleri.....	103

ÖZET

Anahtar kelimeler: Gaz türbinleri, türbin kanat soğutma, yüzey kaplama

Gelişmiş modern gaz türbinleri ısı verim ve yüksek güç çıkışı sağlayabilmek için yaklaşık 1400 C° gibi metal bileşenlerin mekanik özelliklerinin azalarak yumuşamaya başladığı yüksek sıcaklıklarda çalışmaktadırlar.

Türbin giriş sıcaklığı arttıkça kanatların da maruz kaldığı ısı da artmakta ve bu ısı artışın etkisiyle kanatların malzeme, tasarım ve kaplama özellikleri de değişiklik göstermektedir.

Bu etkiler sonucunda ise yorulma, korozyon ve çatlak oluşumu olarak karşımıza çıkmakta ve böylece kullanım giderlerinin artarak gaz türbinlerin genel kullanım ömrünü azaltmaktadır. Bu noktada türbin kanatlarının malzeme yapılarındaki iyileştirmeler ve kaplama yöntemleri geliştirilmiş ve ayrıca kanat yüzeylerini ve iç yapısını modifiye ederek sistem tarafından kullanılan soğutucu akışkan ile soğutma yöntemleri ve kanat tasarımları geliştirilmiştir.

INVESTIGATION OF COOLING TECHNIQUES IN THE BLADES OF GAS TURBINES

SUMMARY

Keywords: Gas turbine, turbine blade cooling, surface coating

The advanced modern gas turbines are operated at high temperatures which the mechanical properties of metal components such as about 1400 °C are reduced and softened to provide thermal efficiency and high-power output.

As the turbine section temperature increases, the heat from which the wings are exposed also increases and the material, design and coating types of the wings are affected by this thermal increase.

Because of these effects, fatigue, corrosion and crack formation is seen as a result, and thus increase the usage costs of gas turbines reduce the overall useful life. At this point, improvements in the material structures of the turbine blades and the coating methods have been developed, and in addition, by refining the blade surfaces and internal structure, cooling methods and new blade designs are developed.

BÖLÜM 1. GİRİŞ

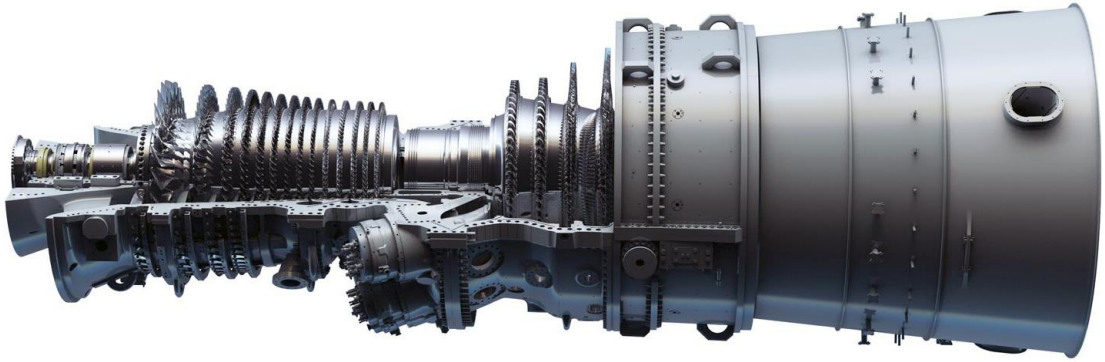
Artan nüfus ve günümüz teknolojisinde yaşanan gelişmeler sonucunda enerji tüketim ve ihtiyaç miktarları giderek artmakta ve mevcut enerji kaynakları ihtiyaçları karşılayamaz hale gelmektedir. Söz konusu talebin karşılanabilmesi ve azalarak tükenme noktasına gelen fosil yakıtların korunabilmesi için ise alternatif yenilebilir enerji kaynakları ve uygulamalarına yönelinmiş ve aynı zamanda mevcut fosil yakıt sistemlerinin tüketim miktarlarını azaltacak ve verimini arttıracak uygulamalar geliştirilmeye başlanmıştır. Enerji tüketimi ise genel olarak elektrikli ev aletleri, ısıtma ve soğutma sistemleri ve taşıtlarda gerçekleşmekle beraber, bu sistemlerde asıl harcanma türü olan elektrik enerjisini karşılayabilecek şebeke altyapıları da yetersiz kalmakta ve doğal gaz ve petrol ürünlerinin de yakılarak enerjiye çevrimlerine ihtiyaç duyulmaktadır. Termik santrallerdeki enerji üretim veriminin %40'dan az olduğu düşünülürse [1].ve bu enerji üretim veriminin değeri yakıt hücrelerinde bile %30-60 arasında [2].olması sonucu; verim artışının önemi ve gerekliliği daha da ön plana çıkmıştır.

Birçok farklı uygulama arasından ise ısı ve gaz çıkışını yeniden kullanan türbin sistemlerinde yaşanan gelişmeler, türbinlerin elektrik üretimi için kombine güç üretim sistem ve tesislerinde kullanımını arttırmış ve %55-60 arası verim değerlerine ulaşılmasını sağlamıştır [3], [4]. Verim artışı birçok nedene bağlı olmakla ve birçok yöntemle arttırılabilmekle beraber, yüksek türbin giriş sıcaklığı ana neden olarak görülmekte fakat yöntem türbin kanatlarının yüksek sıcaklıklar karşısında gösterdiği davranışlar sonucunda kısıtlanmaktadır. Sıcaklığın kanatlar üzerinde yarattığı olumsuz mekanik etkileri (sürünme, yorulma ve korozyon) azaltmak için ise yağlayıcı-soğutucu sistemlerin kullanılması gerekmektedir [5].

BÖLÜM 2. GAZ TÜRBİNLERİ

2.1. Gaz Türbini Genel Tanımı ve Tarihçesi

Bir türbin, genel ifade olarak bir döner motorun hareketini ve dolayısıyla enerji üretimini, kanatlar arasından geçen yanma gazlarının veya sıcak buharın sayesinde gerçekleştiren sistematik araç olarak tanımlanabilir. Sistem, yanma odalarında gerçekleşen tepkimelerin sonucunda açığa çıkan gazları veya ısı akışını kullanır ve elektrik enerjisine dönüştürür [6]. Şekil 2.1.'de General Electric tarafından üretilen 9HA serisine ait örnek bir gaz türbini görülmektedir.



Şekil 2.1. General Electric 7HA Gaz Türbini [7]

1791 yılında ise John Barber ilk gaz türbini patentini almıştır. Yaptığı tasarım, Newton'un önceki çalışmalarından yola çıkarak atsız bir arabanın üretimini hedeflemekle beraber, modern gaz türbinlerinde kullanılan kompresör, yanma odası ve türbin kısımlarından oluşmaktaydı. 1827 yılında Stolze ilk gerçek gaz türbini tasarlamış ancak cihaz kendi ürettiği enerjide çalışmamıştır. 1903 yılında Wright

kardeşler Aegidius Elling tarafından üretilmiş ilk başarılı gaz türbinle beraber ilk destekli uçuşlarını gerçekleştirmişlerdir [8], [9], [10].

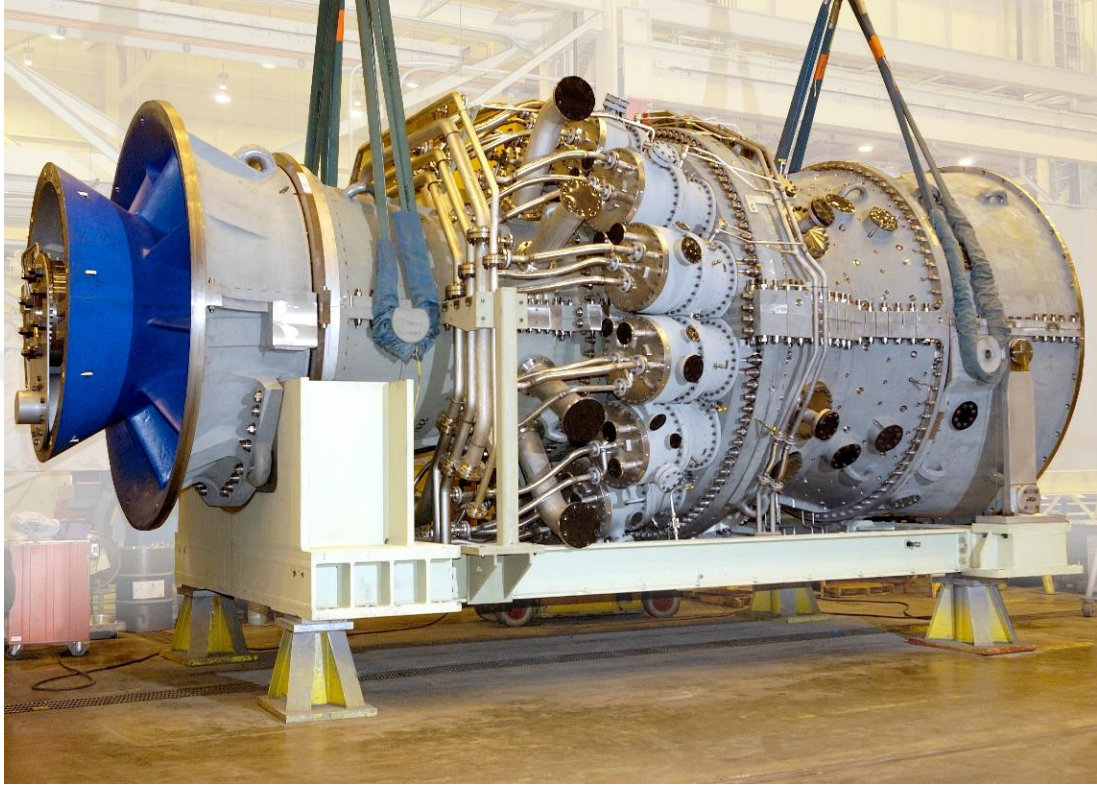
Birinci ve ikinci dünya savaşları sırasında ivme kazanan gaz türbinleri, 1918 yılında General Electric tarafından gaz türbin bölümü kurularak araştırılmalar hızlandırılmış ve turbo süperşarj geliştirilmiş, 1930 yılında Frank Whittle jet itim gaz türbini için patent başvurusunda bulunduktan sonra 1941 yılında Whittle W1 motoru ilk uçuşunu gerçekleştirmiştir. Aynı dönemlerde Alman Hans von Ohain ve Max Hahn itmeli motorları için patent almış ve devam eden süreçte saatte 800 kilometrelik bir hıza çıkılmasını sağlamışlardır. Gelişen teknoloji, ekipman ve malzemeler sonucunda elde edilen motor güç artışları günümüzde ise Airbus A380 uçaklarının kullanımının önünü açmıştır ve uçaklarda kullanılan Rolls-Royce Trent 900 ve Engine Alliance GP 7200 motorlarından her biri 70000 poundluk bir itme gücüne sahiptir [11], [12].

Atası turbo makinalar olan gaz türbinleri günümüzde, enerji üretimi, petrol ve gaz proses tesisleri, havacılık gibi bir çok farklı sektör ve alanda kullanılmaktadır. Boyutları ve ağırlıkları ile mukayese edildiğinde yüksek miktarda güç üretimi yapabilen bu ekipmanlar 1970'lerden itibaren ilerleyen teknolojileri ile beraber güç endüstrisindeki en önemli ticari araçlar olarak yerlerini aldılar.

Gaz türbinleri yakıtın doğrudan yakılarak kullanılmasıyla enerji üretimini gerçekleştirmektedir. Uygulama ve kurulum maliyetleri düşük olmasına rağmen kanat aşınma ve genel bakım giderleri yüzünden kullanımları sınırlanmakla ve ek bakım maliyetleri ortaya çıkmaktadır. Şekil 2.2.'de imalat ve ön montajı tamamlanmış bir gaz türbini görülmektedir.

Gaz türbinlerinde yanma; gaz türbinin bölgesinden alınan havanın aksel olarak konumlandırılmış dönel kompresör ile sıkıştırılıp, yanma odasında bu sıkıştırılan havaya yakıt püskürtülmesi ile oluşur ve böylece yüksek sıcaklık ve yüksek basınç elde edilir, yanan gazlar genişler ve enerji kazananarak türbin kısmına ulaşır ve türbin kanatlarını çevirip sahip oldukları enerjiyi kompresör ve hareket sağlamak için kullanırlar. Bütün güç üreten makinalarda olduğu gibi gaz türbinleri de

termodinamiksel bir çevrimi prensip olarak benimser. Gaz türbini çevrimi en iyi Brayton Çevrimi ile ifade edilir. Gaz türbinlerinin termodinamiksel incelenmesi konusuna ileride değinilecektir.



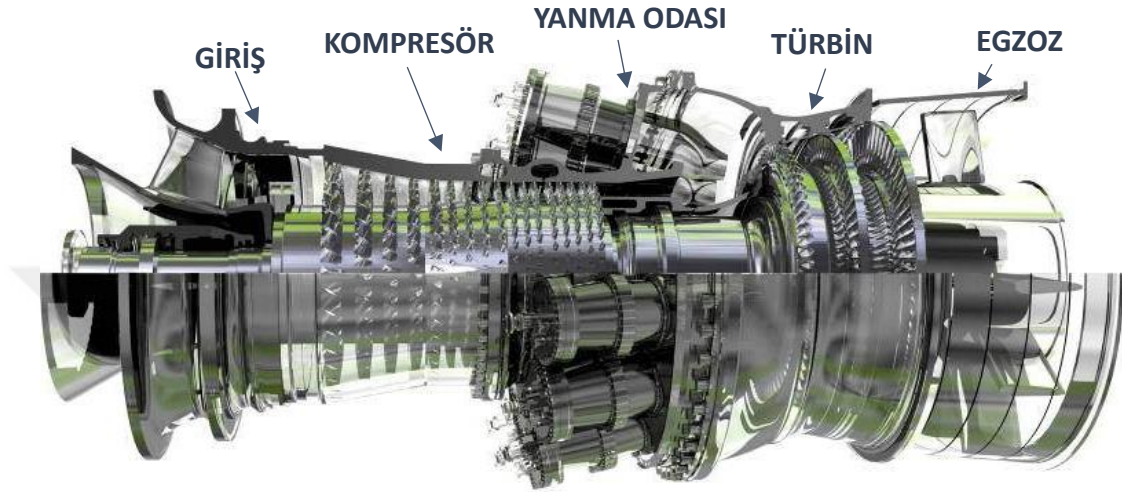
Şekil 2.2. İmalat ve ön montajı tamamlanmış gaz türbini [13]

Elektrik üretimi için temiz, güvenilir ve verimli bir yol olan gaz türbinleri özellikle enerji tüketiminin yoğunluk gösterdiği ve var olan üretim sistemlerinin yetersiz kaldığı anlarda sağladığı çabuk ve etkili katkı sayesinde ön plana çıkmaktadır. Havacılıkta kullanılan türlerin aksine, tam gücünü sadece iniş- kalkış veya ani manevra gerektiren durumlarda değil, sürekli ve uzun vadeli kullanılabilirler. Bu kullanım çoğunlukla ise yakıt takviyesinin (doğal gaz, sentetik gazlar ve petrol bazlı yakıtlar) kolaylığı ve sürekliliğinden kaynaklanmaktadır.

Ayrıca, fiziksel boyutlarda bir sınırlamaya da ihtiyaç duyulmamaktadır. Birçok endüstriyel uygulamanın bağımsız güç ünitesine ihtiyacı oluşu ve bu ihtiyacın karşılanması sırasında açığa çıkan sıcak egzoz gazlarının gaz türbinlerinde kullanılabilmesi ise yakıttan tasarruf, üretimin ucuzlaması ve çevreci bir çözüm olarak görülmektedir.

2.2. Gaz Türbin Bölümleri

Bir Gaz Türbinini, 5 bölümden oluşmaktadır, Şekil 2.3.'te bu bölümler gösterilmiştir.

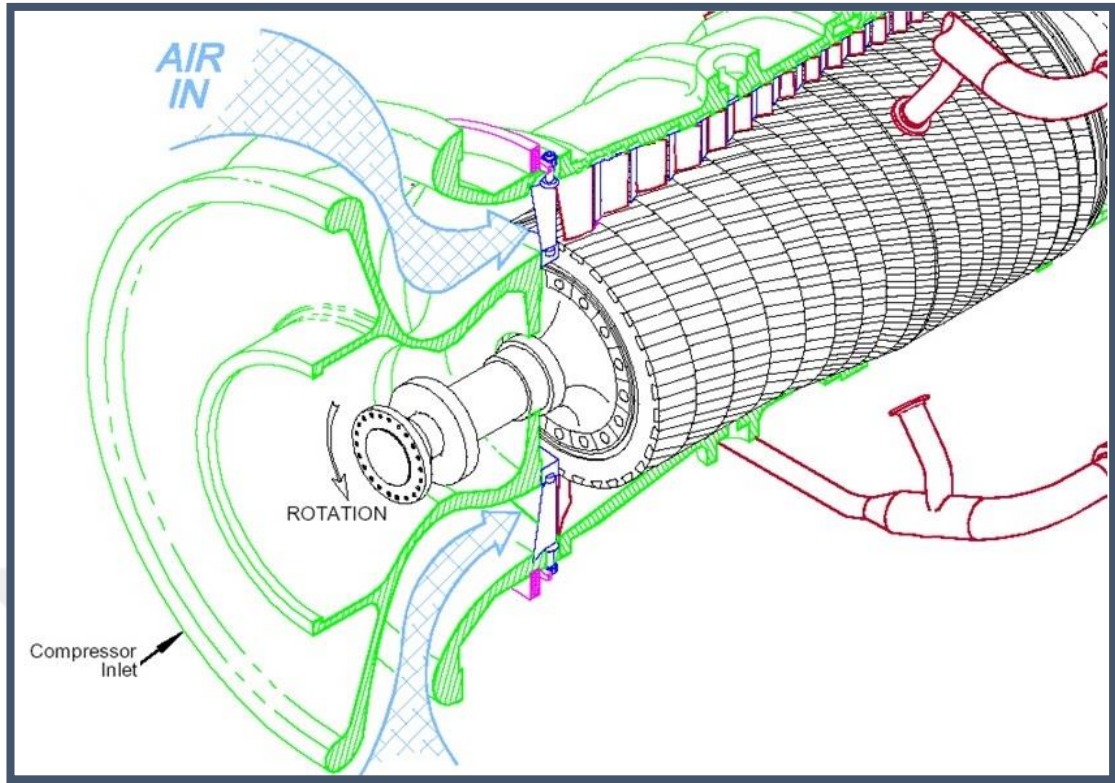


Şekil 2.3. Gaz Türbinleri Bölümleri

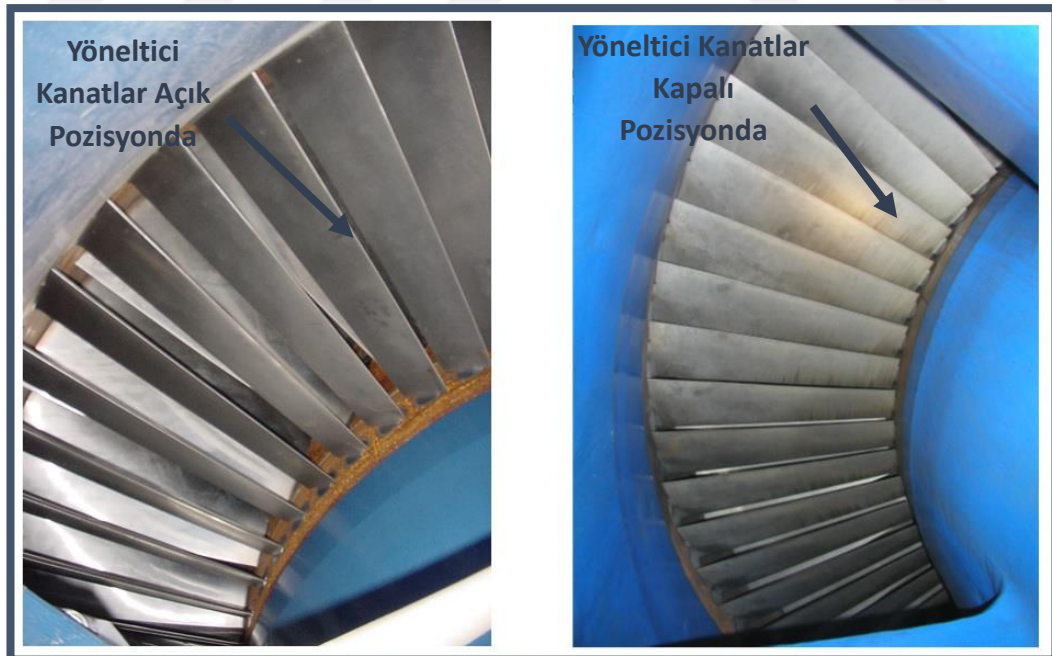
2.2.1. Giriş/Inlet

İnlet kısmı kompresörden hemen önce, basınçlandırılacak havanın giriş yaptığı bölmedir. Şekil 2.4.'te giriş ve kompresör kısmına ait bir kesitte hava girişine ait detay görülmektedir. Bu bölmeye atmosferik hava alınmadan önce filtrelerden geçirilerek ardından giriş belmouth kısmına gelir ve buradan açısız olarak ayarlanabilir ancak dönel bir fonksiyonu olmayan giriş yönlendirici kanatlardan geçerek kompresör bölümüne ulaşır.

Bu ayarlanabilir giriş yönlendirici kanatlar, kompresöre giren havanın açısını ayarlamaktadır, yaklaşık 90° ile tam açık pozisyona gelir ve 0° 'de tam kapalı pozisyona geçer, her bakımda bu ayarlanabilir vane'lerin kalibrasyonu yetkili personel tarafından yapılır. Yönlendirici kanatların açık ve kapalı pozisyonları Şekil 2.5.'de gösterilmiştir.



Şekil 2.4. İnlet bölümü ve kompresör bölümü kesiti

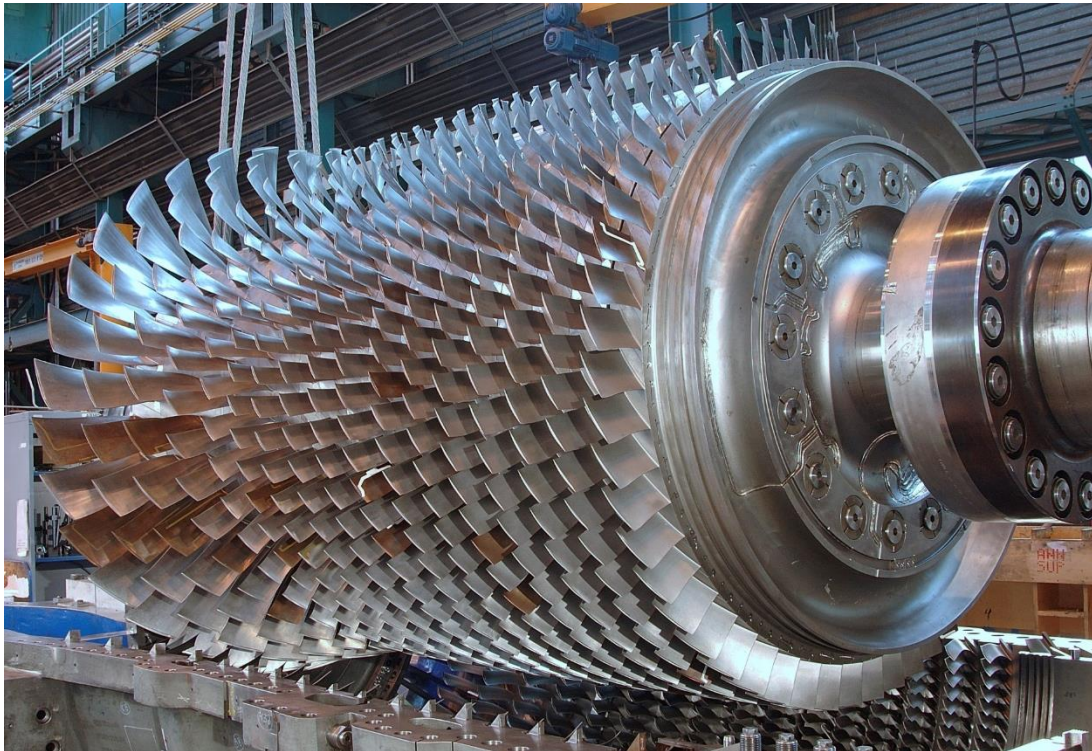


Şekil 2.5. Açık ve kapalı pozisyondaki giriş havası yöneltili kanatlar

2.2.2. Kompresör

Kompresörler, çalışan bir akışkanı basınçlandıran bir cihaz ya da ekipmanlardır. Gaz türbinlerinde, sürekli akış kompresörleri olan santrifüj akış ve aksiyel akış kompresörleri havayı sıkıştırmak için kullanılanlardır. Günümüzde iki tip kompresör kullanılmaktadır; bunlar aksiyel kompresörler ve santrifüj kompresörlerdir. Aksiyel kompresör öncelikle orta ve yüksek beygir gücü uygulamalarında kullanılırken, santrifüj kompresör düşük beygir gücü uygulamalarında kullanılır.

Hem aksiyel hem de santrifüjlü kompresör, çalışma alanı olarak, genellikle durma veya dalgalanma denilen etki sınırlıdır (stall ve surge). Bu fenomen, hava kompresörü belirli hava basıncı, basınç oranı ve hız (rpm) koşullarında meydana gelir ve bu durum, her bir kompresör kanatlarının yüksek atak açısında bir uçak kanadı tarafından yaşananlara benzer şekilde durmalarına neden olur. Durma marjı ise, sabit durum işletme hattı ile kompresör durma hattı arasındaki alandır [14]. Şekil 2.6.'da, kompresör muhafazasına montajı yapılmakta olan bir gaz türbin kompresör rotoru görülmektedir.



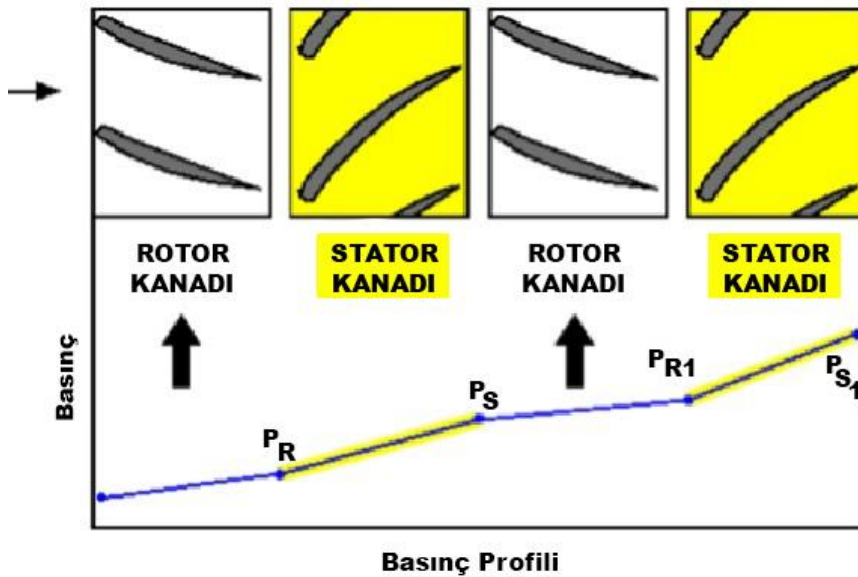
Şekil 2.6. Gaz türbini kompresör rotoru

Aksiyel kompresörlerde; hareketli kanatçık üzerinden akan hava, kanatçık yüzeyine yaklaşık olarak dik ve paralel olan kuvvetleri kaldırır ve sürükler ve bu kuvvetlerin sonucu iki bileşene ayrılabilir;

- Kompresörün eksenine paralel olan bileşen havadaki eşit ve zıt bir arka kuvveti temsil eder - basınçta bir artışa neden olur
- Dönme düzlemindeki bir bileşen, kompresörü çalıştırmak için gereken torku temsil eder.

Kompresör basınç oranları, son kırk yılda önemli ölçüde artmış, sürekli olarak daha yüksek seviyelere çıkmıştır. II. Dünya Savaşı'nın başlangıcında 5:1 olan önceki oranlar, yeni endüstriyel gaz türbinleri için 12:1'e yükseldi. Kademeli yükleme (değişken geometri) kullanımı sayesinde, en son aero türevlerinin kompresör basınç oranları 30:1'den daha yüksek bir orana çıkarıldı. Teknolojide olan bu gelişme, aero-türev gaz türbinleri için çevrim termal verimliliğindeki genel artışta% 35'e kadar önemli bir katkı sağlar.

Hava akış yönüne bağlı olarak rotor kademelerinde ve stator kademelerindeki basınç artışı Şekil 2.7.'de gösterilmiştir.



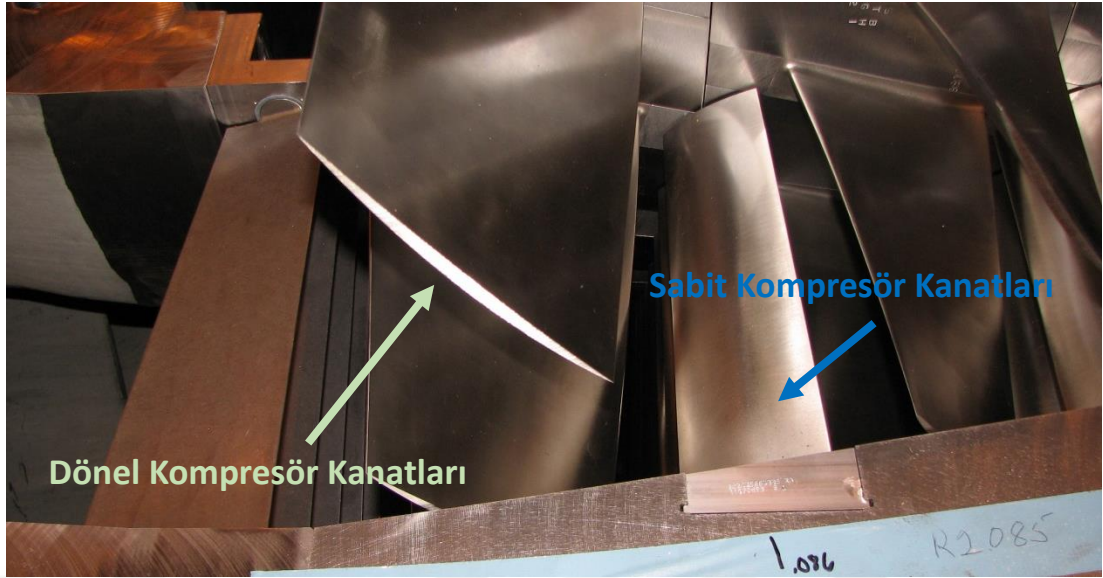
Şekil 2.7. Rotor ve stator kademelerinde basınç artışı

Aksiyel ya da eksenel akışlı bir kompresör, çalışma akışkanını (hava) önce hızlandırarak ve sonra da bir basınç artışı elde etmek üzere sıkıştırır. Akışkan, bir dizi dönen kanat profili veya kanat (rotor) ile hızlandırılır ve bir dizi sabit kanat (stator) ile dağılır. Sabit kanatlarda oluşan difüzyon, rotorda kazanılan hız artışını basınç artışına dönüştürür. Rotor üzerindeki sabit kanat dizilimi ve bir stator dizilimi, kompresörde bir kademe oluşturur. Gaz türbinlerinin kompresör bölümleri çoklu kademelerden oluşur. Kompresör sabit kanatları ve rotor kanatlarının imalatında kullanılan malzemeler ve ticari isimleri ile ilgili Tablo.2.1.'de verilmiştir [15].

Tablo 2.1. Rotor Kanatlarında kullanılan Malzemeler

EKİPMAN	MALZEME	TİCARİ İSMİ
Stator Vane	Alüminyum	RR58
	Titanyum	6A1-4V
	Paslanmaz Çelik	A286, Chromally, Jethe M 153, Greek Ascoloy, FV 535, FV 500, 18/8
	Sertleştirilmiş Süp. Alaşım	Nimonic 75, Nimonic 105
Rotor Kanatları	Alüminyum	RR 58
	Titanyum	6A1-4V, TBB
	Paslanmaz Çelik	A286, Greek Ascoloy, FV 535, FV 520, 17-4 Ph, 403
	Sertleştirilmiş Süp. Alaşım	Inco 718, Nimonic 105

Havanın birinci kademe rotora istenen açıda girmesini sağlamak için kompresör girişinde bir ilave sabit kanat sırası (yönlendirici kanatlar) sıkça kullanılır. Yönlendirici kanatlar radyal yönde hareket edemezler sabittirler ancak bu kanatlar giriş havanın açısını ayarlayabilmek için, açısız olarak açılıp kapanabilir ve böylece giriş havasının açısını ayarlanabilmektedir. Şekil 2.8.'de kompresör dönel ve sabit kanatları Şekil 2.9.'da ise yönlendirici kanatlar ve kompresör sabit kanatlar görülmektedir [16].



Şekil 2.8. Kompresör dönel ve sabit kanatları



Şekil 2.9. Yönlendirici kanatlar ve kompresör sabit kanatları

Bir aksiyel kompresör'de akış havası bir kademedan diğerine geçer ve her kademedede basıncı biraz yükseltir. Düşük basınç artışları kademe kademe artarak çok yüksek verimler elde edilebilir. Çok kademeli kullanım, toplam basınç artışının 40:1'e kadar çıkmasına izin verir. Çok kademeli bir gaz türbini kompresörünün temel kuralı, kademe başına enerji artışının kademe başına basınç yükselmesinden ziyade sabit olacaktır. Örnek olarak bir kompresör 22 kademedede 30:1 basınç üretir.

2.2.3. Yanma odası

Yanma odasına ait bilgileri paylaşmadan önce yanma konusunu biraz irdelemekte fayda var. Örnek olarak havacılık sektörüne ait ekipmanları göz önünde bulundurursak, helikopter uçak ya da roket gibi benzeri sistemler, hareketlerini sağlayabilmeleri için bir tahrik sistemine gereksinim duymaktadır. Yanma olayını sadece havacılık sektörü ile sınırlandırmak doğru olmaz, günlük hayatımızın vazgeçilmezi, sıvı ve gaz yakıt kullanan otomobil motorları da (elektrikli otomobiller hariç) aynı yanma prensibine göre çalışmaktadır.

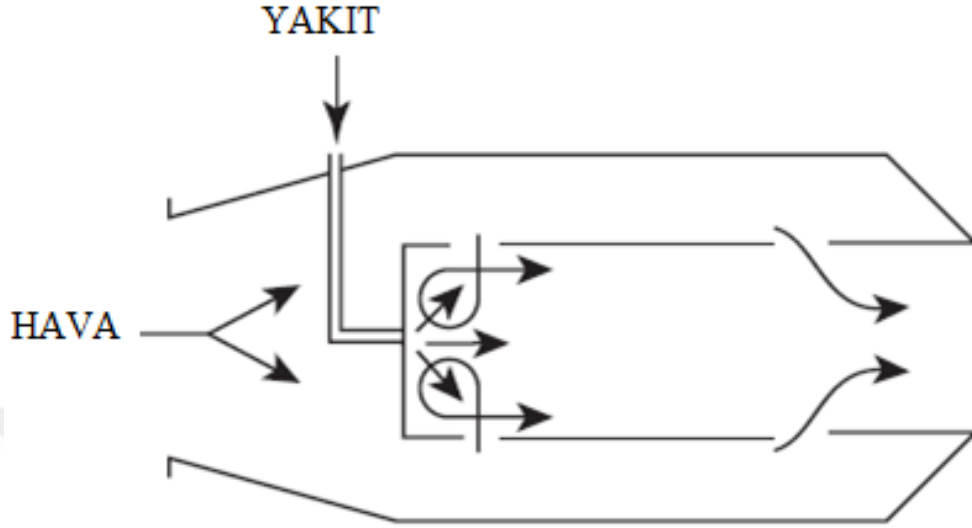
Gaz türbinleri de diğer, içten yanmalı motor ve jet motorlarının çalışması da, gönderilen yakıtın yanması sonucundaki elde edilen güce bağlıdır. Yanma olayına bakacak olursak, yakıtın bu kimyasal tepkime süresinde içerisinde oksijen ile belli ısı değerinde hızlı bir reaksiyona girmesiyle oluşmaktadır. Yukarıda kısaca tanımladığımız bu reaksiyonda; giren yanıcı maddeye “yakıt”, bu reaksiyonun başlamasına etken ise “oksitleyici” olarak tanımlanır. Yanma reaksiyonunun gerçekleşebilmesi 3 temel öğeye dayanır [17].

- Yakıt,
- Oksijen (atmosferik hava),
- Reaksiyon için gerekli miktar ısı.

Gaz türbinlerinde ağırlıklı olarak kullanılan yakıt adından da anlaşılacağı üzere doğal gaz yakıt olarak kullanılmaktadır, (bunun yanında LFO gibi yan petrol ürünleri de kullanılır) girişten çekilerek, kompresör tarafından sıkıştırılmış olan havayı kullanarak yanma olayını gerçekleştirir.

Tepkimeye giren yakıt ve oksijen, oluşan reaksiyon sonucu egzoz ürünlere dönüşür. Tepkime boyunca oluşan yüksek ısı ve egzoz paçacıkları, egzoz bölümünden atmosfere göndererek hareket için gereken itme kuvvetini oluşturur.

Yanma odasındaki hava-yakıt karışımına ait en temel şekilde anlatımı Şekil 2.10.'da gösterildiği gibidir.



Şekil 2.10. Yanma odası hava yakıt karışımı

Tepkimeye giren yakıt, hava ve ısı miktarları ayarlanarak yanma süreci kontrol altında tutulabilir [18].

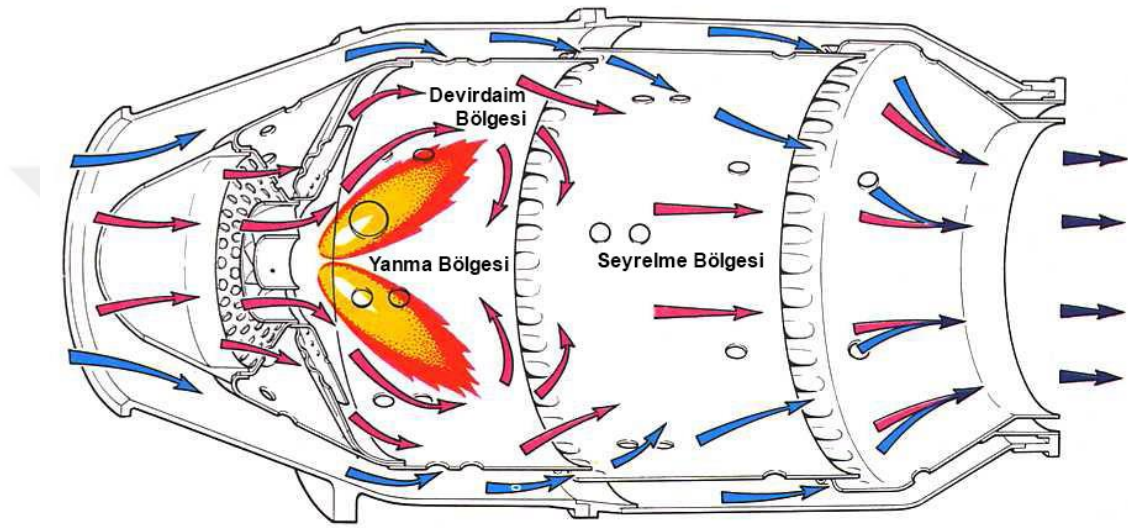
Tüm gaz türbini yanma/yakıcı tertibatları aynı amaca hizmet eder; yüksek basınçlı gazın sıcaklığını arttıırırlar. Gaz türbini yanma odaları (cumbostors), yanma işleminde havanın çok azını yani yaklaşık olarak % 10'unu kullanır. Havanın geri kalanını ise soğutma ve karıştırma için kullanılır.

Yeni tip yanma odaları aynı zamanda soğutma amacıyla buharı da dolaştırmaktadır. Kompresörden gelen hava, yanma odasına girmeden önce genişmelidir, Kompresörden çıkan basınçlı havanın hızı yaklaşık 410-580 ft/sn'dir (125-177 m/sn) ve yanma odasındaki hız 50 ft/sn'nin (15.2 m/sn) altında tutulmalıdır. Bu düşük hızlarda bile alevin aşağı yönde taşınmasını önlemek için özen gösterilmelidir.

Yanma sonucu oluşan ürünler, daha sonra uygun türbin giriş sıcaklığına ulaşmak için kalan hava ile karıştırılır. Yakıcılardaki birçok tasarım farklılığına rağmen, tüm gaz

türbini yanma odaları üç özelliğe sahiptir. Şekil 2.11.'de gaz türbini yanma odası görülmektedir.

- Devridaim Bölgesi
- Yanma Bölgesi (seyreltme bölgesine uzanan bir devridaim bölgesi ile)
- Seyreltme Bölgesi

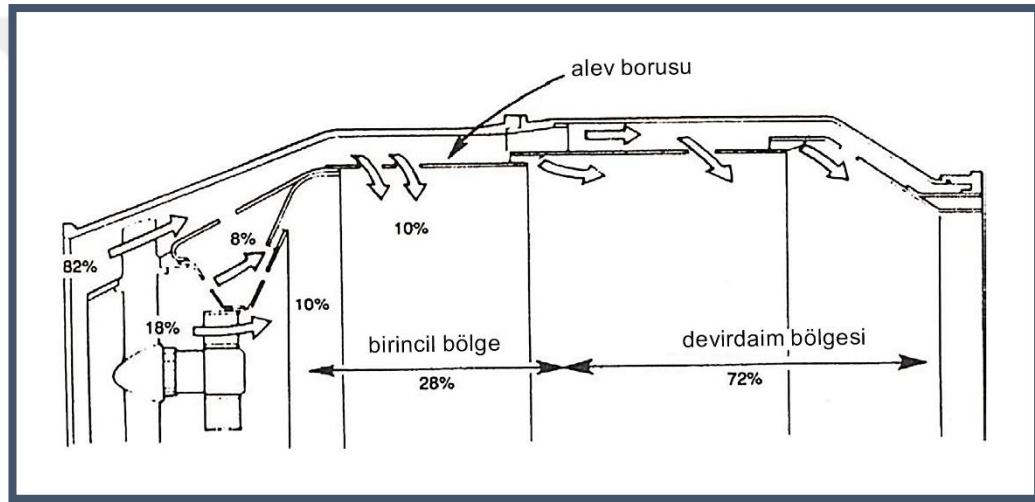


Şekil 2.11. Gaz türbini yanma odası <http://www.users.zetnet.co.uk/gas/cutway2.jpg>

Bir yanma odasında yanma, birincil bölgede gerçekleşir. Doğal gazın yanması, karbon veya hidrojen ve oksijen arasında meydana gelen kimyasal bir reaksiyondur. Bu tepkime gerçekleşince ortama ısı verilir. Yanma sonucunda oluşan ürünler ise karbondioksit ve sudur. Bu reaksiyon, stokiyometriktir; bu reaktiflerin oranlarının, ürünlerdeki stabil moleküler formlara tam bir reaksiyon meydana getirmek için tam olarak yeterli miktarda oksitleyici molekül olacak şekilde olduğu anlamına gelir.

Hava, yanma odasına düz bir akış halinde veya ters yönde akar. Çoğu aero-motor, doğrudan akış tipi yanmalı motorlara sahiptir. Büyük çerçeve tipi ünitelerin çoğu ise ters akışa sahiptir. Devridaim bölgesinin işlevi, buharlaşmayı, kısmen yakmayı ve yakma bölgesinin geri kalan kısmında hızlı bir yanma için yakıtı hazırlamaktır.

İdeal olarak, yanma bölgesinin sonunda, tüm yakıtın yanması gerekir, böylece seyreltme bölgesi yalnızca sıcak gazı seyreltme havası ile karıştırmaktır. Yanma odasından çıkan bu karışım, türbine kanatlarına gittiğinde kabul edilebilir bir sıcaklık ve hız dağılımına sahip olmalıdır. Genel olarak, seyreltme havasının eklenmesi o kadar ani olur ki, yanma bölgesinin sonunda yanma tamamlanmazsa, tamamlamayı önleyen soğutma meydana gelir. Bununla birlikte, bazı bölmelerde eğer yanma bölgesi aşırı zengin olursa, seyreltme bölgesinde bir yanma meydana geldiğine dair kanıtlar da vardır. Şekil 2.12.'de havanın yanma odası içindeki çeşitli bölgelerindeki dağılımını göstermektedir.



Şekil 2.12. Havanın yanma odasındaki çeşitli bölgelerdeki dağılımını [19]

Teorik Hız veya Referans Hız, yanma odası giriş havasının, yanma odası mahfazasının azami enine kesitine eşit bir alan boyunca akışına bağlıdır. Akış hızı, ters akışlı bir yanma odasında 7,6 m/s iken düz akışlı bir turbojet yanıcıda 24.4 m/s 41.1 m/s arasındadır.

Yanma odası giriş sıcaklığı; motor basınç oranına, yüke, motor tipine ve türbinin özellikle düşük basınç oranlarında rejeneratif olup olmamasına bağlıdır.

Yeni endüstriyel türbin basınç oranları 17:1 ve 35:1 arasındadır; bu yanma odası giriş sıcaklıklarının 850°F (454°C) ~ ila 1200°F (649°C) arasında olduğu anlamına gelir. Yeni uçak motorlarının basınç oranları 40:1'in üzerine kadar çıkmıştır. Yanma

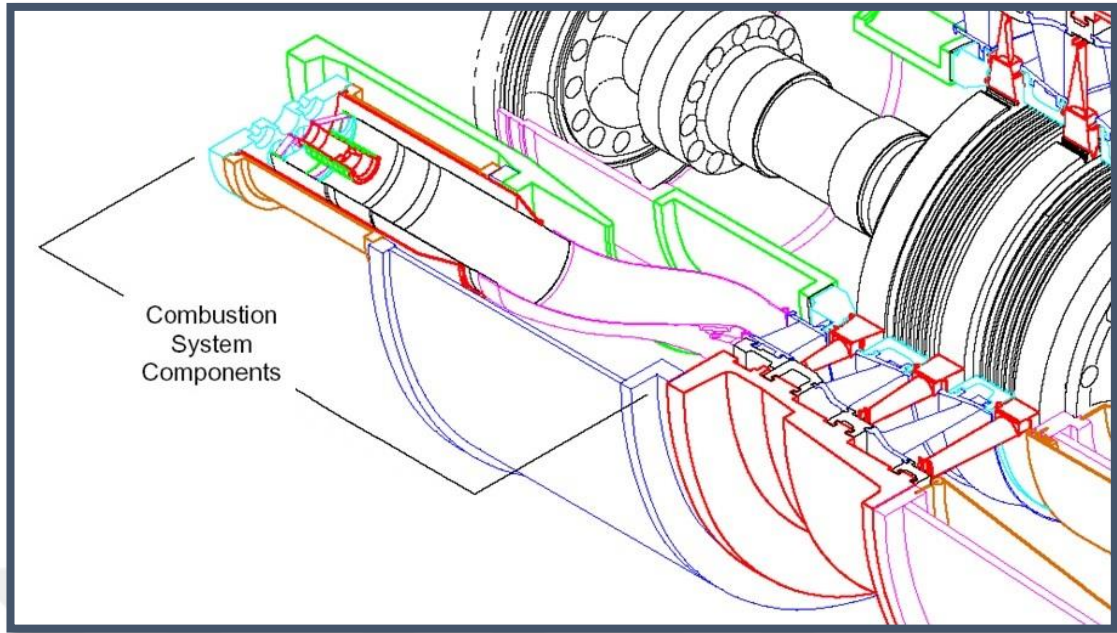
performansı verimlilik, yanma odasında karşılaşılan basınç düşüşü ve çıkış sıcaklığı profiline düzgünlüğü ile ölçülür. Yanma verimi, yanma bütünlüğünün bir ölçüsüdür. Yanma bütünlüğü doğrudan yakıt tüketimini etkiler çünkü yanmamış herhangi bir yakıtın ısıtma değeri, türbin giriş sıcaklığını artırmak için kullanılmaz. Normal yanma sıcaklıkları 3400°F (1871°C) ~ 3500°F (1927°C) arasındadır. Bu sıcaklıkta, yanma gazı içindeki nitrik oksit hacmi yaklaşık % 0.01'dir. Yanma sıcaklığı düşürülürse, nitrik oksit miktarı büyük ölçüde azaltılır.

Yanma odalarının yerleşimlerini ait 4 farklı tasarım vardır, bunlar;

- Tubular (borulu)
- Can-annular (kutu dairesel)
- Annular (dairese)
- Harici (deneysel)

Dairesel (annular) ve Kutu Dairesel (Can-annular) tipi yanma odaları; ön alanın önemli olduğu hava taşıtı uygulamalarında, kullanılan çok sayıda yakıt nozulu nedeniyle uygun radyal ve çevresel profilleri üretmek için dairesel veya halka şeklindeki tasarımlar kullanılır.

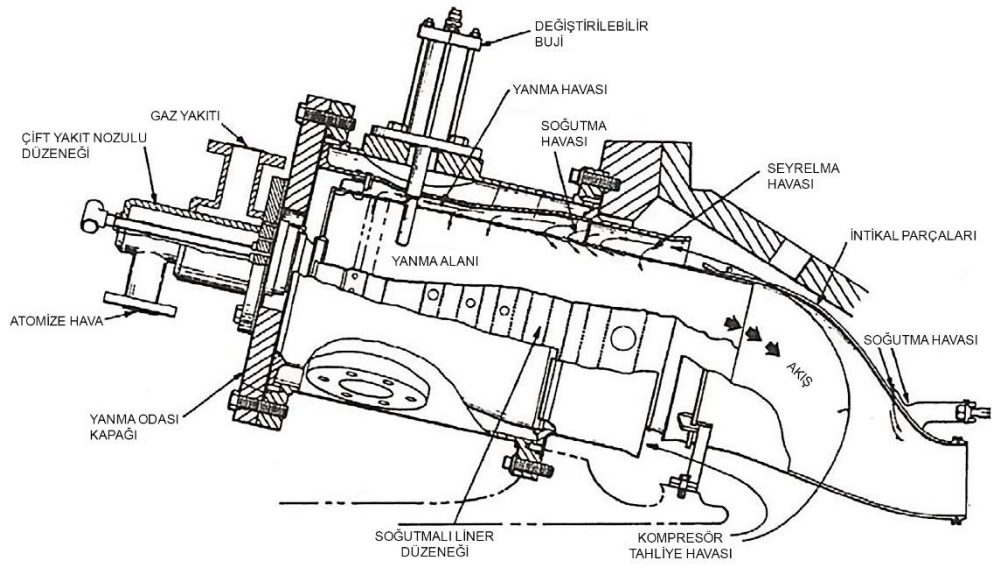
Dairesel tasarım, özellikle yeni uçak tasarımlarında popülerdir; bununla birlikte, kutu dairesel tasarım (can-annular), dairesel (annular) tasarımlarla ilişkili gelişimsel zorluklar nedeniyle hala kullanılmaktadır. Gereki soğutma havası miktarı çok daha küçük bir yüzey alanı daha az olduğu için dairesel şeklindeki yanma cihazlarının popülaritesi artmaktadır. Gereken soğutma havası miktarı, düşük BTU gaz uygulamalarında önemli bir husus haline gelir, çünkü havanın çoğu birincil bölgede kullanılır ve film soğutması için çok az şey kalır [20].



Şekil 2.13. Yanma odası ve türbin kesiti

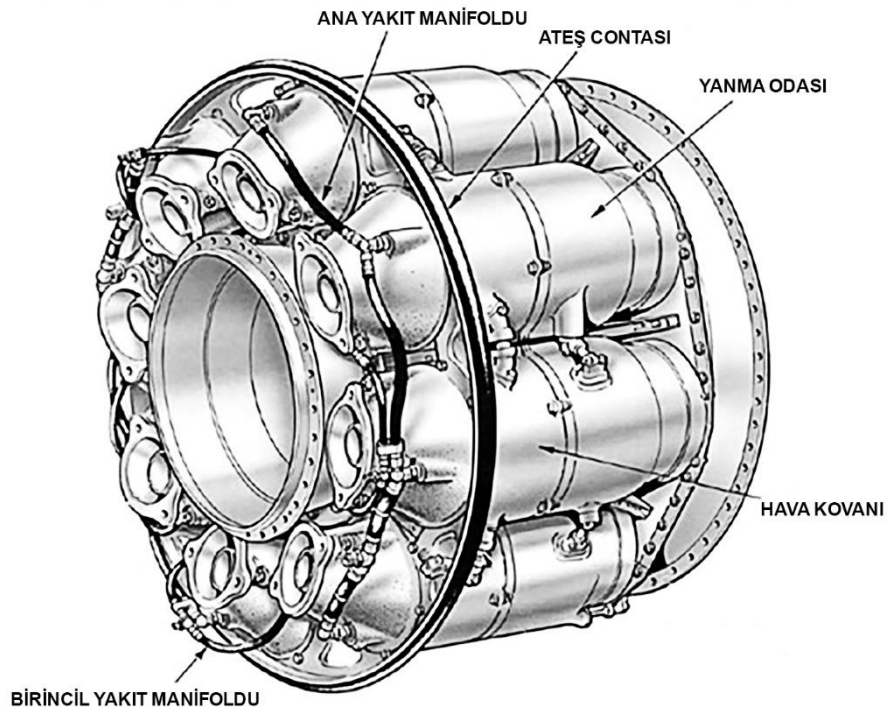
Kutu Dairesel (can annular) şeklindeki yanma odaları düz veya ters akışlı bir tasarımda olabilir. Kutu dairesel tasarımın uçaklarda kullanılması durumunda, düz geçişli tasarım kullanılırken, tersine akışlı tasarım ise endüstriyel motorlarda kullanılabilir. Şekil 2.13.'te General Electric firmasının 7E türbinine ait yanma odası kesitini ve türbin bölümünün kesitini görülmektedir.

Halka şeklindeki yanma makineleri neredeyse her zaman doğrudan akış tasarımlarındadır. Şekil 2.14.'te ters akışlı kasa tipi ünitelerde kullanılan tipik bir kutu dairesel (can-annular) yanma odası göstermektedir.



Şekil 2.14. Kutu dairesel yanma odası [21]

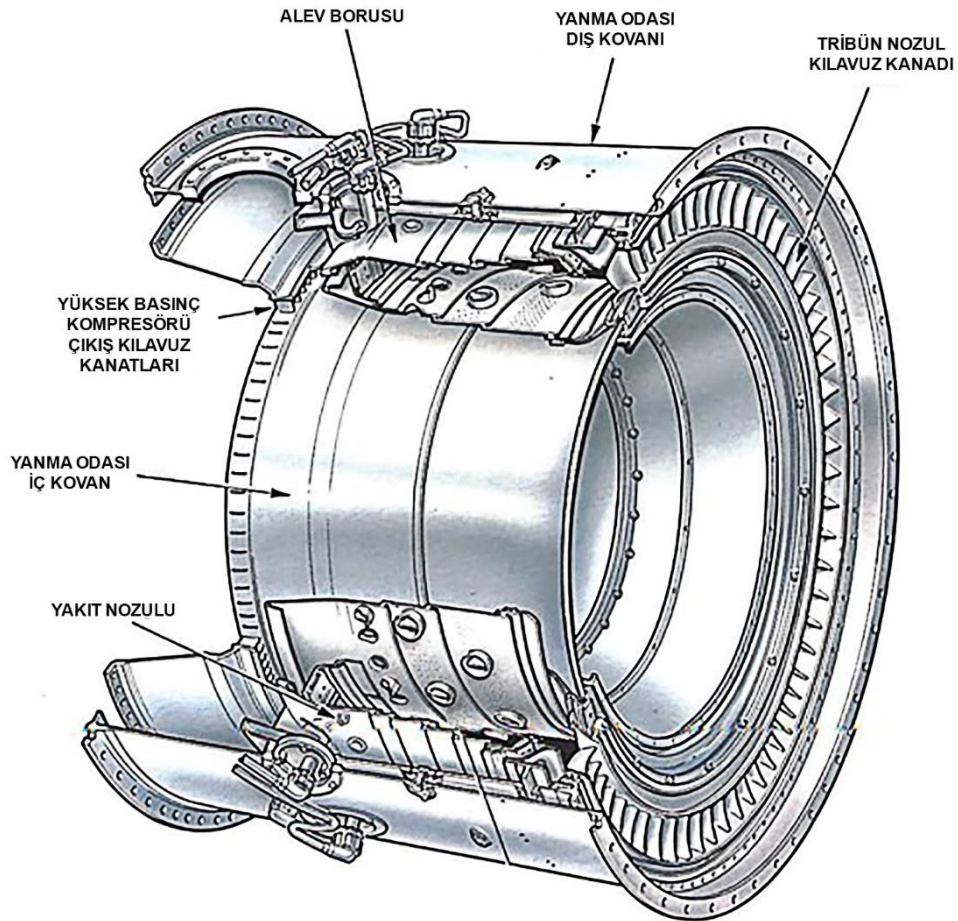
Şekil 2.15. bir tubo-annular bir cihazı göstermektedir ve dairesel yanma odasına örnek olarak gösterilebilir. Dairesel tasarıma sahip yanma odası tek bir yakıcıdır ve türbin muhafazası ve kompresör muhafazasının içindedir.



Şekil 2.15. Tubo-Annular [22]

Halka-dairesel şeklindeki yanma odası, rotoru korumak için bir iç duvar veya astar ve ısı kalkanı içerir. Ağır sanayilerde daha uzun süreli bir yanma odası kullanır ve bu da kalitesiz yakıt kullanımına elverişli bir hale getirir.

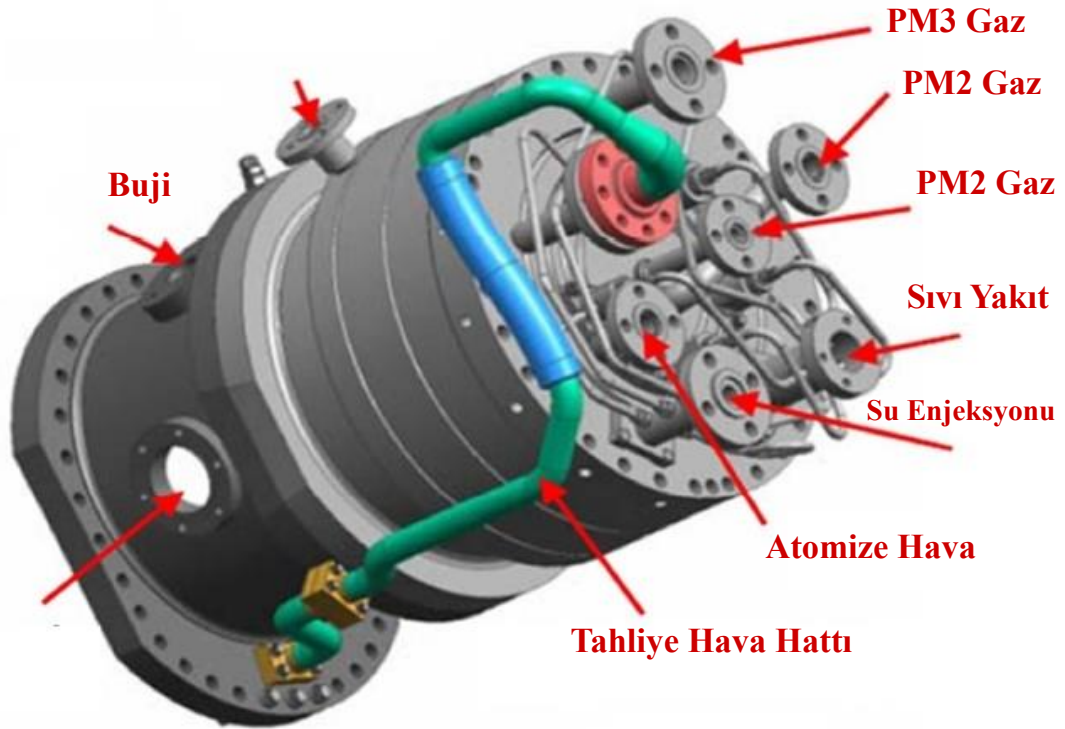
Şekil 2.16. bir uçak gazı türbinindeki, dairesel (annular) yanma odası için bir şematiktir [23]. dairesel yanma odası veya tek yanma odasıdır. Tek yanma odası genellikle kompresör ve türbin muhafazasının (casing) dışında, tek başına bir yanma odasıdır.



Şekil 2.16. Dairesel yanma odası

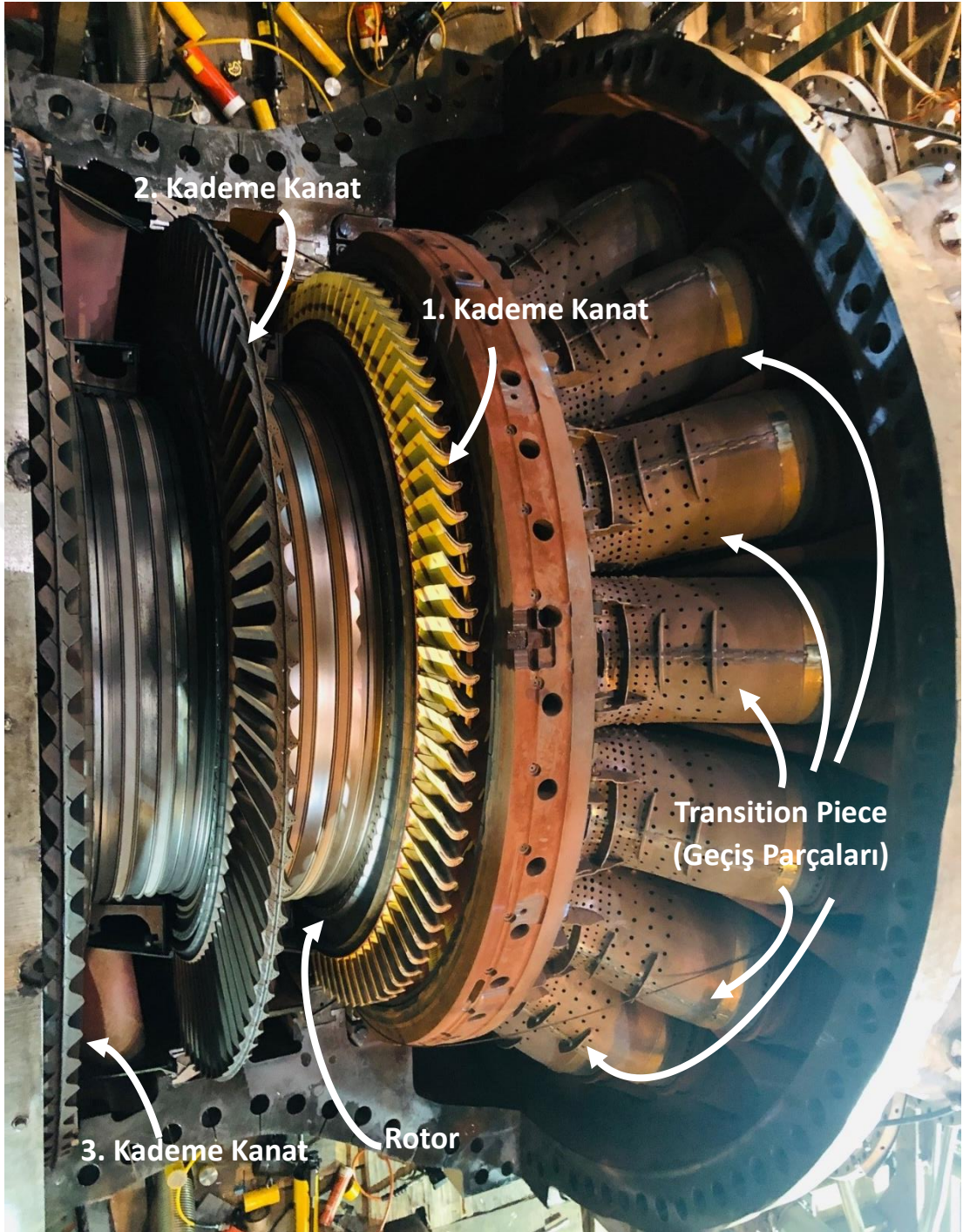
Can-annular, yani dairesel kutu biçimli konsept tasarımların içindeki diğer yaklaşım, yanma odası başına tek nozul yakıtlı ya da çok yakıtlı nozullardır. Tabii ki de teoride, çok sayıda yakıt nozulu, yakıt gazının daha iyi dağılımını (veya sıvı yakıt parçacıklarının daha fazla atomizasyonunu) sağlayacağı, daha hızlı, homojen yanma ve ısı tahliyesini yapacağı için tercih edilmelidir. Ancak yakıtın her bir yakıt nozuluna eşit şekilde dağıtılması sorunları, kullanılan yakıt nozullarının sayısını önemli ölçüde sınırlamaktadır [24].

General Electric tarafından üretilen hem doğal gaz hem LFO'yu yakıt olarak kullanan türbine ait yakıt nozulu Şekil 2.17.'de gösterilmiştir.



Şekil 2.17. Yakıt Nozulu

Şekil 2.18.'de, General Electric tarafından üretilen 9FB Gaz türbininin türbin muhafazası (casing) alındıktan sonraki görünümü, yanma odaları ve türbin kanatları (1. kademe, 2. kademe ve 3. kademe) görülmektedir.

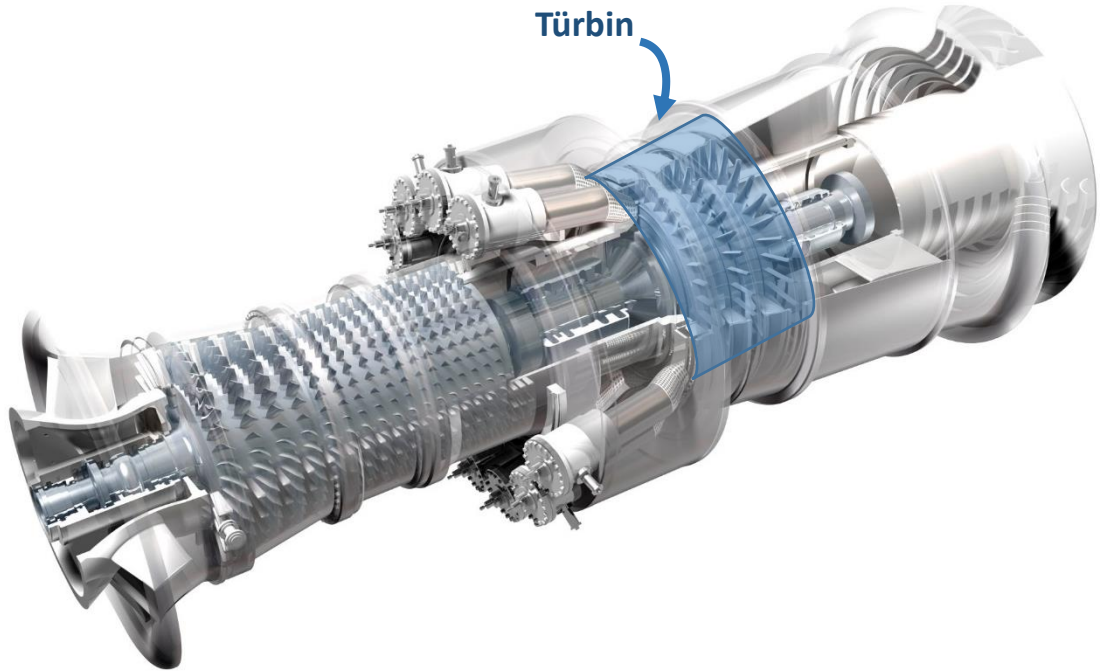


Şekil 2.18. Gaz türbini türbin kanatları ve yanma odaları

2.2.4. Türbin

Gaz Türbinine giriş bölgesinden giren hava kompresör ile sıkıştırıldıktan sonra, yanma odası kısmından yakıt püskürtülmesi ile yüksek sıcaklığa ve yüksek basınca ulaşır, burada oluşan gazlar genişerek ve enerji kazananarak türbin bölümüne ulaşır, ve türbin kanatlarını çevirip sahip oldukları enerjiyi hareket sağlamak için kullanırlar.

Gaz türbinlerinde kullanılan iki tür türbin tipi vardır. Bunlar aksel akış tipinde tasarlanan türbinler Şekil 2.19.'da görülmektedir ve radyal giriş tipinde tasarlanan türbinler. Aksel akış türbini, tüm uygulamaların% 95'inden fazlasında kullanılır. İki tür türbin, maksimum debili ve radyal debili türbinler kendi aralarında ayrıca impuls veya reaksiyon tipi şeklinde ayrılırlar. İmpuls türbinler tüm entalpi damlalıklarını nozullardan alırken, reaksiyon tipi türbini hem nozullardan hem de impaller kanatlardan kısmi bir damla alır [25].



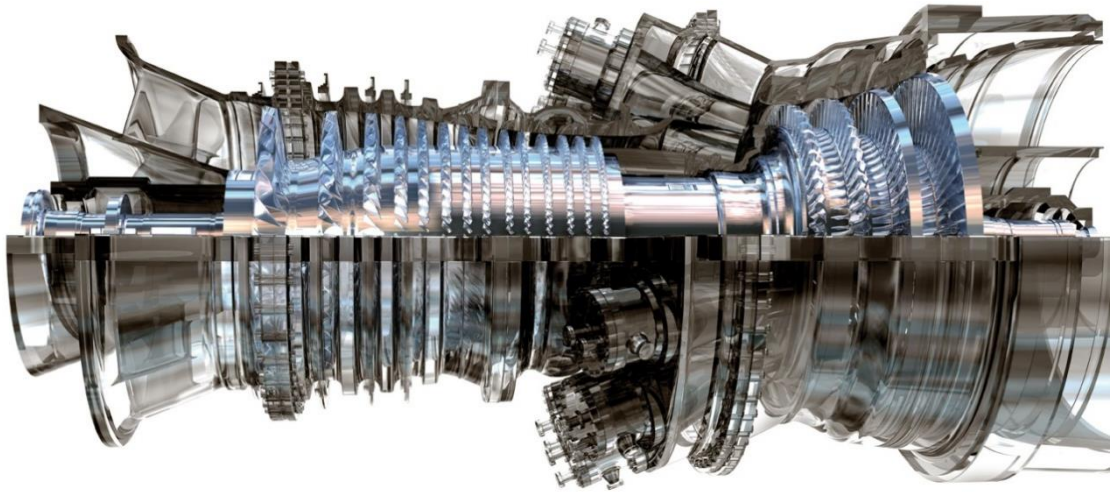
Şekil 2.19. Gaz türbini ve türbin bölümü

Radyal girişli türbin veya içe akışlı radyal türbin, uzun yıllardır kullanılmaktadır. Temel olarak ters akışlı ve ters dönüşlü bir santrifüjlü kompresör olan içeri akış radyal türbini, daha küçük yükler için ve aksel türbinden daha küçük bir operasyonel aralıkta kullanılır. Radyal girişli türbinler ilk zamanlarda kullanılsa da, aksel türbinler hakkında daha önce fazla şey öğrenildikçe, aksel türbin tipine ilgi arttı.

Eksenel tip akış türbini (Şekil 2.20.), eksene akış kompresörünün gibi, aksel doğrultuda giriş ve çıkış akışına sahiptir. İki tür aksel türbin vardır:

- İmpuls tipi
- Reaksiyon tipi.

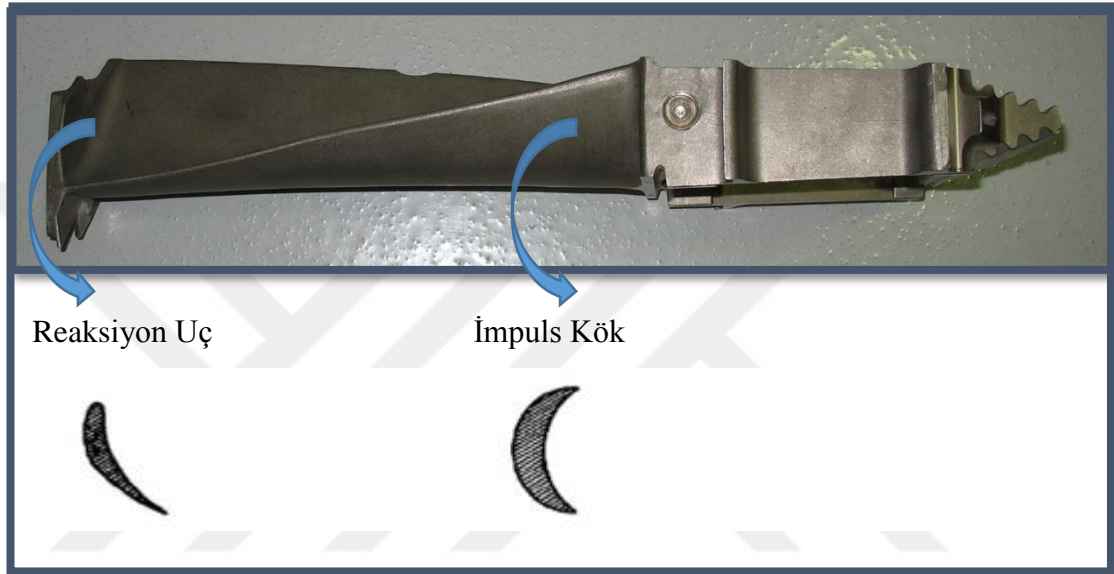
İmpuls türbini, nozuldaki tüm entalpi damlasına sahiptir; bu nedenle rotora giren çok yüksek bir hıza sahiptir. Reaksiyon türbini, nozuldaki entalpi düşüşünü ve rotoru böler.



Şekil 2.20. Eksenel tip akış türbini

Basınç, Sıcaklık ve Mutlak Hızın dağılımını gösteren bir aksel akış türbininin bir şemasıdır. Çoğu aksel akış türbinleri birden fazla aşamadan oluşur: ön aşamalar genellikle impulstur (sıfır reaksiyon) ve sonraki aşamalar yaklaşık% 50 reaksiyona sahiptir. Son zamanlarda türbin bölümündeki kanatlarda ulaşılan yüksek sıcaklıklarda, türbinlerdeki kanatlarının metalurjisindeki gelişmelerden kaynaklanmaktadır.

Gaz türbinleri tasarımlarında impuls veya reaksiyon türbin kanatları tek başlarına bir tasarım olarak tercih edilmez. Günümüz gaz türbinlerine bakacak olursak, türbin kısmında, impuls ve reaksiyonun birleşmesi ile ortaya çıkan impuls-reaksiyon tipi türbin kanatlar kullanılmaktadır. Bu tasarıma sahip kanatlarının kök bölgesinin impuls, tip kısmının ise reaksiyon kanat şeklinde imal edilirler. Şekilde 2.21.'de bu iki farklı kanat tipinin kesitleri tasarımları görülmektedir.



Şekil 2.21. Impuls kök ve Reaksiyon kök

Yönlendirilmiş katılaşma yolu ile imalat (directionally solidified blades), tek çekirdek kristal yöntemleri ile imalat (single crystal blades), yeni kaplama yöntemlerinin ve yeni soğutma tasarımlarının geliştirilmesi, ateşleme sıcaklıklarındaki artıştaki problemleri minimize etmektedir. Şekil 2.22.'de yönlendirilmiş katılaşma ve tek çekirdek kristal yöntemi ile üretilmiş türbin kanatları görülmektedir.



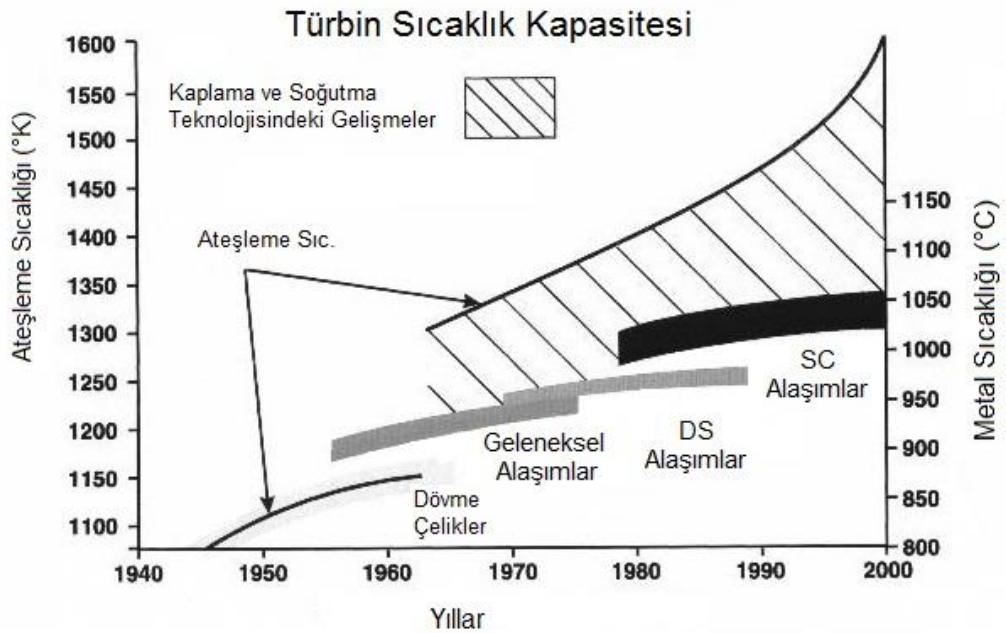
Şekil 2.22. Yönleştirilmiş katılaşma yolu ve tek çekirdek kristal yöntemi

Kompresörden elde edilen yüksek basınç oranı, türbinin ilk aşamalarında kullanılan soğutma havasının çok sıcak olmasına neden olur. Gaz türbini kompresöründen çıkan sıcaklıklar 1200°C 'ye kadar çıkabilmektedir. Bu nedenle, mevcut soğutma tasarımları yeniden gözden geçirilmeye ihtiyaç duyar ve bu yüzden kaplama yöntemi ile malzeme korunur.

Soğutma için kullanılan hava artışı genel ısı veriminde olumsuz bir etki yaratacağı için kullanabilecek soğutma hava miktarı sınırlıdır. Soğutma için havanın %8'inden fazlasına ihtiyaç duymanız durumunda, ateşleme sıcaklığındaki artışın avantajını kaybedecektir. Yeni Yüksek Performanslı Gaz Türbinlerinin çoğunun temeli olan yeni kombine çevrim enerji santrallerinde buhar soğutma mümkündür. Kombine çevrim modundaki yeni gaz türbinlerinde soğutmanın bir parçası olarak buhar aynı zamanda da çevrim gücünün bir parçası olarak kullanılacaktır. Buhar kullanımı ile elde edilen ekstra güç, en ucuz MW başına ekstra kazanç demektir.

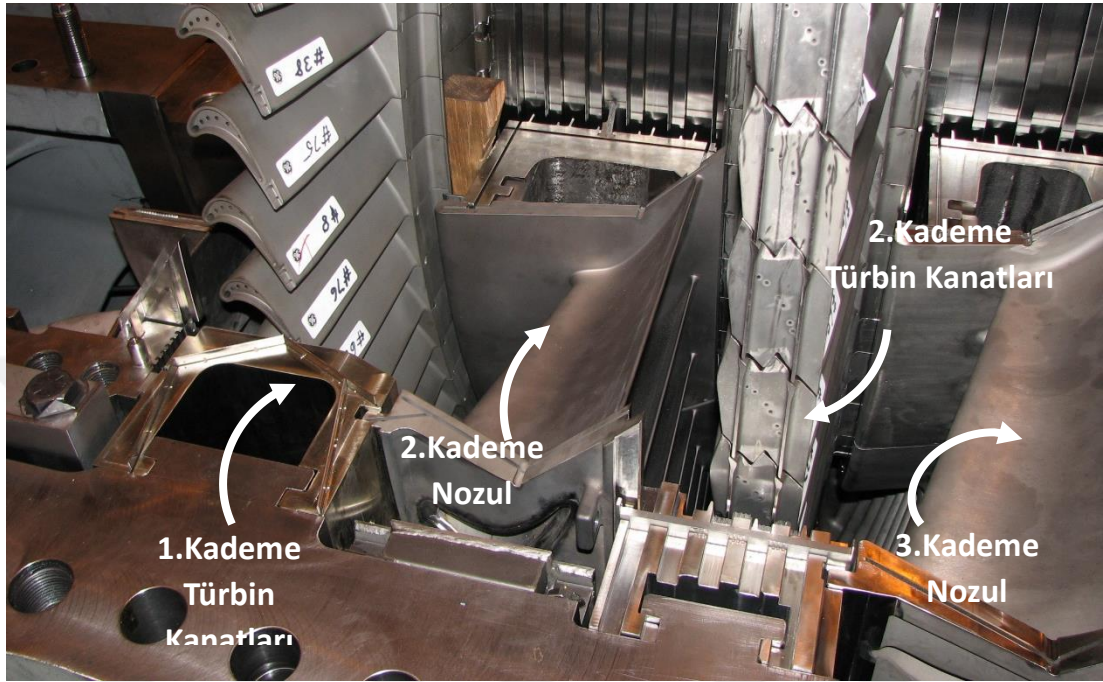
Türbin nozulu ve kanat tasarımı, türbin ve kompresör arasındaki performans eşleşmesinin bir fonksiyonu ve mevcut malzemelerin mukavemet ve sıcaklık direncinin bir fonksiyonudur. Mevcut üretilen gaz türbinleri (aeroderivative, ağır endüstriyel ve benzer türleri) bir impuls reaksiyonlu türbin tasarımı kullanır. Aero-türev ünitesindeki türbin kanadı tasarımları, titreşimi azaltmak ve kanat ucunun sızdırmazlık özelliklerini geliştirmek için uç kılıflarını içeren yüksek boy oranlı (uzun, ince) kanatlar kullanılır. Malzemelerin kopma mukavemeti özelliklerinde iyileşme, 1940'ların sonundan 1970'lerin başlarına kadar neredeyse sabit kalmıştır ve bu sebepten ötürü 1950'de elde edilen ve ulaşılabilen çalışma sıcaklığında en yüksek 200°C'ye kadar gelinmiştir. Şekil 2.23. kaplama ve soğutma teknolojisindeki gelişmeleri ve ulaşılan ateşleme sıcaklıklarını göstermektedir. En büyük sıçrama yaşlanma-sertleşmesi (agehardening) ve ya çökelimli sertleştirmeden ile yapılmıştır. (bu teknikle, nikel matrisinde, alüminyum ve titanyum kullanarak mukavemeti arttırmaktadır). 1960 yılından bu yana, türbin kanatları ve nozulları için gelişmiş soğutma tekniklerine verilen önem artmıştır. 1970'den bu zamana türbin giriş sıcaklıkları, 260°C değerlerinden, 1.450 °C'ye kadar artmıştır.

Türbin Teknolojisi Gelişimi

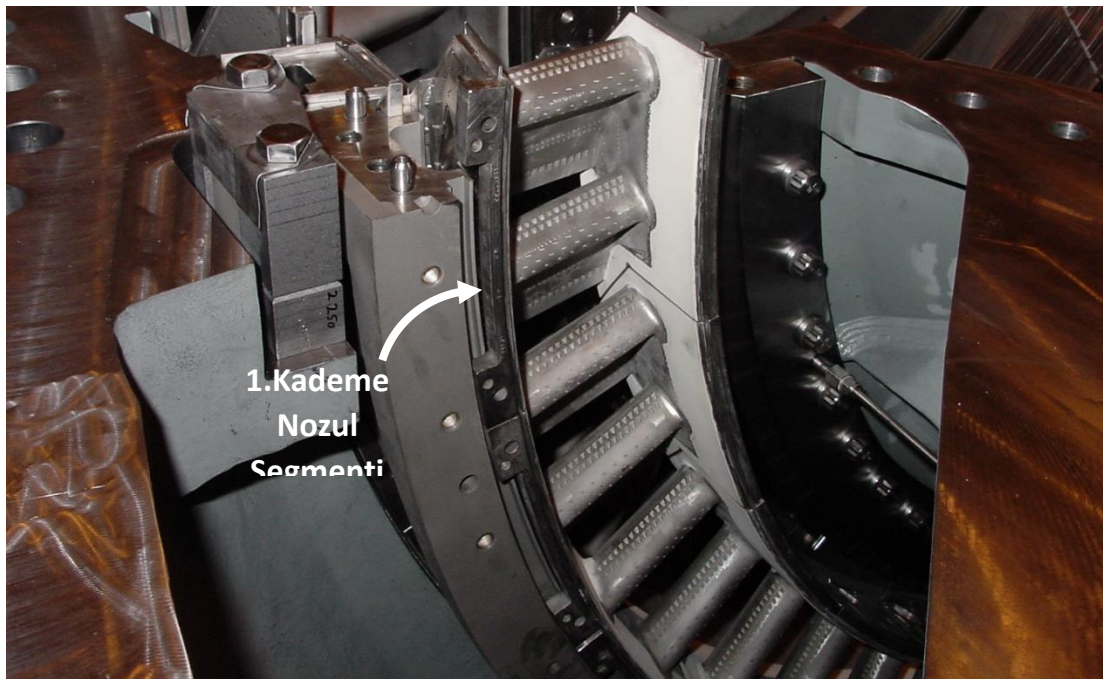


Şekil 2.23. Teknolojideki gelişmeleri ve ulaşılan ateşleme sıcaklıkları [26]

Yanma odasından ayrılan yanmış gazlar turbin muhafazası üzerinde konumlandırılmış sabit nozullara (Şekil 2.24. ve Şekil 2.25.) ait yönlendirme kanatları tarafından belirli bir açıyla hareketli rotor kanatlarına gönderilir.



Şekil 2.24. Gaz türbin 2. ve 3. kademe nozulları ile türbin kanatları



Şekil 2.25 Gaz Türbin 1. Kademe nozul

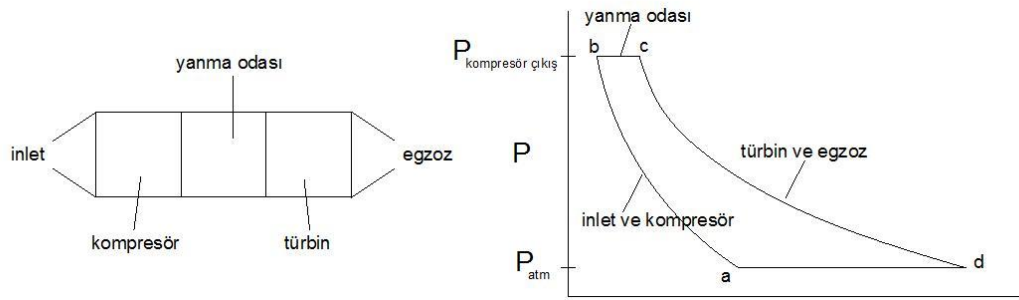
Bu tepkime; büyük basınç değişimlerine, hız (açısal hız) değişimlerine sebep olur ve çok iyi bir verim elde edilir. Nozul kısmından gelen hava yakıt karışımını ivmelendirilerek statik basıncı düşürmekte ve rotorun dönüş yönünde akışkanın tanjantsal hızını arttırmaktadır. Rotor bölümü dönme yönüne doğru tanjantsal hızını azaltmakta, akışkanı kuvvetlerinin rotor kanatları (Şekil 2.26.) üstüne uygulanmasıyla şaftı döndürmeye sebep olan torku elde eder.



Şekil 2.26. GE 9FA Türbini İkinci Kademe Nozul Segmentleri

2.3. Gaz Türbinlerinin Termodinamiksel Olarak İncelenmesi

Türbin verim ve güç artışına duyulan ihtiyaç sonucu dizayn parametreleri ve kullanılan temel malzemelerde de değişiklik ve iyileşme meydana gelmiştir. Artan verim, sadece yakıt tasarrufu sağlamayıp aynı zamanda CO2 emisyonu azalması bakımından da önemlidir. Son yıllarda sağlanan verim artışları, daha yüksek türbin hava giriş sıcaklığı ve basıncının sağlanması, türbin ve türbin kanatlarının aerodinamiklerinin iyileştirilmesi, aerothermal dizaynların ortaya çıkması, türbin soğuma ve hava kaçaklarının engellenmesi ve yüksek performans alaşımlarının ve korozyona ve termal şoklara dirençli kaplamalarının geliştirilmesiyle elde edilmiştir [27], [28]. Gaz türbini çalışma prensibi termodinamik açıdan Brayton çevrimine dayanmaktadır. Çevrim Şekil 2.27.'de gösterildiği gibi 4 basamaktan oluşmaktadır:



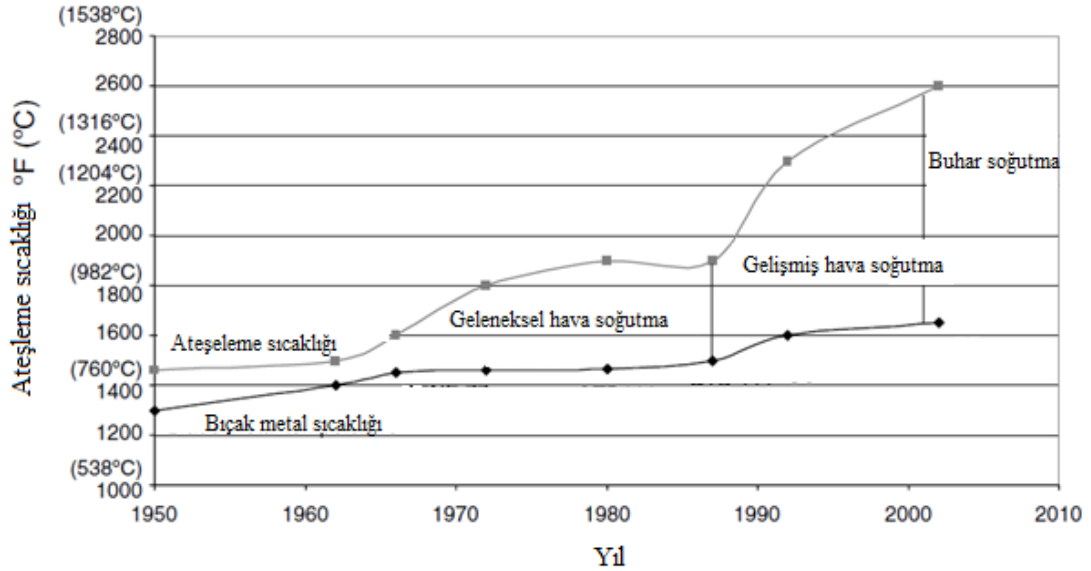
Şekil 2.27. Brayton Çevrimi

- a - b Girişte ve kompresörde adyabatik sıkıştırma;
- b - c Sabit basınçlı yakıt yanması
- c - d Türbin ve egzoz nozülündeki havadan statik (veya tersinir) genleşme,
- d - a Sabit basınçta havanın tekrar ilk durumuna gelmesi

Termodinamik analizler sonucunda verimin, çevrede kullanılan havaya da bağlı olduğu göstermiştir. Farzaneh-Gord ve Deymi-Dashteba havadaki nemin ve ortam sıcaklığının verimi azalttığını, Bird ve Grabe bu ilişkinin arasındaki korelasyonunu, El-Hadik ise parametrik çalışmalarını gerçekleştirmişlerdir. Ortamdaki havanın sıcaklığındaki artışın, kompresörde sıkıştırılabilen havanın azalmasına yol açmakta ve böylelikle ortaya çıkan gücü doğrudan azalmaktadır. Sabit bir sıcaklıkta ve hacimde bir havanın kompresöre gelmesi, bir gaz türbinin verimli çalışabilmesi için en önemli etkenlerden biridir, bu sisteminin daha iyi anlaşılabilmesi için termodinamik analizler ve simülasyonlar kullanılmaktadır [29], [30].

BÖLÜM 3. GAZ TÜRBİN KANATLARINDA SOĞUTMA YÖNTEMLERİ

Gelişmiş modern gaz türbinleri ısı verim ve yüksek güç çıkışı sağlayabilmek için yaklaşık 1400 C° gibi metal bileşenlerin mekanik özelliklerinin azalarak yumuşamaya başladığı yüksek sıcaklıklarda çalışmaktadırlar. Türbin giriş sıcaklığı arttıkça kanatların da maruz kaldığı ısı da artmakta ve bu ısıl artışın etkisi kanatların malzeme, tasarım ve kaplama özelliklerine göre değişiklik göstermektedir. Bu etkiler ise yorulma, sürenme, korozyon ve çatlak oluşumu olarak karşımıza çıkmakta ve böylece kullanım giderlerinin artarak türbinlerin genel kullanım ömrünü azaltmaktadır. Bu noktada türbin kanatlarının malzeme yapılarındaki değişiklikler ve kanat yüzeylerini modifiye etme geliştirme gibi yöntemlere başvurmak zorunda kalmıştır. Şekil 3.1. Soğutma yöntemlerinin yıllara göre gelişimi ve ateşleme sıcaklıklarındaki artışı göstermektedir [31].

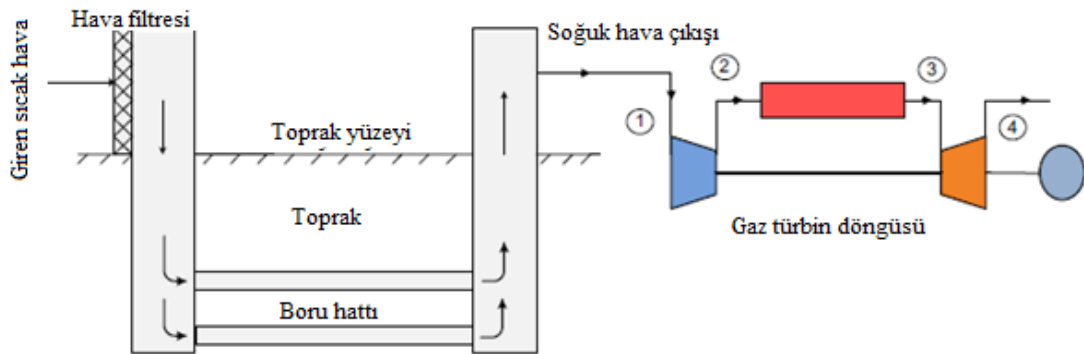


Şekil 3.1. Soğutma yöntemlerinin gelişimi ve ateşleme sıcaklıklarındaki artışı [31]

S. Barakat ve ark. giriş havalı soğutma sistemi için topraktan havaya ısıl değiştirici sistemlerin gaz türbin performansını incelemişlerdir. İnceleme için oluşturdukları matematiksel modellemede; toprak özelliklerini bütün hat boyunca aynı, havanın ısıl özelliklerinin sabit, buharlaşma ve donmanın olmadığı, tüp içi hava akış hızının sabit ve giriş hava sıcaklığının da sabit olarak tutulduğu veriler kullanılmış ve buna göre modelleme sonuçları incelenmiştir.

İnceledikleri bir diğer unsur olan ekonomik değerlendirmede ise, 50 yıllık bir kullanım ömrü üzerinden boru, boru döşeme ve yıllık bakım masrafları da göz önüne alınarak bu tarz bir soğutma sisteminin sağladığı enerji verimliliği, güç artışı ve yakıt tüketim düşüşü üzerinden yıllık tahmini gelir gider hesaplarını gerçekleştirmişlerdir.

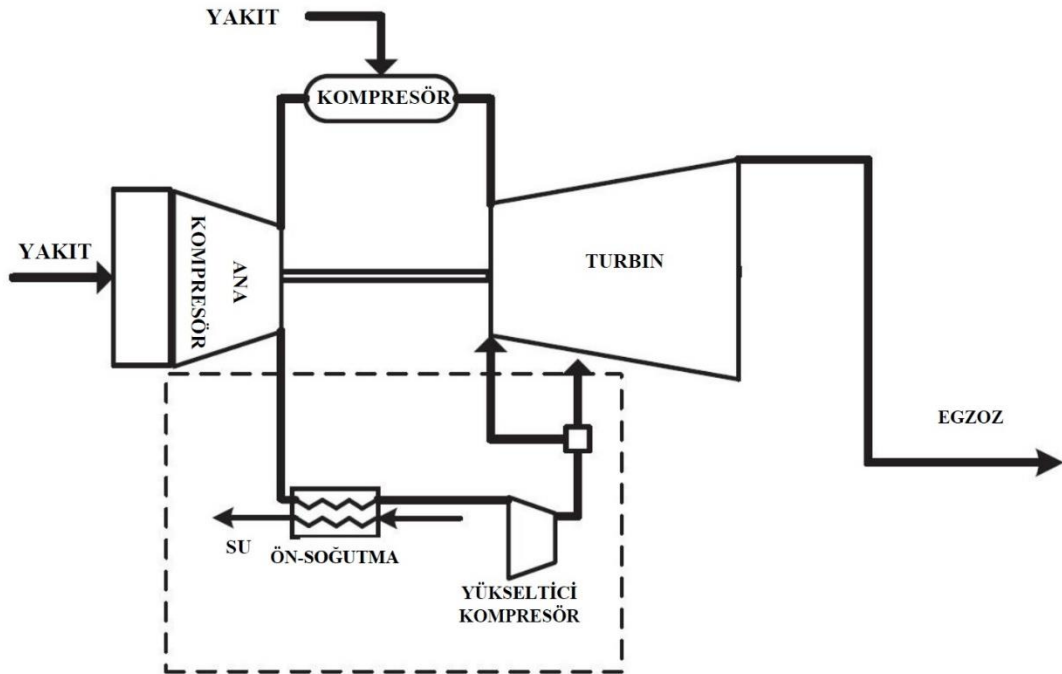
Buldukları sonuçlara göre, soğutma sistem borularının fiziksel yapısı ve topraktaki bölüm uzunluğu ve aynı zamanda derinliği çıkış hava sıcaklığını doğrudan düşürmektedir. Örnek olay üzerinden yaptıkları değerlendirme de çıkış gücünün %9, ısıl verimin %4,8 arttığını ve son olarak ise sistem kurulum ve işletim maliyetinin yaklaşık 1 yılda kendini amorti edeceğini belirlemişlerdir [32]



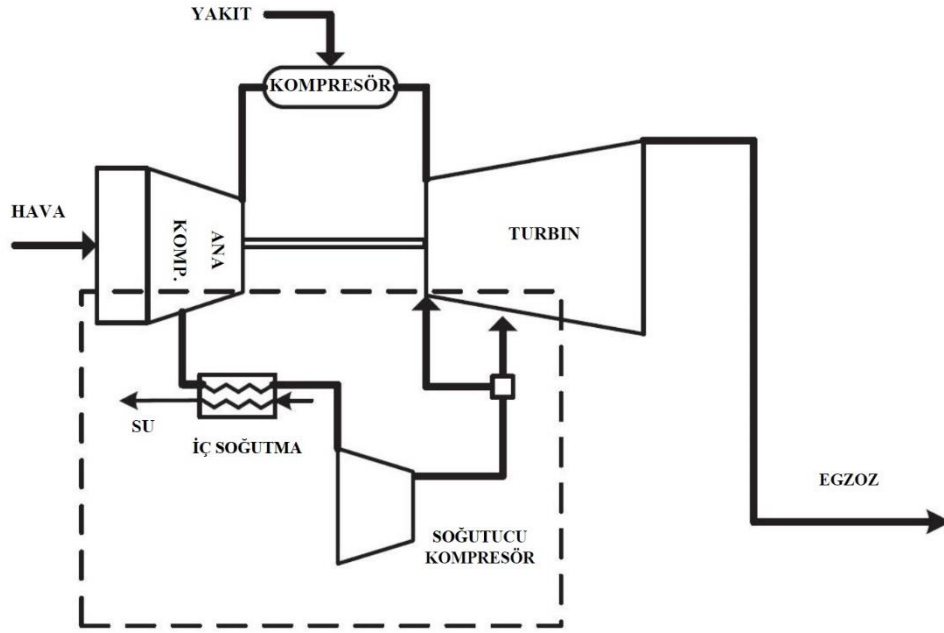
Şekil 3.2. Türbin kanadı soğutmasında kullanılan harici soğutma sistemleri [32]

S. W. Moon ve ark. soğutma verimi artışı için kullanılan soğutucunun soğukluğunu korumasını sağlamayı hedeflemişlerdir. Türbin soğutma için gerekli hava, kompresörden çekilmiş, soğutulmuş ve başka bir kompresör yardımıyla basıncı artırılarak geri beslemiştir. Soğutucu ara soğutmalı bu sistemin bir kombine çevrim enerji santrali üzerindeki performans etkisini, H sınıfı gaz türbini kullanarak,

geleneksel ön soğutmalı sistemle kıyaslamışlardır. Buldukları sonuçlara göre, ara soğutmalı sistemlerin soğutucuyu sıkıştırması sırasında gerekli enerjinin daha az olmasından sağladığı total güç artışı da daha fazla olmakta, soğutucunun soğutması arttıkça verim de artmakta, atık ısının geri dönüşümü olmaksızın çalışan sistemlerde kombine döngünün güç çıkış değeri artmakta fakat soğutmalı sistemlere göre verim düşmekte ve genel anlamda ara soğutucu soğutma sistemlerinin daha etkili olduğu ve kombine sistemlerin daha verimli çalışabilmeleri için kullanılmaları gerektiği belirlenmiştir [33]



Şekil 3.2. Soğutucu ön soğutmalı gaz türbininin konfigürasyonu [33]



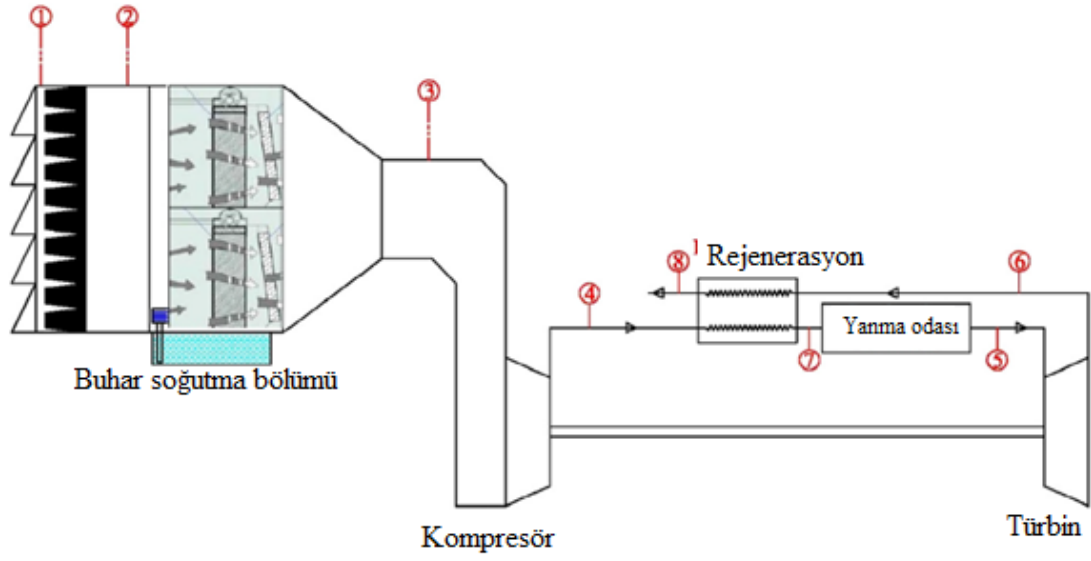
Şekil 3.3. Soğutucu ara soğutmalı gaz türbininin konfigürasyonu.

A.A. El-Shazly ve ark. ortam sıcaklığındaki artışın özellikle sıcak iklimlerdeki gaz türbin performanslarına olan doğrudan olumsuz etkilerini gidermek için kullanılan soğutma sistemlerinden yola çıkarak farklı entegre türbin giriş soğutma sistemlerini incelemiştir.

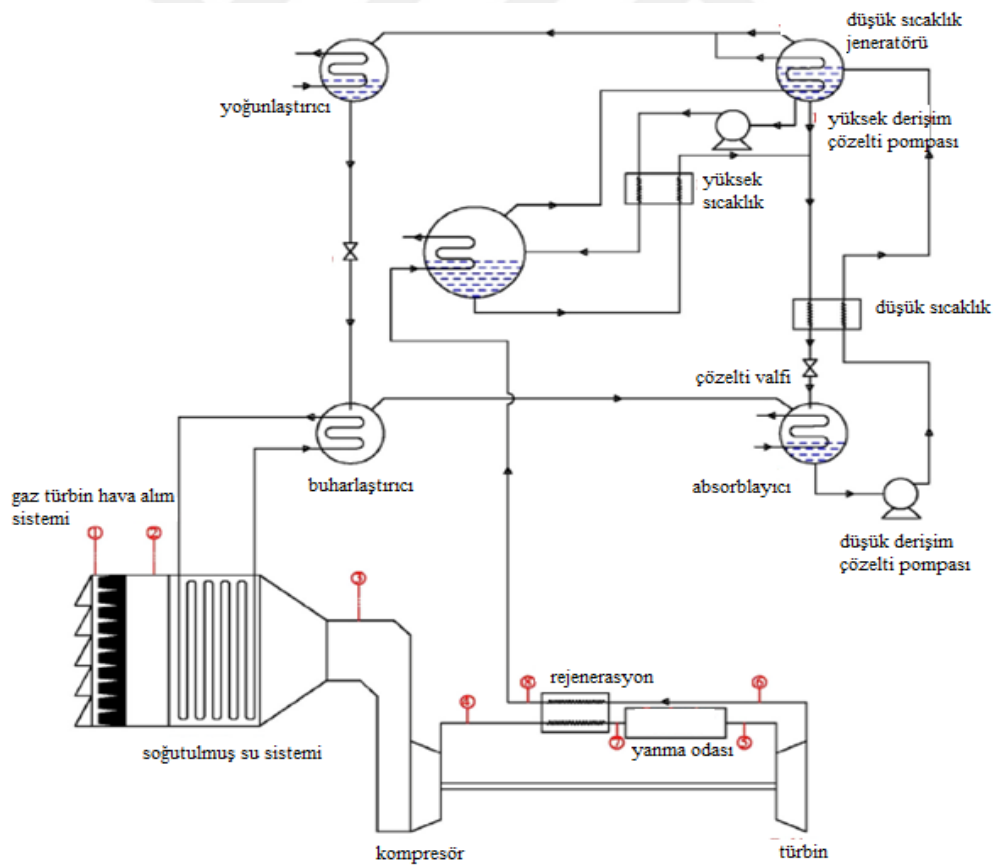
Performans ölçüm ve kıyaslamaları; soğutucu sistem içermeyen türbin temel alınarak gerçekleştirilmiş ve soğutucu sistem olarak seçilen buharlaşmalı soğutucu ve absorpsiyonlu soğutucu, ayrı ayrı, çıkış gücü, ısı verim, ısı oranı, yakıt tüketimi, yakıt kütle akış oranı ve ekonomik olarak karşılaştırılmıştır.

Sonuçlara göre, 37 °C ortam sıcaklığında absorpsiyonlu soğutma sistemi %25,47'lik güç artışı, %33,66'lık verim artışı ve %13'lük bir ekonomik katkı sağlarken, buharlaşmalı soğutucuda bu veriler daha düşük olarak sırasıyla %5,56, %1,55 ve %3 olarak belirlenmiştir [34].

Gaz türbin hava alım sistemi



Şekil 3.5. Buharlaştırıcı ve rejenerasyon içeren gaz türbin için şematik gösterim [34]



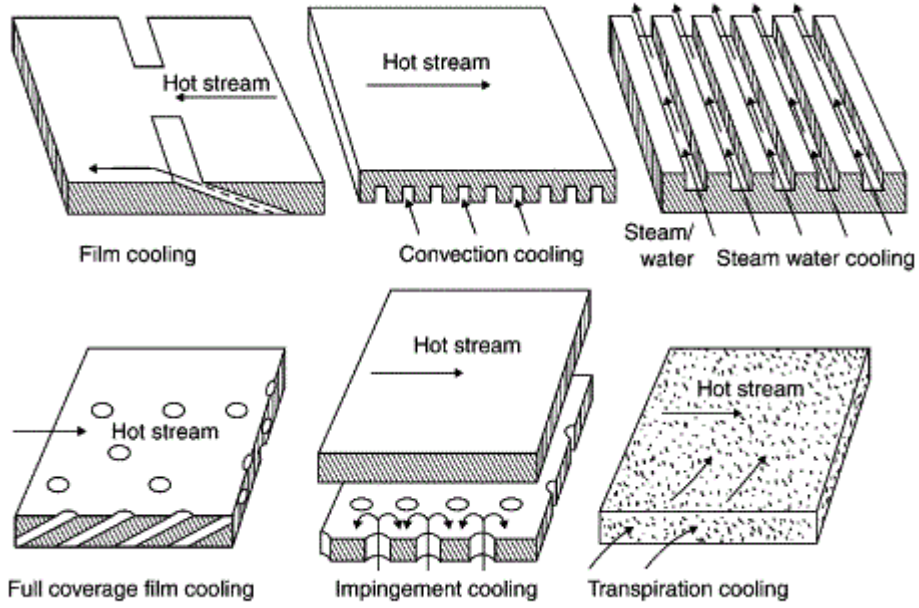
Şekil 3.6. Çift etkili gaz türbin soğutma sistem şematik gösterimi

Tablo 3.1 Ekonomik Analiz Sonuçları

Kalem	Temel olay	Buharlaştırma soğutuculu gaz türbini	Absorbsiyon soğutuculu gaz türbini
Net çıkış gücü, MW	36460	38490	45750
Net ısı oranı, kJ/kWh	11,211	11,041	10,215
Ortalama güç bedeli, Amerikan doları/kWh	483	468	421
Enerji üretim artışı, MWh	-	7.308.000	33.444.000
Güç bedel tasarrufu, %	-	3	13

Gaz türbinlerinin en hassasiyetle durulması gereken bölme türbindir, yanma odasının hemen ardında bulunmasından ötürü bu segment çok yüksek sıcaklıklara maruz kaldığı gibi, yine kompresör bölümündeki yorulma ve çatlak etkileriyle de karşılaşmaktadır, bu bölümdeki sıcaklıklar 1300°C'leri görmekte ve devir sayıları da 9000-10000 devir/dakikadır. Türbin kanatları üzerindeki akış sebebiyle oluşan kuvvetler, kanat yüzeylerinin pürüzlülüğü, santrifüj kuvvetleri, gibi kuvvetlere maruz kalmaktadır, kanat tasarım aşamasında bu olası kuvvetlerin öngörülebilmesi, türbindeki kritik bölgeleri belirlemek açısından çok önemlidir. Muhtemel kuvvetlerin dağılımı belirlendikten sonra, gerekli soğutma tekniği seçilir ve tasarımı buna göre şekillenir.

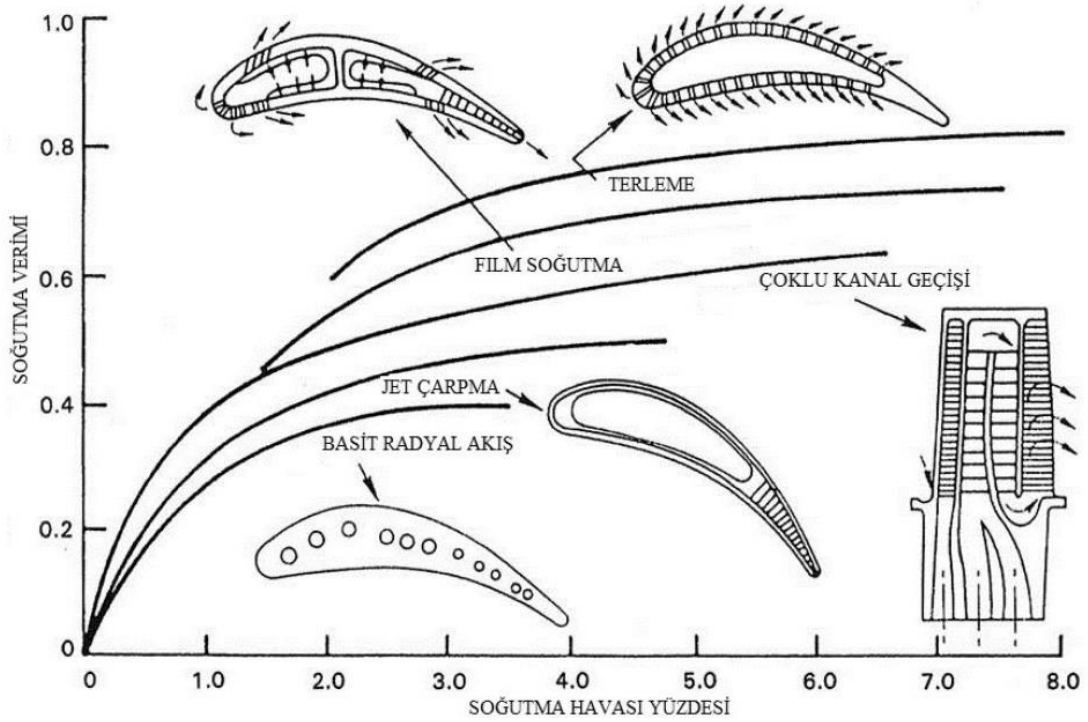
Çalışma veriminin ve kullanım ömrünün artırılması için ise türbin kanatlarının soğutulması ve yaşanan termal şokun azaltılması gerekmektedir. Uygulanılacak soğutma işlemleri kanatların malzeme yapısına, dizaynına ve çalışma koşullarına göre değişebilmekle birlikte genel hatlarıyla içten veya dıştan soğutma olarak ayrılmaktadır. Şekil 3.7.'de Türbin kanadı soğutmasında kullanılan çeşitli soğutma sistemleri gösterilmektedir.



Şekil 3.7. Türbin kanadı soğutmasında kullanılan çeşitli soğutma sistemleri [35]

En önemli kanat soğutma teknikleri; jet çarpma (impingement) yöntemi, film soğutma, pin-fın'lerle soğutma, rib'lerle (türbülans oluşturuvcu çıkıntı) soğutma yöntemleridir. İleri soğutma yöntemlerini seçmedeki en belirleyici faktör ise soğutucu akışkan miktarının maksimum olmasıdır. En önemli soğutma yöntemlerinin ihtiyaç duyduğu yaklaşık soğutma havası yüzdeleri Şekil 3.8.'de görülmektedir.

İç soğutma sistemlerinde kanatların içinden soğutucu akışkan döngüsü sağlanarak fazla ısının yapıya etkisi azaltılırken, dış soğutma için ise kaplamalar ve hava filmleri kullanılmaktadır. Türbin giriş sıcaklıklarının giderek daha da arttığı bu süreçte soğutma ve türbin bileşenlerini korumak için gerekli araştırmaların yapılarak daha gelişmiş metotların kullanılması gerekmektedir [36], [37].



Şekil 3.8. Yaklaşık soğutma havası yüzdeleri [38]

R.K. Mishra ve ark. Soğutmasız bir hava gaz türbin motorunda meydana gelen hatanın analizini gerçekleştirerek, çıkış nedeni araştırmışlardır. Hava gaz türbinlerinin çalışma koşullarının zorluğu karşısında yeterli soğutma sisteminin gerekliliği tartışmasız bir gerçektir. Soğutmanın olmadığı sistemlerde karşılaşılan problemler sürünme, oksidasyon, düşük ve yüksek devirli yorulma olup bu problemlerden en fazla kanatlar etkilenmektedir.

İlgili çalışmanın incelendiği saha araştırması, uçuş hazırlığı yapan bir uçakta uçuş öncesi inceleme sırasında fark edilmiş, motor içindeki hasarın fazlalığı sonucu uçak hangara çekilerek motor incelenmek ve tamir edilmek üzere çıkartılmıştır.

Kullanılan motorda hava soğutma kanallarının varlığı olmasına rağmen soğutmanın gerçekleşmediği ilk belirlenen neden olmakla birlikte uçağın önceki sortilerinde pilotlar tarafından herhangi bir olumsuz koşul belirtilmemiştir. İnceleme aşamaları olarak yapılan ön işlemlerde, önceki uçuş ve bakım kayıtları incelenmiş ve bildirilen bir arıza kaydına ulaşılamamış ve motorun ömrünün yaklaşık %65'in tamamlandığı anlaşılmıştır. kanatlarda meydana gelen hasar sonucu kopan parçacıklar motor içinde

aranmış fakat bulunamamış, ayrıca manyetik sensör tarafından parçacıklar algılanmamıştır. Ancak, ön incelmenin sonunda arızalı kısmın motora yakıt beslemesi yapan sensörlerde olduğu anlaşılmış ve yanma odasında sürekli yakıt beslemesi ve sıcaklık artışına rağmen hatalı sensörler düşük sıcaklık bilgisi göndermeye devam etmişlerdir ve motor bu şekilde fark edilmeden çalışmaya devam etmiştir.

Ayrıntılı motor ve kanat incelemesinde ise kanat durumları kontrol edilerek çeşitli analizler gerçekleştirilmiştir. Kanatların elemental analizi nikel krom kobalt alaşımı olduğunu göstermiş ve bu elementler ve içerikleri kanatların üretildiği alaşım olarak söylenen Nimonic-115 malzemesiyle eşleşme göstermiştir.

Kırılma analizi ve mikroskopik incelemenin ardından da hatanın oluşma koşulları ve sonuçları belirlenmiştir. Sonuçlara göre, kanatlarda üretime dayalı bir hata bulunmamaktadır, kırılmanın ana kaynağı yorulmadır ve kanat ucundan başlayarak ilerlemiş ve kırılma gerçekleşmiştir. Meydana gelen oksidasyonlar ise kırılmanın ana noktasını bulmayı güçleştirmiştir. Hata kaynağı, yakıt besleme sistemi değil, sıcaklık kontrol sağlayan ve soğutmanın önüne geçen sensör olarak belirlenmiştir. Şekil 3.8’te hasarlı kanatlar görülmektedir.

Sonuç olarak ise soğutma konusunun performans ve malzemeye olan etkilerinin ne kadar hayati bir öneme sahip olduğu bir kez daha anlaşılmıştır [39].



Şekil 3.8. Hasarlı kanarlar

3.1. Gaz Türbin Kanatlarında Dıştan Soğutma

Gaz türbin kanatlarında dıştan soğutma konusunu iki başlık halinde inceleyeceğiz, bunlardan birincisi film soğutma; kanat yüzeyi üzerinde bir film tabakası oluşturarak kanat yapısını korumaya yönelik bir yöntemdir, bir diğeri ise türbin kanatların mevcut malzemelerinin iyileştirilmesi için yapılan yüzey kaplama işlemleridir.

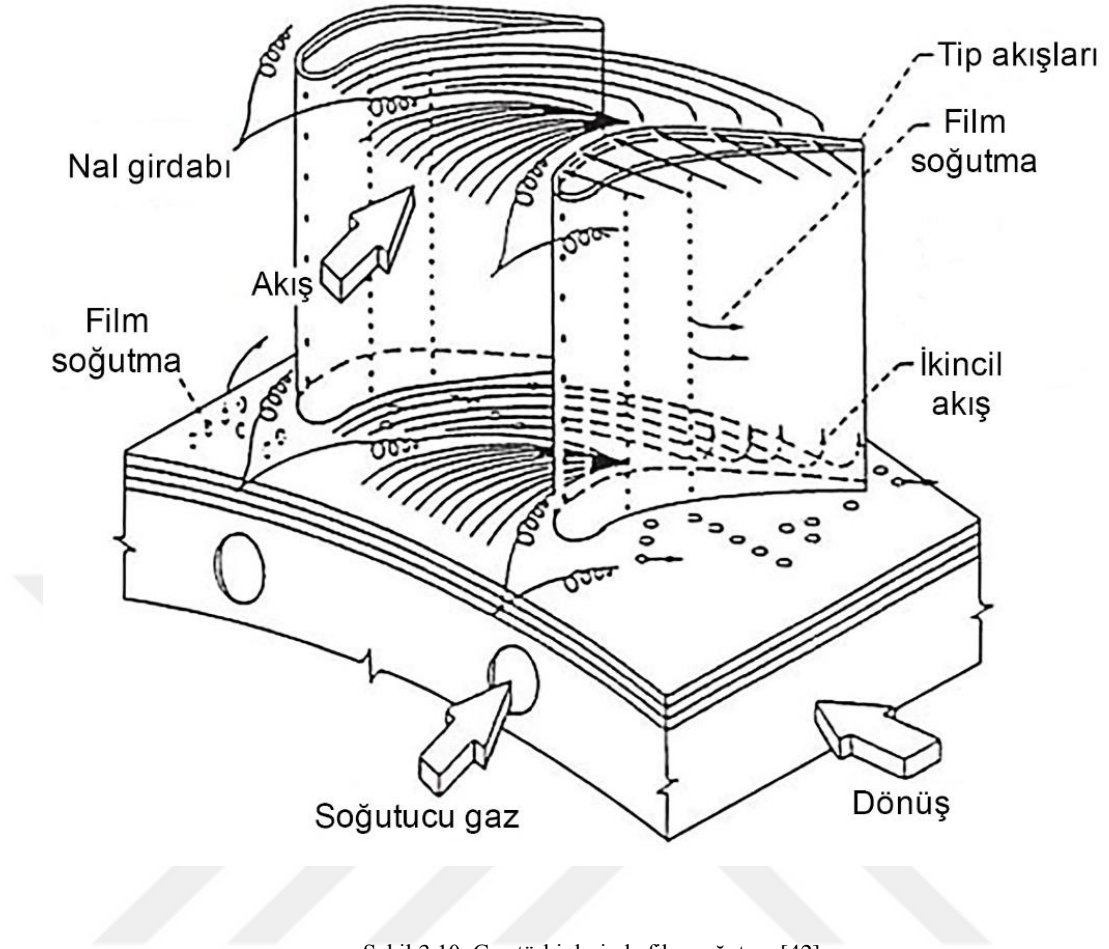
Dıştan soğutma yöntemlerinde basınçlı hava kompresör bölümünden alındığı gibi kanat içinden geçip kanallardan kanat yüzeyine çıkar, böylece kanat yüzeyinde ince bir koruma tabakası elde edilmiş olur, elde edilen tabaka bir film oluşturduğu için, film soğutma şeklinde adlandırılır. Bu koruma filmi kanadın ömrünü uzatır. Buna ek olarak film soğutma yöntemi bütün kanat yüzeylerine uygulanmasıyla yapılan bir soğutma yöntemi daha vardır buna da transpiration soğutma adı verilir.

3.1.1. Film soğutma

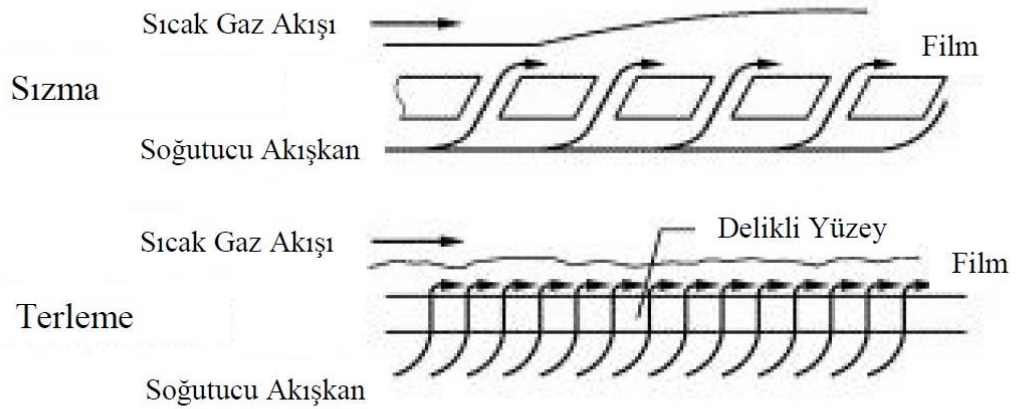
Film soğutmanın temel çalışma prensibi Şekil 3.10'te görülmektedir, film soğutma ikincil bir soğutucu veya enjekte edilmiş bir akışkanın yüzey boyunca yüksek sıcaklığa maruz kalmış kanat bölgelerin korunması için uygulanan bir yöntemdir. Verilen hava sıcak gaz ve kanat yüzeyleri arasında yalıtılmış bir bölge oluşturmaktadır. Bu koruyucu etki doğrudan yüzeyde olabileceği gibi alt bölgeleri de kapsayabilir. Film soğutma, içsel soğutma metotlarına göre korumayı doğrudan gerçekleştirmektedir ve ayrıca kanat yüzeyindeki ısıyı da film boşlukları arasından iç konveksiyonla uzaklaştırmaktadır. Tasarım açısından ise, bileşenlerin yüzeylerinde oluşan net ısı yükünün, yerel duvar sıcaklıklarının, film altı ve gaz tarafı ısı transfer katsayılarının bilinmesi ve bu değerler altında tasarımların gerçekleştirilmesi gerekmektedir [40], [40].

Film soğutmanın yararları; yüksek sıcaklıkta çalışmaya izin verirken aerodinamik kaybın azaltılmış olması, soğutma ve koruma veriminin yüksek oluşu, daha etkili yanma sonucu azalan yakıt tüketimi ve çevre koruma etkisi ve fiziksel tasarım açısından doğrudan ve basit olması olarak söylenebilir. Bu özellikler ve avantajları sayesinde ise jet motorlarında, sabit gaz türbin enerji üretim sistemlerinde ve yüksek sıcaklık ve basınç yanma soğutma uygulamalarında kullanılabilirler [41].

Delik sayısı ve delik sıklığına göre film soğutma yöntemi iki farklı şekilde ele alınabilir; Film tabakasını oluşturan deliklerin sayıları arttıkça sızma (effusion) yöntemi, delikler iyice küçüldüğünde ise terleme (transpiration) yöntemi adını alır ve şekil 3.10.'da gösterilmiştir.

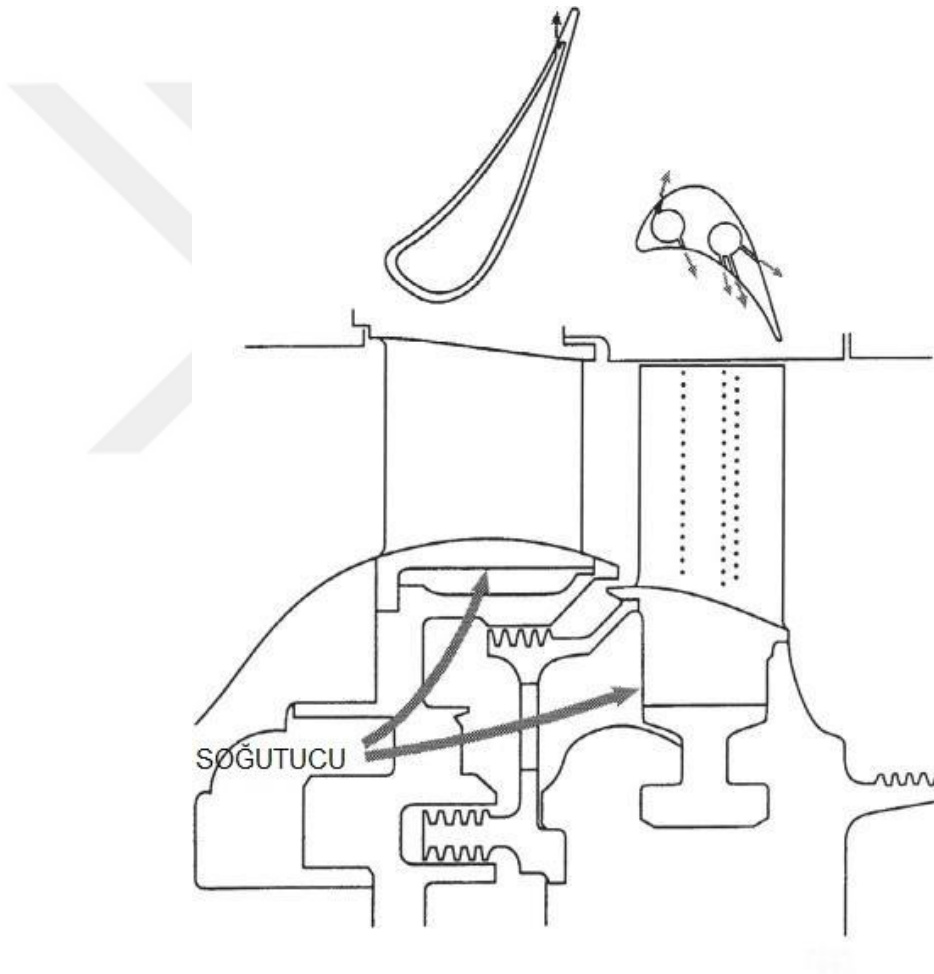


Şekil 3.10. Gaz türbinlerinde film soğutma [42]



Şekil 3.11. Film soğutma tipleri [43]

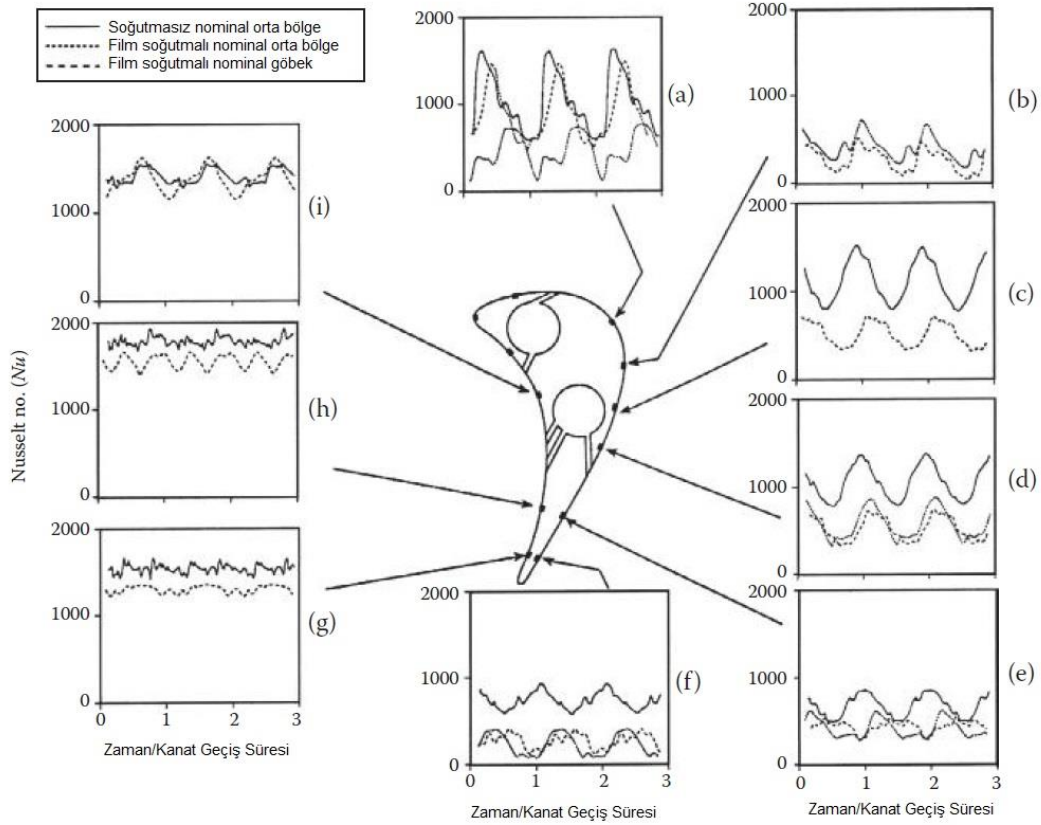
Tasarımcılar deneysel koşullar altında gerçek ısı transferi verilerini görmeyi beklese de, deneyler altında gerçek durumu bire bir yansıtacak bir sonuç elde etmek çok zordur. Dring ve diğ. (1980) düşük hızda dönen bir deney düzeneğinde film soğutma performansını inceleyen ilk kişilerdedir. Abhari ve Epstein (1994) tamamen soğutulmuş bir türbin kademesinde zamana bağlı olarak ısı transferi ölçümleri yaptılar. MIT'de, Reynolds sayısı, Mach sayısı, Prandtl sayısı, soğutucu akışkanın ana akımı, özgül ısı ve akış geometrisinin sıcaklık oranlarını simüle eden kısa süreli bir deney türbini üzerinde deneyler yaptılar. Türbin geometrisi ve soğutma düzeni Şekil 3.12.'te gösterilmektedir [44].



Şekil 3.12. Türbin geometrisi ve soğutma [44]

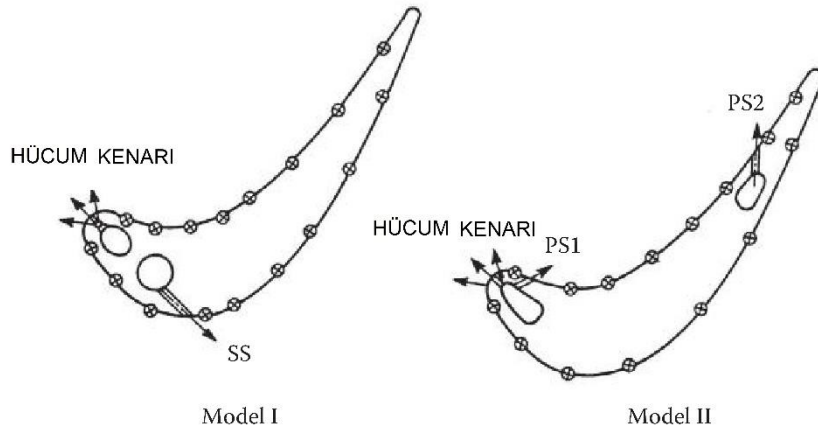
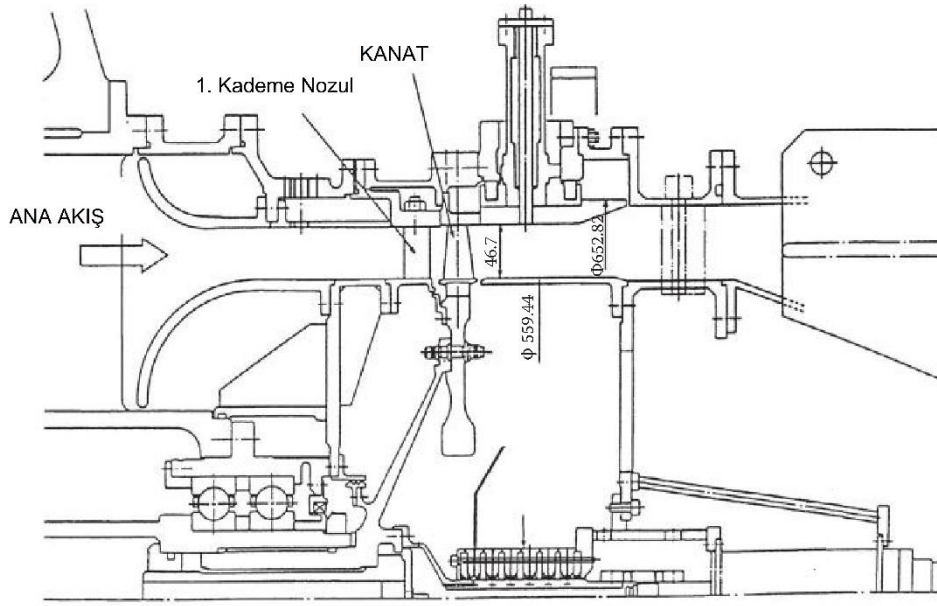
Soğutulmuş ve soğutulmamış rotorlar için zamana bağlı rotor ısı transferi ölçümlerini Şekil 3.13.'de gösterilmektedir. Kanat yüzeyi boyunca dağıtılan ince film ısı akış göstergeleri, zamanla çözünen ısı akış dağılımlarını ölçmek için kullanılmıştır. Basınç yüzeyi üzerinde, film enjeksiyonunun, ısı transfer seviyeleri üzerinde çok az etkisi

olduğu görülmektedir. Soğutulmamış ve soğutulmuş rotorlar karşılaştırıldığında, tüm emme yüzeyi üzerinde film enjeksiyonunun güçlü bir etkisi ortaya çıkar. Bu etki kanadın kuyruk kenarına doğru azalır. Film enjeksiyonu, emme yüzeyi üzerinde, ısı transfer seviyelerinde ciddi bir düşüşe sebep olmaktadır. Film enjeksiyonu böylece sıcak ana gazlardan bıçağa gelen ısı yükünde önemli bir azaltma meydana getirir [45].



Şekil 3.13. Rotorlar için zamana bağlı rotor ısı transfer ölçümleri [45]

Tüm lokasyonlardaki zamana göre elde edilen veriler, bu kararsızlık nedeniyle ısı transferindeki bozulmaları açıkça göstermektedir. Dring ve diğ. (1980) döner kanatlar üzerindeki film soğutma etkinliğini ilk ölçenlerdir. Takeishi ve diğ. (1992) ayrıca düşük hızdaki stator-rotor arasındaki film etkililiklerinin dağılımları üzerinde çalışmışlardır. Deney, tek kademeli bir türbin modeli ile döner bir teçhizatla gerçekleştirildi. Döner test ekipmanının bir kesiti Şekil 3.14.'te gösterilmiştir.

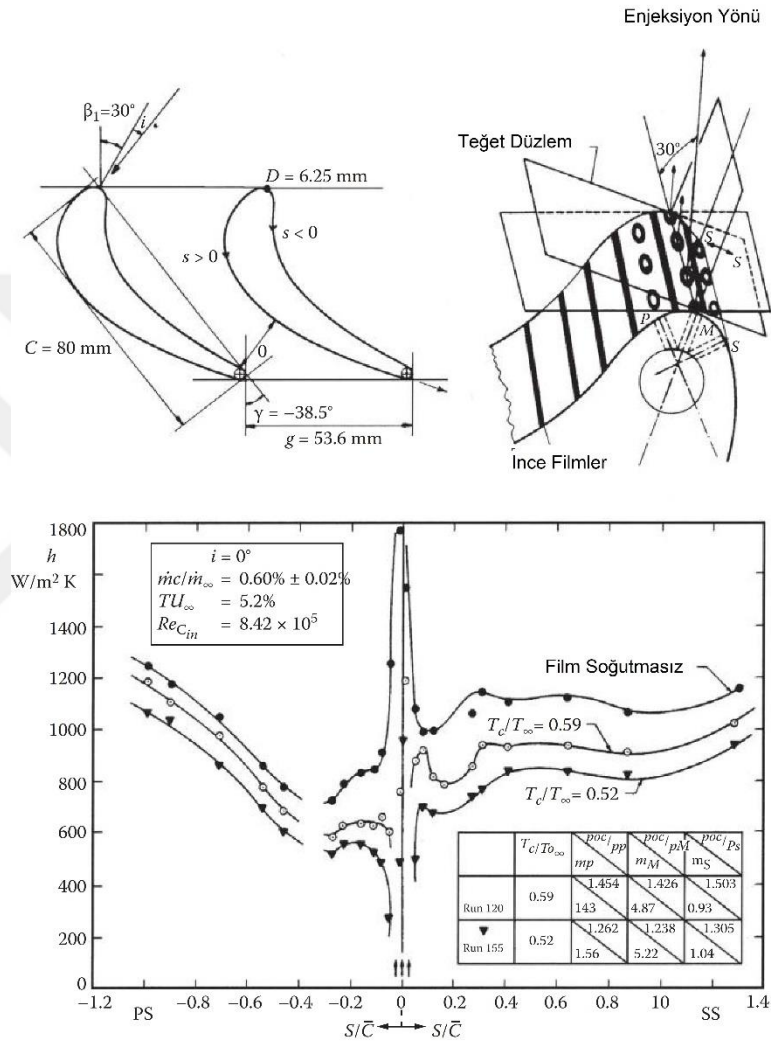


Şekil 3.14. Döner kanatların kesitleri [46]

Stator aşamasında 32 kanat vardı; rotor kademesinde 72 kanat vardı. İki model kanat film etkinliği açısından test edilmiştir. Film soğutma testleri için aerodinamik olarak simüle edilmiş koşullarda elde edilen sonuçlar yüksek megawatt kapasiteki gaz türbinleri için gerçekleştirilmiştir [46].

Gerçek akış hızlarını ve basınç oranlarını simüle ettikleri bu deneyde, soğutucu - ana akım kütle akış oranları, günlük (motor) koşullar ile benzerlik göstermekteydi ($M = 0.6-1.0$). Bununla birlikte, soğutucu yoğunluğu ana akıminkine eşitken, soğutucu yoğunluğu gerçek motordaki ana akım yoğunluğunun 1.5-2.5 katıdır. Şekil 3.14 ayrıca farklı soğutma konfigürasyonlarına sahip bıçak modellerini göstermektedir [47].

Camci and Arts (1985a, b, 1991) bir rüzgar tüneli tesisinde yüksek basınçlı rotor kanadında ısı transferi ölçümleri yaptı. Rotor kanatları, kısa süreli ısı akısı ölçümleri kullanılarak sabit bir modda simüle edilmiş koşullar altında kanat üzerindeki hücum kenarındaki film soğutma dizisi ve emme tarafındaki film soğutma dizisi test edilmiştir.



Şekil 3.15. Film soğutma etkisi ile soğutma konfigürasyonu [48]

Film soğutma delikleri olan ve olmayan bıçaklar için ince film ısı akış ölçerleri kullanarak yerel ısı akısını ölçtü. Kompresör tarafından üretilen ana hava akımı 3 bar basınçta ve sıcaklığı 410 K'e yakındı. Soğutucu madde ile ana akım sıcaklığı oranı 0.4 ila 0.7 arasında değişiklik göstermiş. Film soğutmalı bir bıçak üzerindeki ısı transferini ise süperpozisyon yaklaşımıyla ölçmüşlerdir. Şekil 3.16. hücum kenarı kısmındaki film soğutma deliklerine sahip bir kanat için elde edilen verileri ve film geometrisini

göstermektedir. Isı transferi dağılımları; $m_c/m_\infty = 0.6\%$ ve $T_c/T_\infty = 0.52$ ve 0.59 . Soğutucu üfleme oranı 4.17 (M), 1.26 (P), 0.85 (S), 3 farklı bölgedeki film soğutma delikleri; orta kısım (M) ile, basınç (P) ile ve emme (S) ile gösterilmiştir. Film soğutmanın ısı transfer seviyelerini düşürmedeki etkisi yine şekilde gösterilmektedir. M bölgesinden çıkan yüksek üfleme oranı, ana akım ile karşılaştırıldığında yüksek momentumlu güçlü jetler oluşturur. Bu jetler hücum kenarından ana akışa nüfuz eder ve ayrı bir akış bölgesi oluşturur ve S bölgesinde, düşük ısı transfer seviyelerine neden olur. M ve S bölgesinden gelen yeni soğutma jetleri. Isı transfer seviyeleri aşağı yönde kademeli olarak artırır ve arka kenara yakın soğutulmamış seviyelere ulaşır. Soğutma verimliliği artar, T_c/T_∞ azalır. Soğutucu olduğunda akış elde edilir, kanat enjeksiyonun akış aşağısında daha fazla korunmuş olur. Bu durumda, daha düşük ısı transfer seviyeleri beklenir [48].

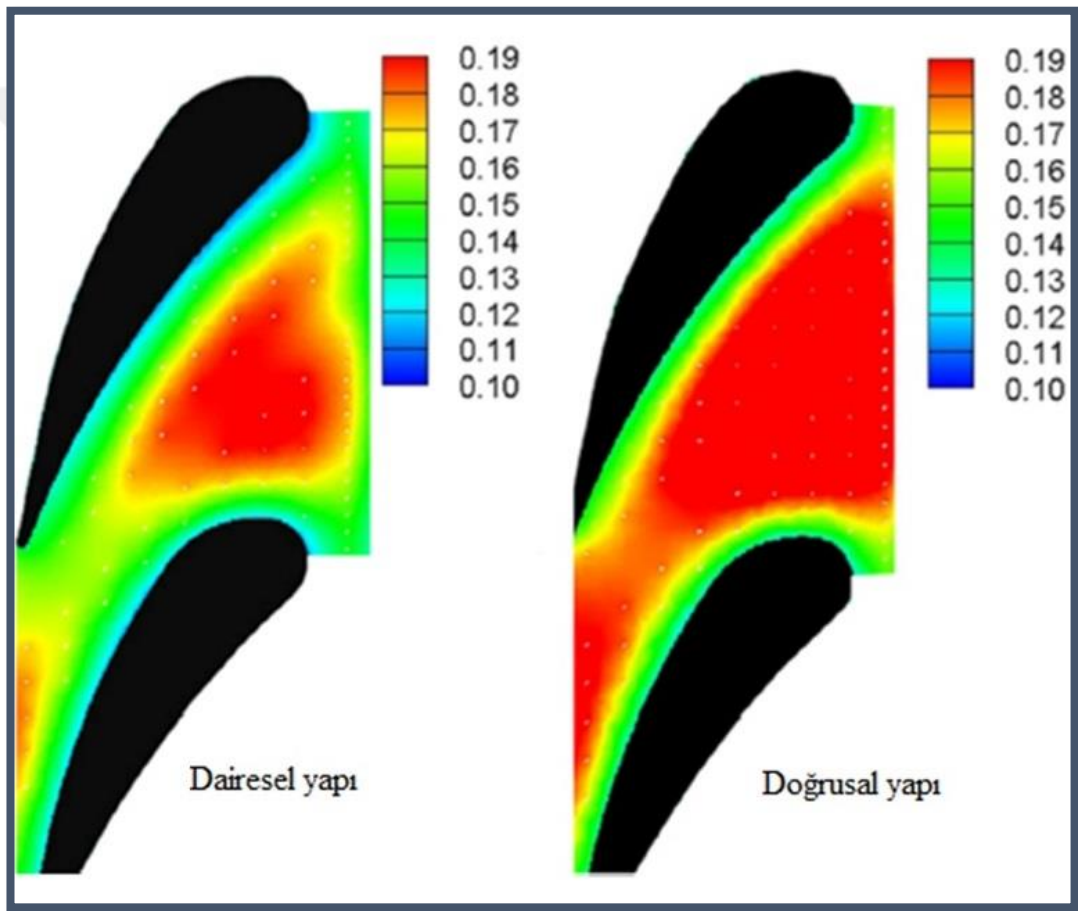
Ran Yao ve ark. Yaptıkları çalışmada gaz türbinlerinde düzleştirilmiş uç duvar sadeleşmesinin soğutma performansına etkisini incelemişlerdir.

Bu çalışmada, film soğutma performansını ölçmek için sıcak gaz tüneli içinde dairesel ve düzleştirilmiş uçların ısı transferleri sayısal simülasyonlar da kullanılarak analiz edilmiş ve karşılaştırılmıştır.

Elde ettikleri sonuçlara göre, gerçek koşullarda dairesel yapının adyabatik film etkinliğinin daha iyi olduğunu ancak deneysel koşullarda düz yapının daha iyi sonuç verdiğini, gerçek koşullarda ise dairesel yapının iyi film tabakalı halinde daha iyi performans verdiğini, filmin kötü olması durumunda soğutma performansının çok daha düştüğünü ve yine gerçek koşullarda iki uç duvar arasındaki ısı farkının $25\text{ }^\circ\text{K}$ 'den büyük olabildiğini ve bu durumun kullanım ömrünü azalttığı için dizayn kriterlerinde dikkate alınmasının önemini vurgulamışlardır. Şekil 3.16.'te gerçek yuvarlak yapı ve sadeleştirilmiş doğrusal yapı dizilimlerini görülmektedir. Elde edilen termal ölçümler sonucu her iki yapıya ait sıcaklık grafikleri de Şekil 3.17.'de görülmektedir [49].



Şekil 3.4. Gerçek yuvarlak yapı ve sadeleştirilmiş doğrusal yapı [49]



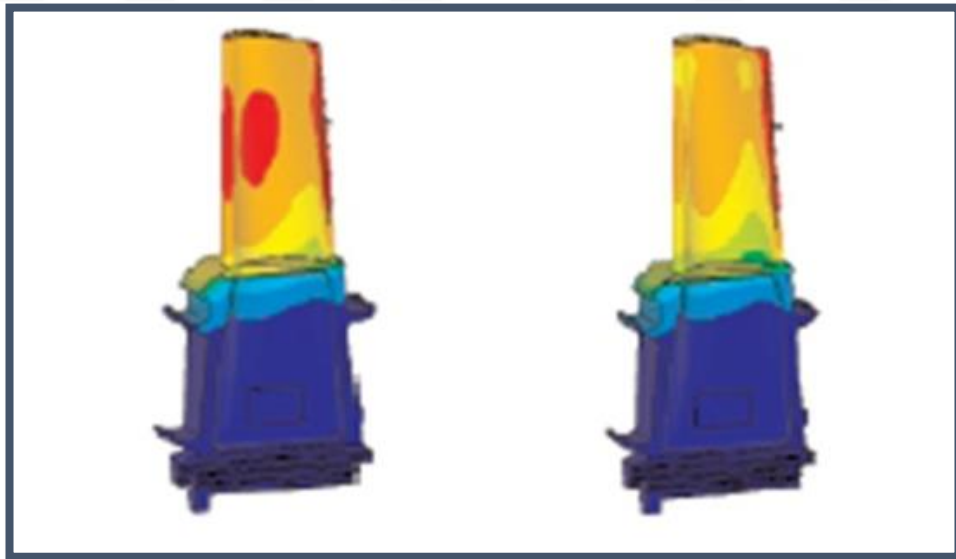
Şekil 3.17. Gerçek yuvarlak yapı ve sadeleştirilmiş doğrusal yapıya ait termal ölçümler

3.1.2. Türbin kanatları kaplama

Yüksek sıcaklıkça çalışan gaz türbin bileşenlerinin, özellikle birinci aşama kanatları, sıcak gaz saldırılarından ve olumsuz etkilerden korumak için kanat yüzeylerine termal

kaplamalar ve film soğutma sistemleri kullanılmaktadır. Termal kaplamaların kullanılması gaz türbin güç verimlerini arttırmakla birlikte uygulama ve kullanım problemlerine ve gerekli düzenlemelere dikkat edilmesi gerekir. Şekil 3.19.'da termal bariyerlerin katmanları ve Şekil 3.18.'de örnek bir seramik termal kaplama görülmektedir. Kaplamalar için güvenilirlik ise malzeme ve proses geliştirilmesi, kullanım ömrü tayini ve gerekli bakım onarım sistemlerinin geliştirilmesiyle mümkün olmaktadır [50].

Ayrıca, motorların kullanımda oldukları süreçte doğan kaplama ve bakım ihtiyaçları aynı anda kaplamadan kaynaklı kompleks yapıdan elde edilen hasar temelli simülasyon verilerinin de etkilenmesine yol açmakta ve böylece tahmini ömür ve bakım şartlarının da hesaplanmasını zorlaştırmaktadır. Bu nedenden ötürü, kaplama işlemi görmüş parçaların termofiziksel, dayanım, ısıl stres durumu ve termomekanik yorulma verilerinin hem deneysel hem de teorik olarak belirlenip karşılaştırılmaları gerekmektedir. Şekil 3.18.'de termal bariyer kaplama ardından sıcak bölgelerdeki değişimi göstermektedir.

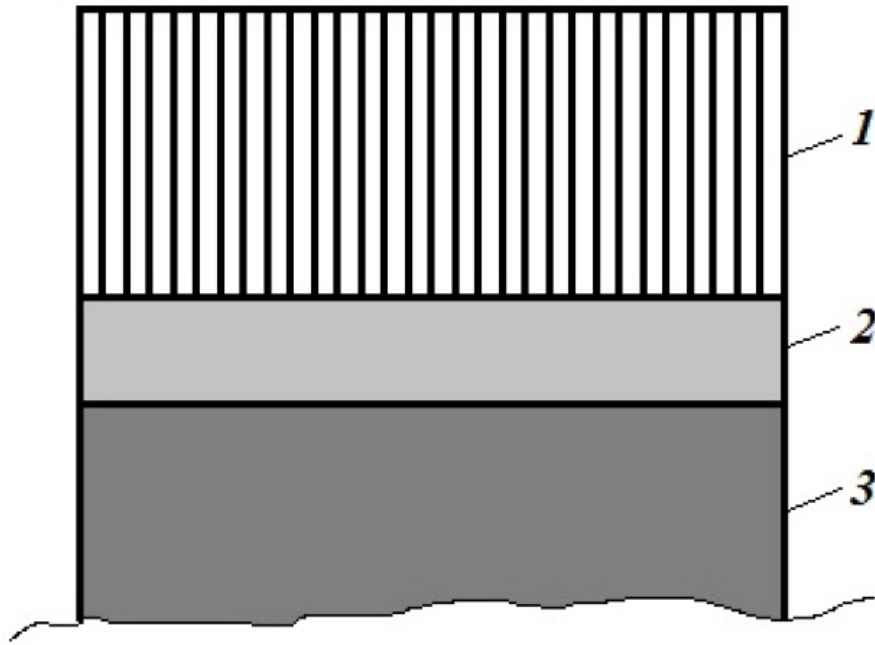


Şekil 3.185. Termal bariyer kaplama ardından sıcak bölgelerdeki değişim [50]

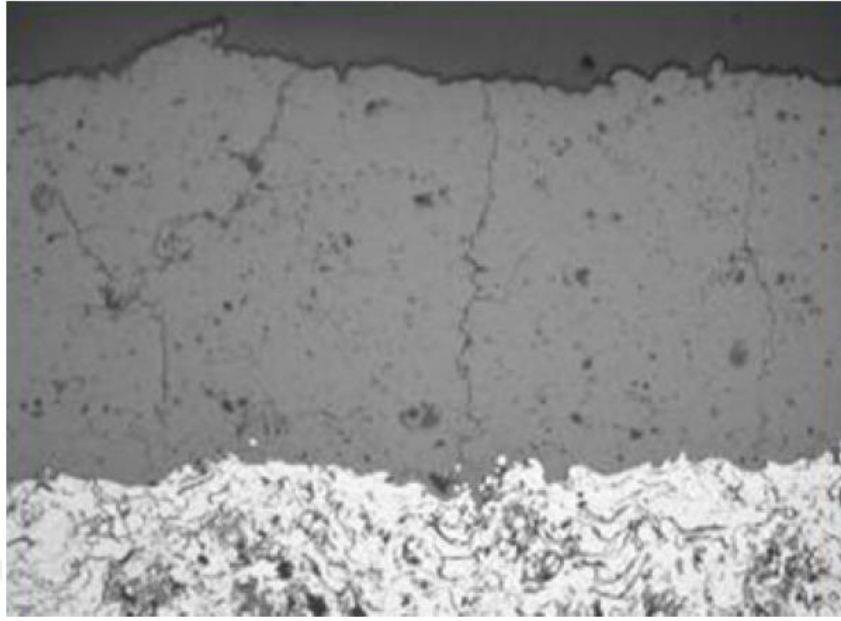
Ek olarak, kullanım sırasında hava, yakıt veya yanma ürünlerden kaynaklı oksitleyici ortam sonucu kaplamada metal-seramik ara yüzeyinde oksitlerin oluşarak korozyona,

mekanik hasarlara ve seramik koruyucu kaplamanın metalle bağının zayıflayarak yapıdan ayrılmasına neden olabilir. Bu durumun da göz önünde bulundurularak kaplama ve ömür tahmin işlemlerinin gerçekleştirilmesi gerekmektedir ve aynı şekilde uygulanan kaplamanın kalınlığına ve kalitesine de dikkat edilmeli, sertlik hesapları mutlaka yapılmalıdır [51].

Kaplamada kullanılabilen seramikler çok çeşitli olmakla birlikte yaygın kullanılan bileşikler ve ısı özellikleri Tablo 3.2’de verilmiştir [43]. Kaplama yöntemleri ise genel kullanım anlamında karşımıza fiziksel buhar çöktürme (PVD), kimyasal buhar çöktürme (CVD), elektroforetik biriktirme ve plazma sprey yöntemleri olarak çıkmaktadır [52], [53].



Şekil 3.6. Termal bariyer kaplama sistemi, 1- seramik kaplama, 2-bağlayıcı kaplama, 3-süperalaşım



Şekil 3.207. Termal bariyer seramik kaplama ZrO_2 - Y_2O_3 [54]

Tablo 3.2. Bağız bileşenlerin termofiziksel özellikleri

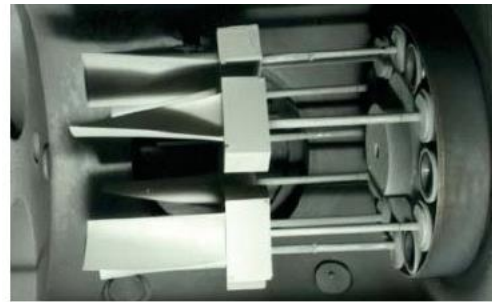
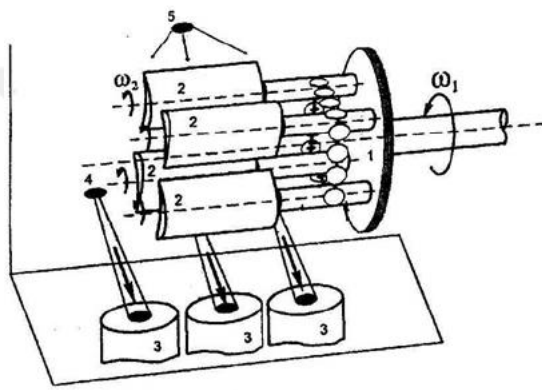
Bileşen	Ergime sıcaklığı, °C	Isıl iletim katsayısı, W/(m K)	Genleşme katsayısı, 10 ⁻⁶ / K
ZrO ₂	2953	2,2	15,3
CeO ₂	2600	2,8	13
La ₂ Ce ₂ O ₇	-	0,6	12,3
BaNd ₂ Ti ₃ O ₁₀	>1527	0,5	11,5
ThO ₂	3390	3,0	11,2
8YSZ	2680	2,1	11,0
SrZrO ₃	2610	2,1	10,9
LaPO ₄	2010	1,8	10,5
LaMgAl ₁₁ O ₁₉	-	1,7	10,1
Al ₂ O ₃	2050	5,8	9,6
10YSHf	-	2,0	9,5
TiO ₂	1825	3,3	9,4
La ₂ Zr ₂ O ₇	2300	1,6	9,1
Y ₃ Al ₅ O ₁₂	1970	3,0	9,1
Y ₂ O ₃	2410	8-12	8,1

3.1.2.1. Kimyasal buhar çöktürme (CVD)

Bu yöntemde, ısıtılmış substrat yüzeyinde veya etkisinde gerçekleşmiş tepkimeler sonucu oluşan gazların biriktirilmesiyle katı bir malzeme yapısı elde edilmesi prensibine dayanmaktadır. Bu katı yapı; ince film, toz veya tek kristalli olabilmekle beraber biriktirilen katı malzemenin özellikleri substrat malzemesi, reaksiyon gaz bileşenleri, gaz akış basıncı, sıcaklık gibi deneysel parametrelerin değiştirilmesi sonucunda istenilen özelliklere göre ayarlanabilmektedir. CVD kullanmanın avantajı düşük poroziteye sahip eş dağılımlı bir kaplama yapılabilmesi ve bu kaplamanın seçici olarak bölgelere uygulanabilmesidir. Şekil 3.21.'de genel şematik gösterimi verilmiştir [55].

elektronlar hedeflenen malzeme yüzeyinden atomları kopartarak gaz fazına geçmeye zorlarlar. Ortama saçılan bu gazlar ise vakum odasındaki kaplaması yapılacak malzemeye tutunarak ince film halinde kaplama gerçekleştirilmiş olur.

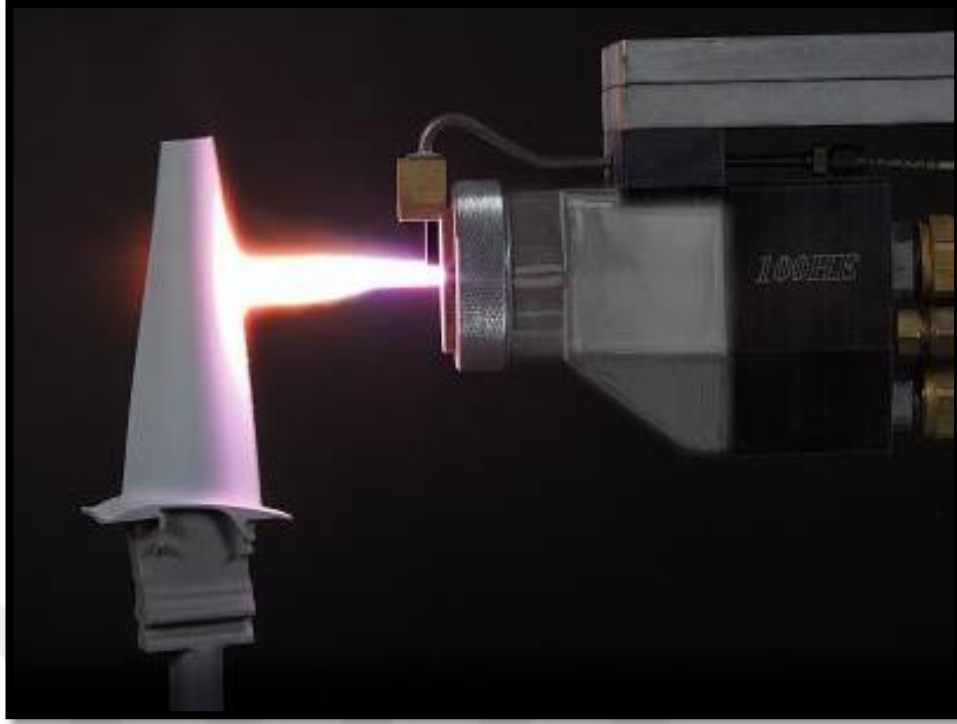
Bu yöntem birçok parçanın aynı anda, hızlıca ve kaplama kalınlığının eş olduğu sistemlerin elde edilmesinde kullanılmaktadır. Şekil 3.22.'de türbin kanatlarına uygulanan kaplamanın şematik hali ve vakum odası iç görüntüsü verilmiştir [56].



Şekil 3.22. Seramik bariyer kaplama 1-Rotor, 2-Kanatlar, 3-Seramik, 4-Evaporatör Elektron Tabancası, 5-Kanat Isıtma Elektron Tabancası [56]

3.1.2.3. Isıl sprey / slazma Sprey

Isıl sprey kaplama yöntemlerinde amaç geniş kapsamlı malzemelere uygulanabilen ve malzemeye darbe, korozyon, termal şok ve elektriksel iletim gibi birçok konuda direnç sağlamaktır. Isıl sprejde, substrat yüzeyine gönderilen ısıtılmış ve kinetik enerji kazandırılmış birikim maddesi sayesinde kaplama gerçekleştirilmektedir. Gönderilen kaplama malzemesine, substrat türüne, sıcaklığa, gönderme süresine ve hızına bağlı olarak kaplamanın da özellikleri değişmektedir. Isıl sprey kaplama prosesleri arasından en çok tercih edileni plazma sprey metodudur ve örnek uygulama resmi Şekil 3.23. 'de ve 3.24.'de verilmiştir [57].



Şekil 3.23. Türbin kanadına termal kaplama uygulaması [58]

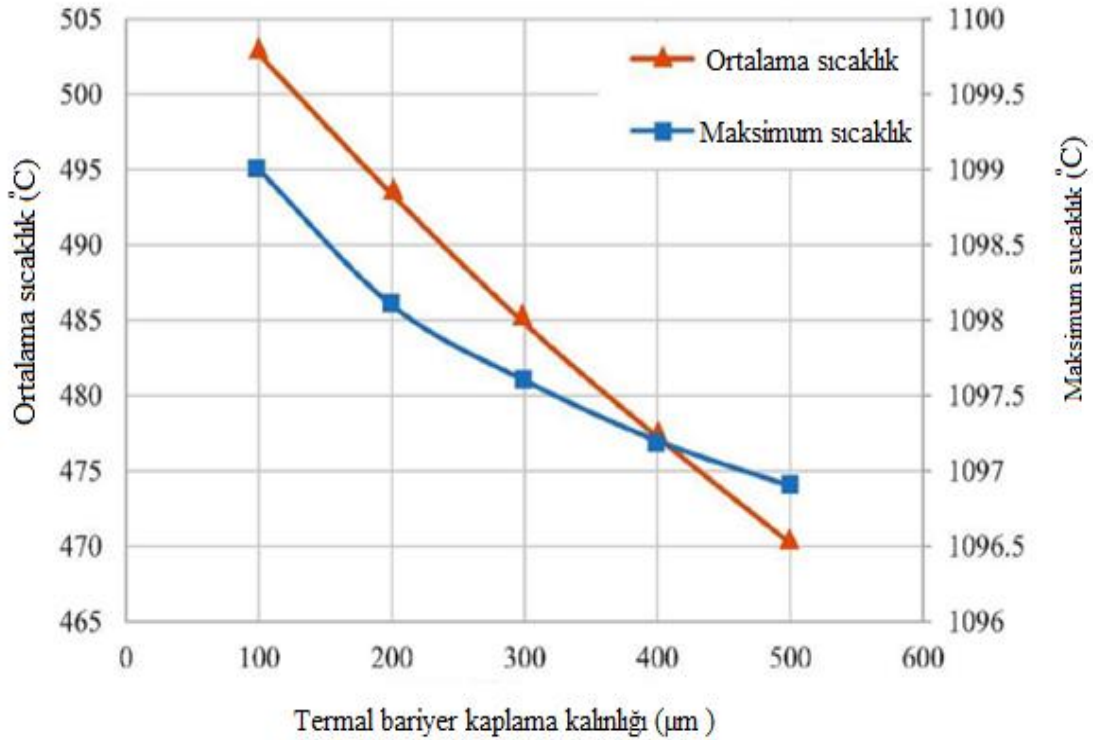


Şekil 3.24. Termal kaplama uygulaması

Ali Ziaei - Asl ve Mohammad Tayefe Ramezanlou yaptıkları çalışmada, gaz türbin kanatları üstündeki ısı koruyucu kaplama kalınlıklarının sıcaklık ve stres dağılımı üzerindeki etkisini incelemişlerdir. Malzeme olarak sıcaklık duyarlı elostoplastik seçimi yapılarak kaplama modellemesini de elastik yapı üzerinden gerçekleştirilmiştir.

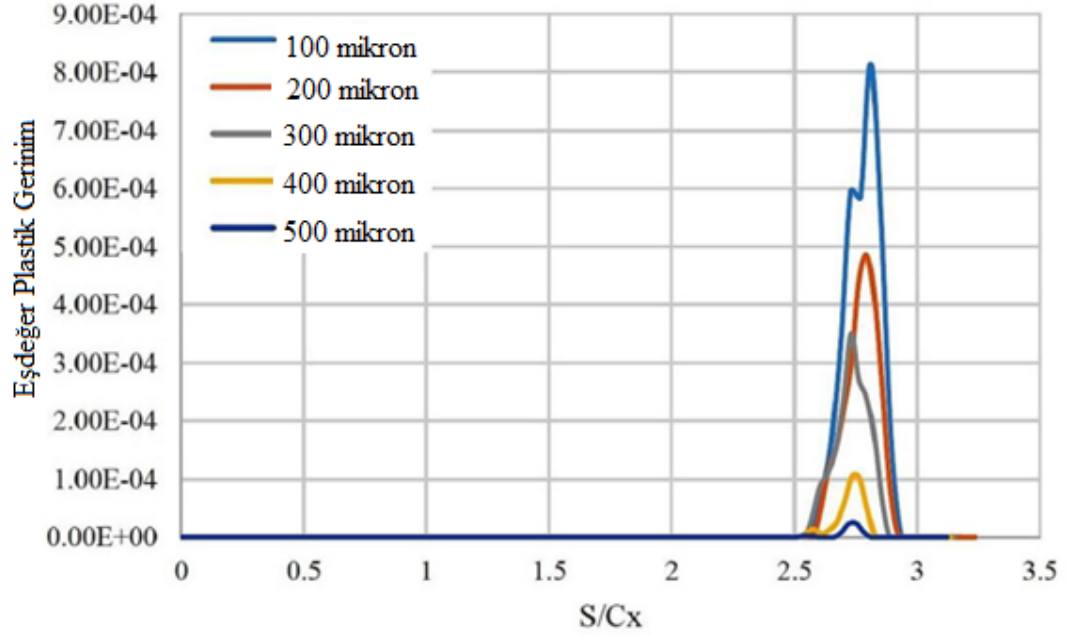
Kalınlık artışına karşın toplam geometrik yapının ve aerodinamik özelliklerin değişmemesi için ise kanatlarda inceltme yolunu gidilmiştir. Şekil 3.25.'te kaplama kalınlığının sıcaklık üzerindeki etkisi görülmektedir. Buldukları sonuçlara göre kaplama kalınlığı 100'den 500 μm 'ye arttıkça kanat yüzeyinde bölgesel farklar gözlenmiş ve kaplamanın kanat ucunda açığa çıkan soğutucu sıcaklığını da etkilediği bulunmuştur.

Kalınlık artışının bir diğer sonucu olarak ise plastik gerinmenin 40 kat kadar azaldığını belirtmişlerdir [60].



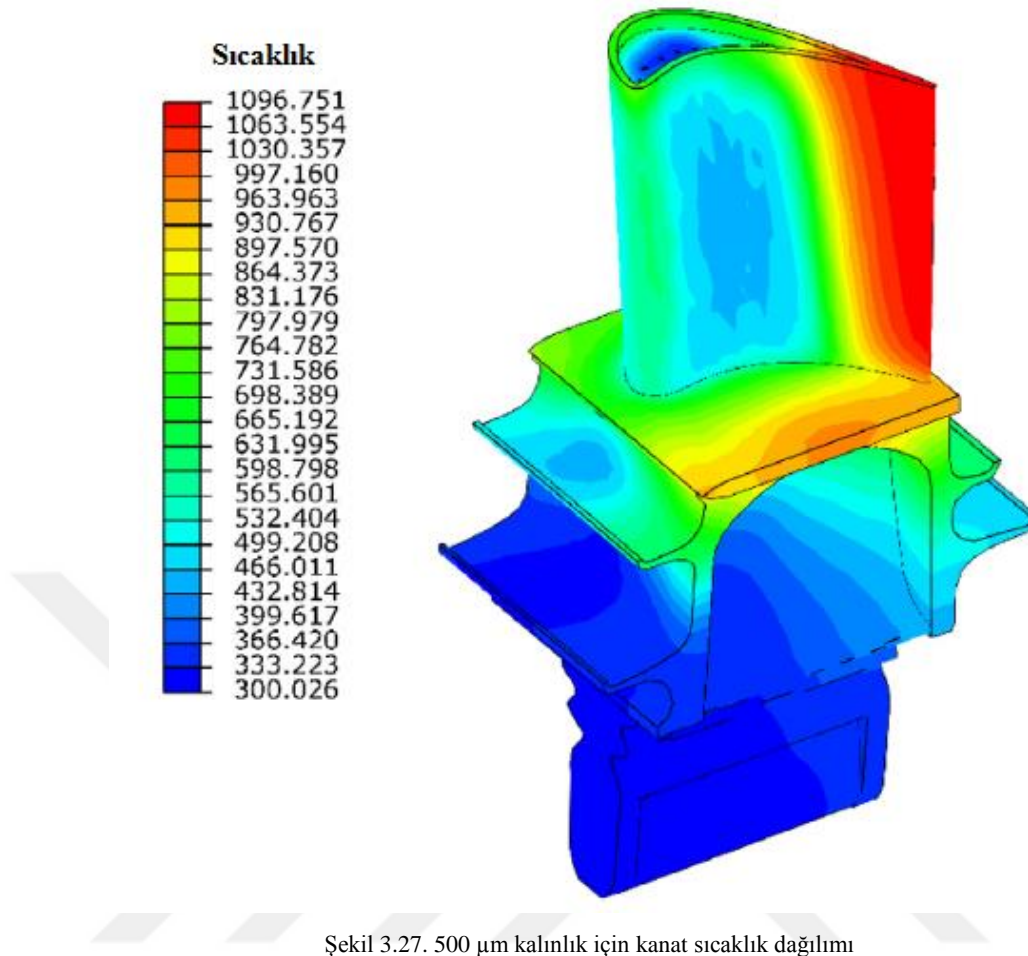
Şekil 3.25. Kaplama kalınlığının sıcaklık üzerindeki etkisi [60]

Yine aynı araştırmaya ait Kaplama kalınlığının plastik gerilim üzerindeki etkisini Şekil 3.26.'da göstermiştir.



Şekil 3.26. Kaplama kalınlığının plastik gerilim üzerindeki etkisi

500µm kalınlıktaki bir kaplama kalınlığı için sıcaklık dağılımını Şekil 3.27.'de göstermiştir.



Şekil 3.27. 500 µm kalınlık için kanat sıcaklık dağılımı

A. Frąckowiak ve ark. türbin bıçaklarındaki kanalların poroz malzemelerle doldurulmasının soğutma üzerindeki etkisini ve optimizasyonunu incelemiştir. Yinelemeli algoritma kullanımı ve sayısal hesaplamalar sonucunda por dağılımı ve bıçak sınır hattındaki sıcaklık dağılımlarını optimizasyon kriteri olarak bıçak dış sınırlarındaki sabit sıcaklık değerini baz alarak gerçekleştirmişlerdir. Sonuçlara göre, her ne kadar porlu yapının sisteme dahil edilmesi, ölçümü ve optimizasyonu zor olsa da soğutma kanallarında bu tarz bir yapının kullanılabilir olduğunu belirtmişlerdir [61]

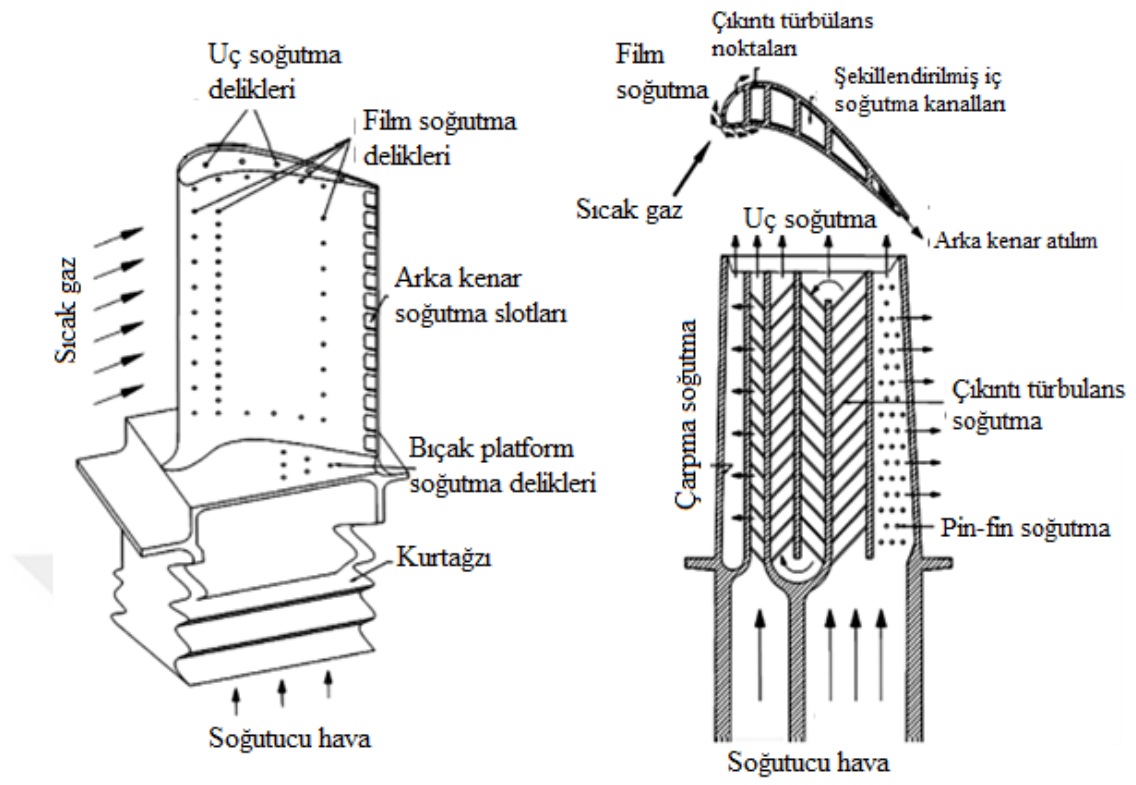
3.2. Gaz Türbinlerinde İçten Soğutma

En yaygın uygulama yöntemi olarak bilinen içten soğutma yöntemi aynı zamanda kanal soğutma tekniği diye de adlandırılır, bu yöntemde; soğutucu akışkan kompresörden alınarak kompresör bıçaklarından aksel yönde geçer. Maksimum ısı

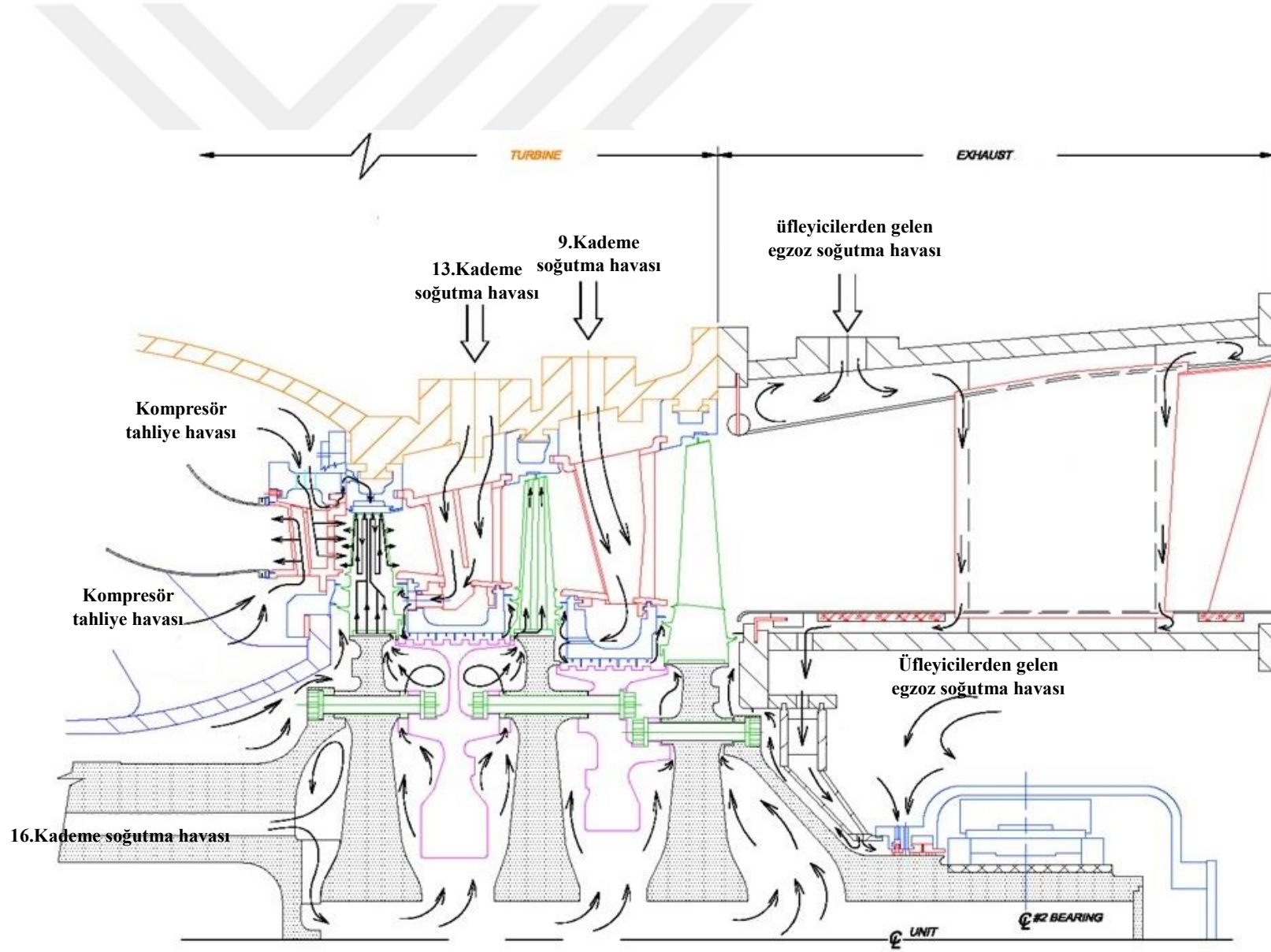
elde edebilmek için havanın kanat içi çeperlerine ulaşmasına izin verilir. Bu uygulama jet-çarpıtma soğutma yöntemi olarak isimlendirilir.

Kullanılan tekniklerde hava görevini tamamlamasıyla ana akışkana dahil olur ve açık bir sistem meydana getirir. Kapalı çevrim soğutma düzeni içten soğutma tekniğinin en gelişmişidir. Buhar kullanılan kapalı düzen soğutmalarında genel olarak ilk kademedeki durağan bıçaklar soğur. Kullanılan buhar ile yanmış gaz akışı birbirine karışmaz. Şekil 3.29. General Electric tarafından üretilen 7FA gaz türbini soğutma havasını göstermektedir.

Tipik türbin kanat soğutulmasında içi boş kanatlar kullanılarak soğutucu havanın kanatlar içinden geçmesi sağlanmaktadır. Boş kanat iç yapılı bu soğutmalar ve uygulama türleri bıçağın farklı bölümleri için uygun olup, bu yöntemler genel olarak jet çarpma, pin fin sistemi ve çıkıntılı (ribbed) türbülanslı soğutma şeklinde ayrılabilir. Dizayn aşaması olarak ise ısı transfer değerleri, akış verileri ve sıcaklık dağılımları bilinmeli ve böylelikle uygun iç soğutucu yapıların üretimi gerçekleştirilmektedir. Boşluktan kaynaklı kompleks geometrik iç yapının varlığı ve üç boyutlu sistemden geçen ve sürekli değişiklik gösteren hava akışının simülasyon zorluğu bu tip soğutma sistemleri için dezavantaj konumundadır. Soğutma sisteminin genel şematik gösterimi Şekil 3.28.'da verilmiştir [62].



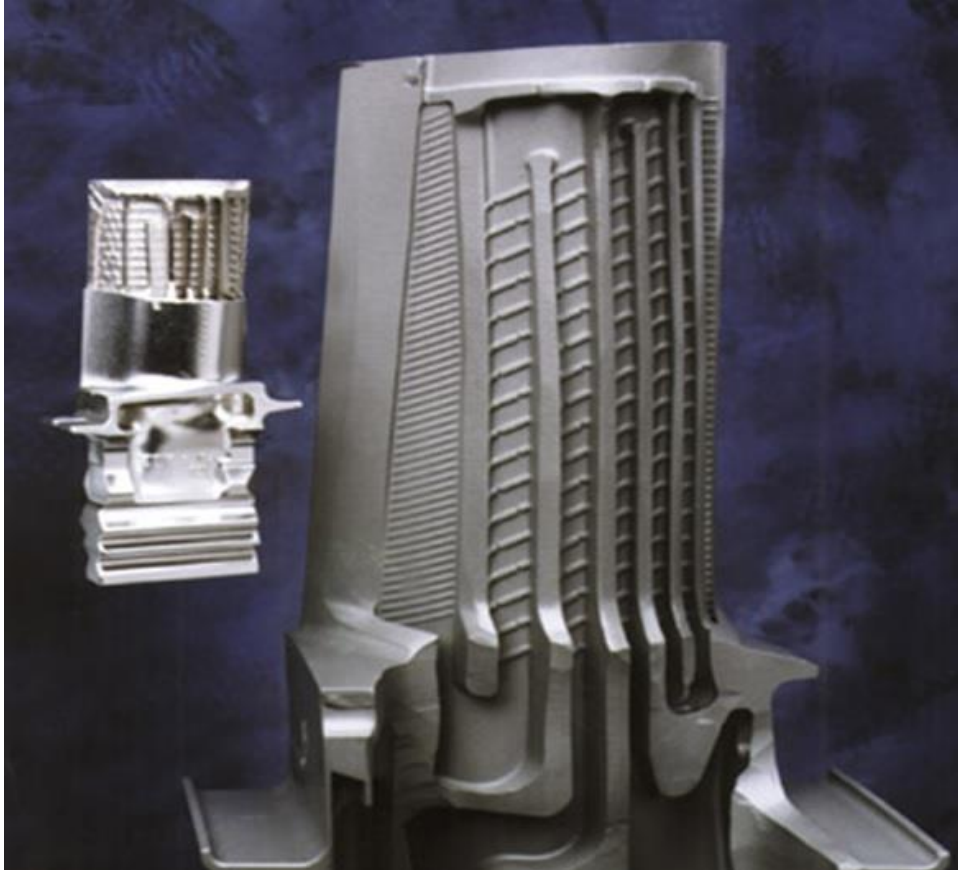
Şekil 3.28. Türbin kanatlarında içten soğutma yöntemleri [62]



Şekil 3.29. GE tarafından üretilen 7FA türbini hava soğutma sistemi

Türbin kanadının içinde yer alan kanallardaki geçen soğutucu akışkan, kanadı soğutmaktadır. Isı geçişini yükseltmek için soğutucu akışkan havasının süratinin yüksek olması beklenmektedir. Türbülans ile yüksek hızlara ulaşıldığından; kanallarda bulunan pin-fin ve çıkıntı şeklinde tanımlanan türbülatorlerle artırılabilir. Bu tür kanatların üretimi çok maliyetli ve üretim teknikleri açısından da oldukça zordur Şekil 3.30.'da görülmektedir. Konveksiyonla soğutmada, türbülans oluşturan bu çıkıntılar soğutma randımanını artıran sistemlerdir. Konveksiyon soğutma yöntemleri aşağıdaki gibidir.

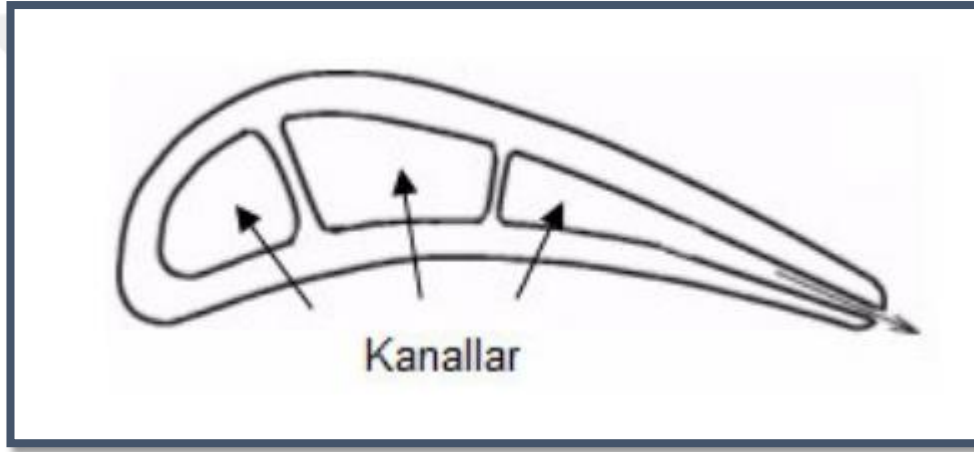
- Kanal Soğutma
- Ribbed-Türbülatörlü Soğutma
- Pin-Fin Soğutma
- Çarpma Jeti Soğutma
- Kapalı Sistem Buhar Soğutma



Şekil 3.30. Konveksiyonel soğutma tipleri

3.2.1. Kanal soğutma

Türbin kanadının içinde olacak şekilde dizayn edilmiş kanallarda soğutma akışkanı kanat iç çeperlerini soğutması prensibine dayalı bir yöntemdir. Bu metod türbin kanatlarındaki ilk uygulanmış metottur. Kanal, çeperlerinin düz ve kanallarının tek geçişe sahip bir tasarımı vardır. İmalat teknolojisindeki gelişmeler çoklu geçiş kanalları şeklinde tasarlanmaya mümkün bir hale getirmiş ve böylece kanatlarda hedeflenen soğutmanın verim artışı elde edilmiştir. Kanatlar içerisindeki kanallara ait kesit, Şekil 3.31.'de görülmektedir [63].



Şekil 3.318. Kanal Soğutma [63]

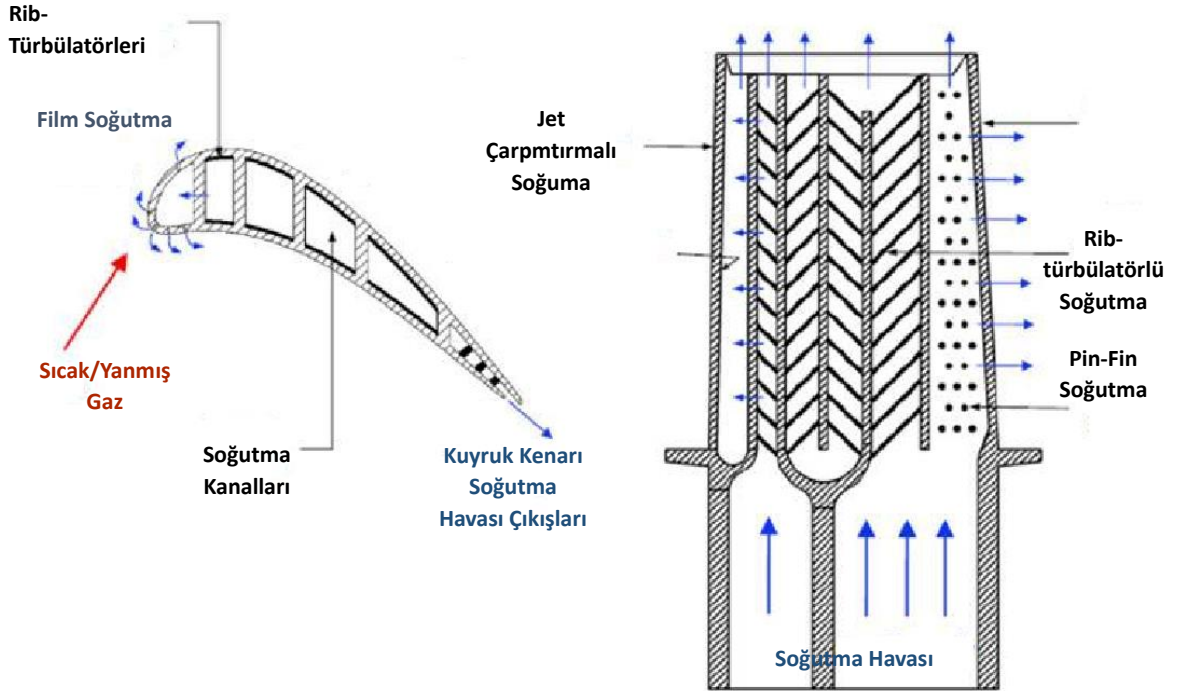
3.2.2. Ribbed – türbülantörlü soğutma

Bu tip soğutma uygulamalarında kanat geçiş boşluklarında bir türbülans yaratılarak soğutma ve ısı geçişinde bir artışı beklenmektedir. Türbülans yaratacak çıkıntılı yapı, dökümü sırasında üretimin ve bıçağın bir parçası olarak hazırlanır.

Güncel geliştirilmiş gaz türbin kanatlarında, ardı arda sıralanan türbülans oluşturan çıkıntılar, ısı geçişimi arttırmak adına iç yüzeyden soğutma kanallarında karşılıklı olarak iki çepere yerleştirilmektedir. İç yüzeydeki soğutucu kanallar genellikle küçük dörtgen şeklinde ya da değişik kenar oranları ile kareye benzer kanallar şeklinde tasarlanır. Türbülantörler ile dikdörtgen kanallardaki ısı geçişinin artışı, çıkıntı

türbülötörleri üzerindeki kanalın şekline, çıkıntının boyutuna, gelişinin açısına, biçimine ve Reynolds sayısına göre olmaktadır. Çıkıntı türbülötörleri, basıncın düşmesine neden oldukları gibi genellikle, kanal oranları $\frac{1}{4}$ 'den 4'e kadar farklı oranlarda kanallı soğutucular için kullanılmış çıkıntılar karelerdir. Genellikle çıkıntı yüksekliği, soğutucu kanal hidroliğin çapının %5 ile %10'u arasındadır.

Çıkıntının akışa olan açısı ise yaklaşık olarak 30 ile 60 derece arasında olmaktadır. Çıkıntı aralığı ile çıkıntı yüksekliğinin oranı %5 ile %15 arasındadır. Genellikle, yüksekliği fazla olmayan çıkıntılardır, fazla Reynold sayılı akışlar ile ısı geçişi artması verimli olmasına rağmen, basıncın düşmesi Reynold sayısı ile artmaktadır. Örnek olarak, Re sayısı yaklaşık olarak 3.500, çıkıntı yüksekliğinin kanaldaki hidroliğin çapına olan oranı %6.35, çıkıntının aralığın yüksekliğine oranı ise 10 ve 45, o çıkıntı açısı olan kare kanalda beş kat basınç düşmesi sonucu ısı transferi yaklaşık olarak üç katına kadar arttırabilmektedir. V ve delta şeklinde olan çıkıntılar, basınç düşümü adına geometrik olarak açılı çıkıntıdan daha iyi ısı transfer performansı sağlamaktadır.



Şekil 3.9. Ribbed-türbülötürlü soğutma

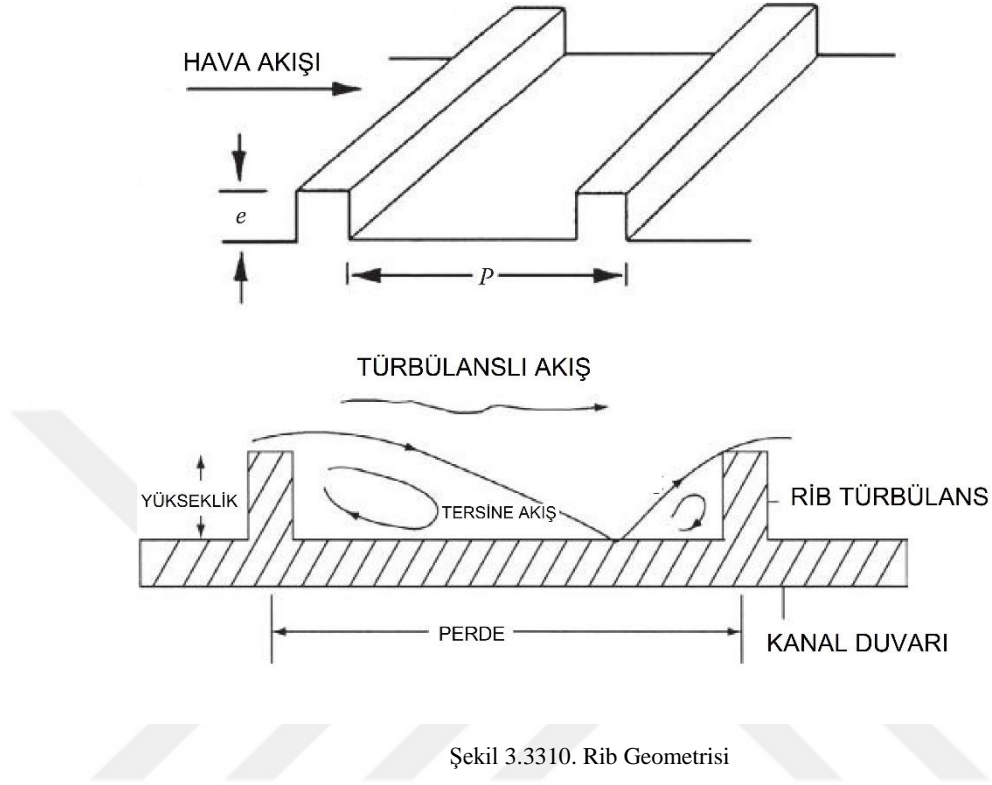
Bunun yanı sıra, basınç düşümü, soğutma dizaynı konusunda kayda değer bir durum söz konusu olmaz ise, daha fazla ısı transferi artışı oluşturmak adına çıkıntının yüksekliğinin kanalın hidrolik çapına olan oranı için daha büyük bir çıkıntı kullanılabilir. Çıkıntılar, üstünden geçen akışta ayrılmalara sebep olmakta ve çıkıntılar arasında ki akış tekrar birleşmektedir. Bu durum sınır tabakasında bozulmalara ve ısı transferinin artışına öncülük etmektedir. Ayrılma ve birleşme, akışın türbülansını arttırmakta ve akışın ortasında yer alan soğutucu ile çeperin kenarında ki soğutucu akışlar birbirine karışmaktadır. Her bir çıkıntı sonrası birleşme, yeni bir ince sınır tabakasında başlar.

Kullanılan soğutma tekniğine bağlı olarak, bir türbin rotor kanadında üç ana dahili soğutma bölgesi vardır. Hücum kenarı çarpmalı jet yöntemi ile soğutulur, kuyruk kenarları ise pinfin yöntemi ile soğutulur ve orta kısım ise pürüzlendirilmiş ribli soğutucu geçişleri ile soğutulur. Gelişmiş gaz türbin kanatlarında, ısı transferini arttırmak için tekrarlanan rib türbülans hızlandırıcıları dahili soğutma kanallarının karşılıklı iki duvarına dökülür. Termal enerji, türbin kanatlarının dış basınç ve emme yüzeylerinden iç bölgelere iletilir ve bu ısı dahili soğutma ile çıkarılır. Laboratuvarlarda, iç soğutma kanalları çoğunlukla farklı en boy oranlarına sahip kısa dikdörtgen veya kare kanallar olarak modellenmiştir.

Han (1984), sabit oluklu bir kanaldaki ısı transfer performansının öncelikle kanal en boy oranına, oluk konfigürasyonuna ve akış Reynolds sayısına bağlı olduğunu belirlemiştir. Riblerin neden olduğu akış ayrımı ile ısı aktarımını artırma yöntemlerini anlamak için birçok temel çalışma yapılmıştır. Genel olarak, deneysel çalışmalar için kullanılan ribler, kanal hidrolik çapının % 5-10'unun tipik nispeten rib yüksekliği ve 7/15 arasında değişen p/e oranı ile enine kesitte kare şeklindedir.

Rib kanalı karakterize eden spesifik konfigürasyonlar, rib yüksekliği, hücum açısı gibi geometrik özellikleri içerir. Şekil 3.33.'de riblerin geometrik özellikleri için yaygın olarak kullanılan terminolojiyi göstermektedir. Rib yüksekliği e olarak gösterilir ve rib'ten rib'e olan aralık P olarak adlandırılır. Yüzeyde oluşturulan riblerin geçtiği akış şeması da görülmektedir. Riblerin üstünde başka bir ayırma bölgesinin de

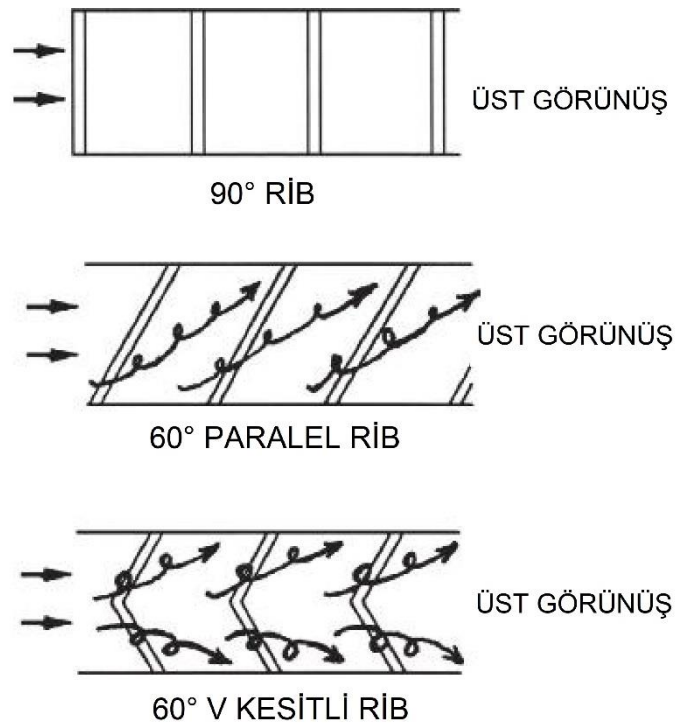
olabilmektedir. Bu akış ayrımları sınır tabakasını, ısı transfer yüzeyine yeniden bağlar, böylece ısı geçiş katsayısını artırır [64].



Şekil 3.3310. Rib Geometrisi

Şekil 3.34.'de ise, 30° ila 90° arasında değişen rib açısına sahip dikdörtgen bir kanal ($W/H=2$) için Nusselt sayı oranlarını göstermektedir. Dikdörtgen kanallarda, akış yönünden ortalama Nusselt sayı oranı $\alpha = 90^\circ$ için kare kanaldakine benzer şekilde dağıtılır.

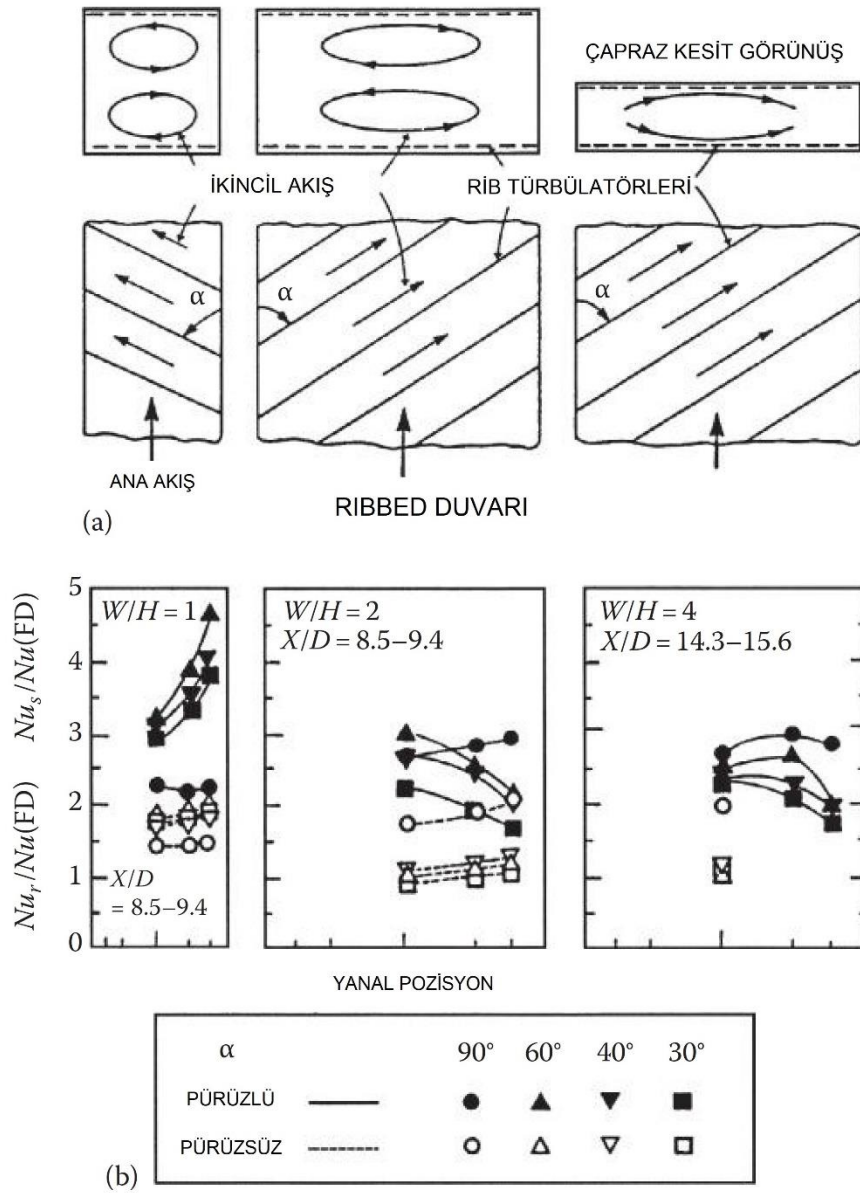
Açılı riblerde, yani $\alpha = 60^\circ$, 45° ve 30° olan ribler, rib eksenleri boyunca soldan sağa doğru hareket eden ikincil bir akış oluşturmak üzere yönlendirilir. $W / H = 4$ için benzer sonuçlar elde edilir.



Şekil 3.34. Açılı olarak geliştirilen Rib tipleri [64]

Şekil 3.35 ayrıca, 30° ila 90° arasında değişen rib açısına sahip dikdörtgen bir kanal ($W/H=2$) için Nusselt sayı oranlarını göstermektedir. Dikdörtgen kanallarda, akış yönünden ortalama Nusselt sayı oranı $\alpha = 90^\circ$ için kare kanaldakine benzer şekilde dağıtılır.

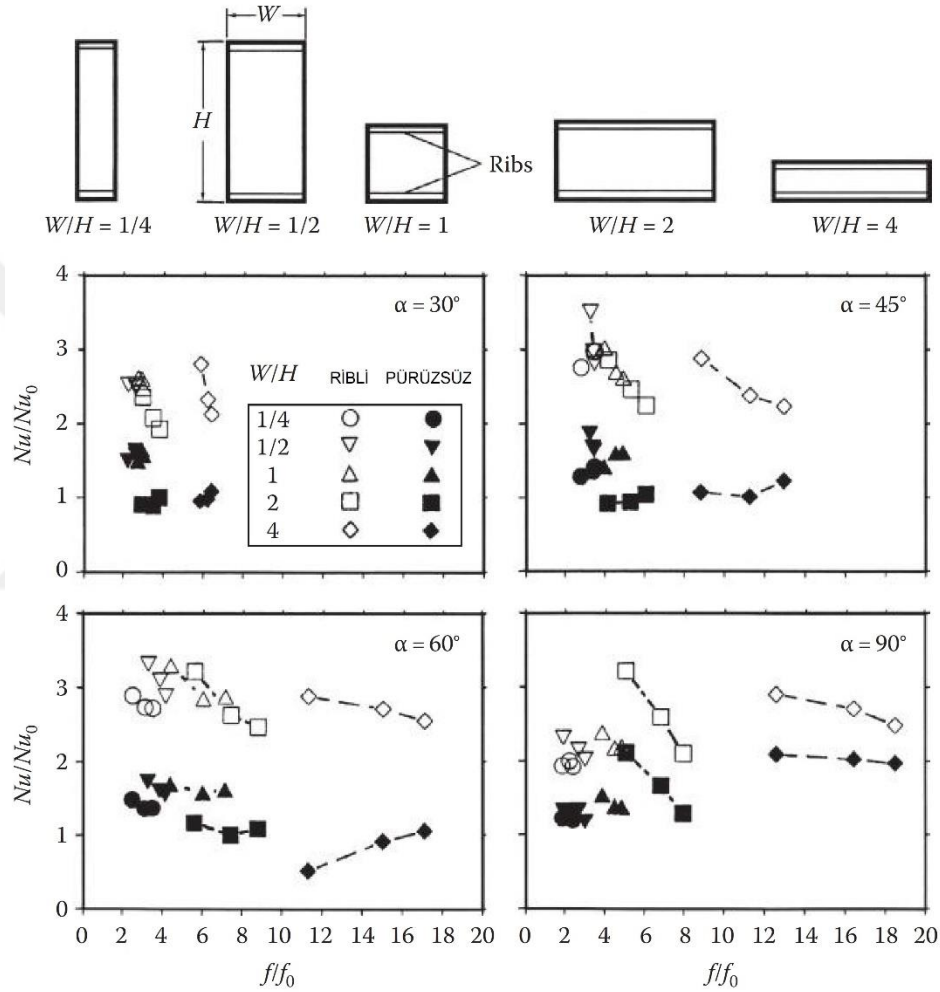
Açılı riblerde, yani $\alpha = 60^\circ$, 45° ve 30° olan ribler, rib eksenleri boyunca soldan sağa doğru hareket eden ikincil bir akış oluşturmak üzere yönlendirilir. $W / H = 4$ için benzer sonuçlar elde edilmiştir [65].



Şekil 3.35. Farklı Rib Açılarının Nusselt Sayısına Etkisi [65]

Şekil 3.36'de ise, belirli rib açıları için kanal en-boy oranının ısı transferi artışı ve basınç düşmesi üzerindeki etkisini göstermektedir. 60° açılı ribler için, ribli taraf ısı transferi artışları önemli ölçüde değişmez, ancak kanal en boy oranı dardan geniş doğru değiştiğinde basınç düşüşü oranları, 2'den 18 katına kadar önemli ölçüde artar ($1/4 - 4$). 45° ve 90° ribler için de benzer sonuçlar gözlenmektedir.

Dar, en boy oranlı bir kanalın, geniş en boy oranlı bir kanaldan daha iyi bir ısı transfer performansı sağladığı açıktır. Hem ısı transferi artışı hem de basınç düşmesi artışı, dar en boy oranlarında 30° riblere göre nispeten düşüktür. Diğer riblere kıyasla sürtünme faktörü, geniş en boy oranlı bir kanalda ($W / H = 4$) 30° ribler için önemli ölçüde düşüktür ve ısı transfer katsayısı, diğer açılı riblerle karşılaştırılabilir [66].

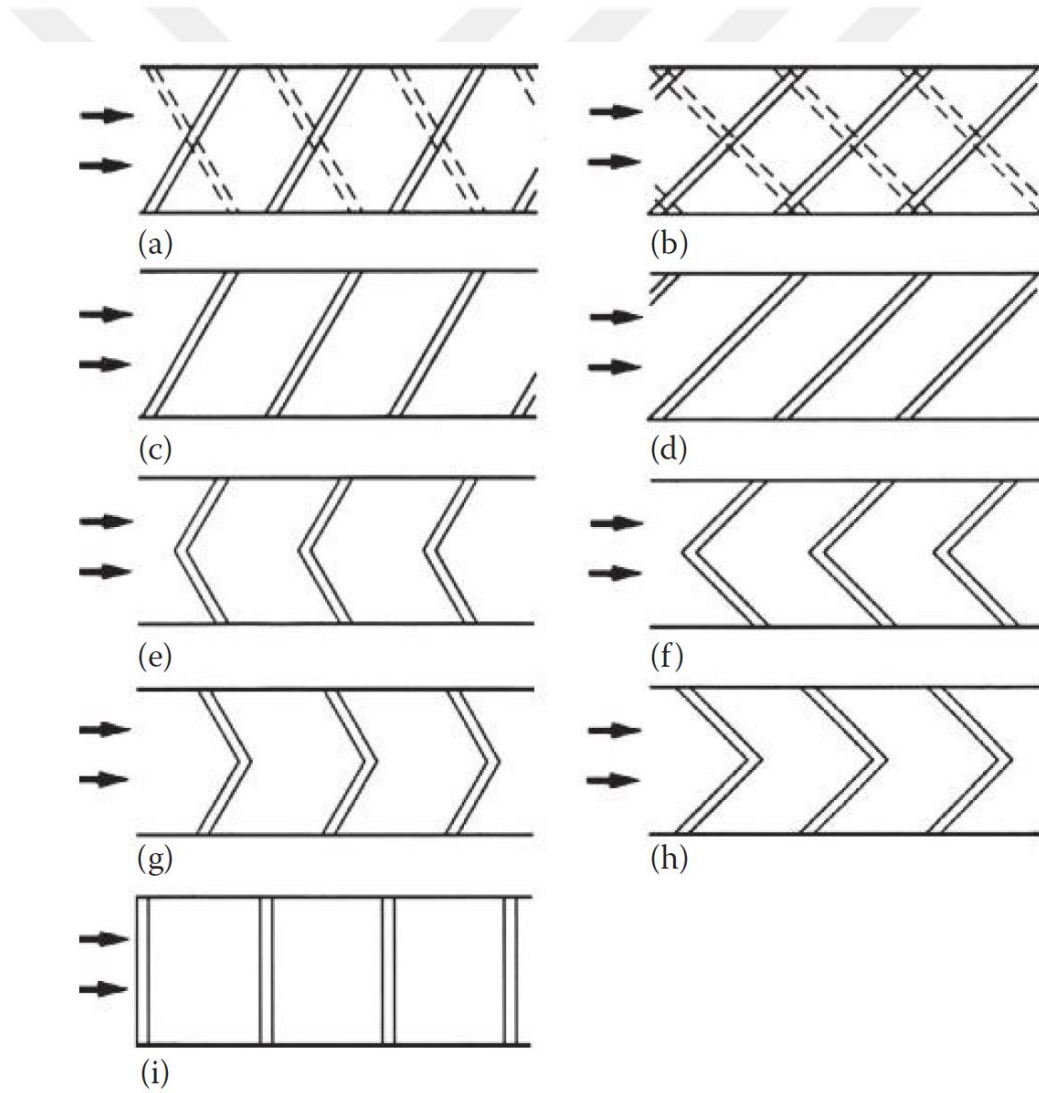


Şekil 3.36 Rib en boy oranının ısı transfer performansına etkisi [66]

Dik olarak yerleştirilen ribler, düz olanlara kıyasla ısı transferini katsayısını artırır ve akış yönüne bir açıyla yerleştirilen riblerin, ribli kanalların ısı transfer performansını daha da artırabileceği gösterilmiştir. Bu bölümde, açılı rib konseptinin bazı çeşitlerini veya türevlerini inceleyeceğiz.

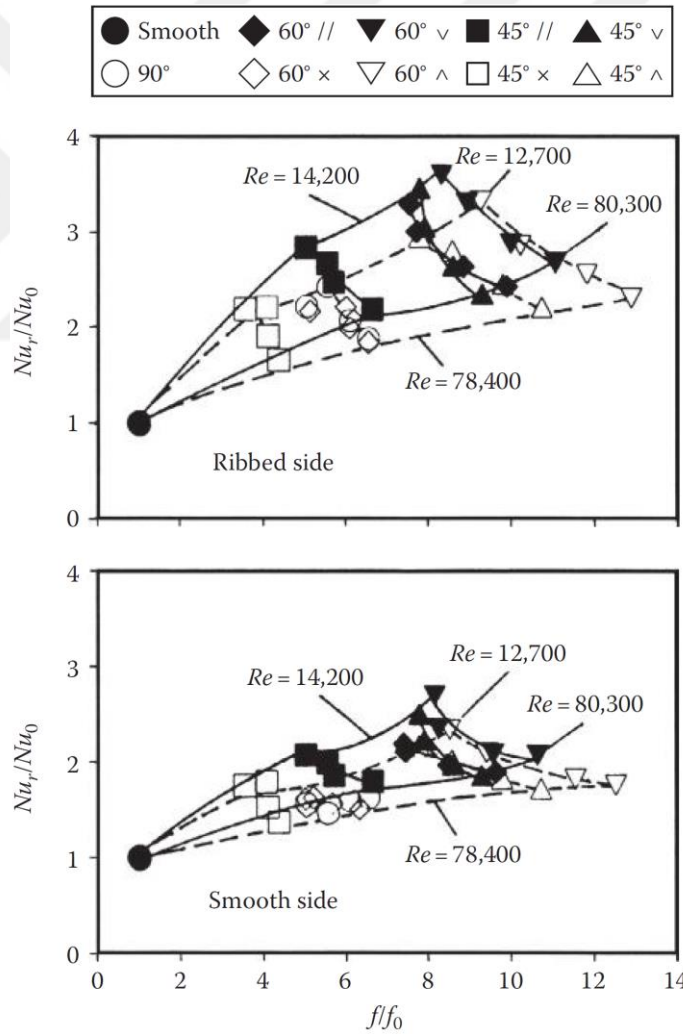
Han ve arkadaşları (1991), farklı yüksek performanslı rib konfigürasyonları ile ısı transferinde arttırmayı amaçlamışlar ve buna bağlı yeni tasarımların performanslarını incelemişlerdir. Şekil 3.37.'de incelenen rib türlerini göstermektedir ve Şekil 3.38.'de ısı transfer performansını gösterir.

İncelenen Reynolds sayıları aralığı boyunca 90° , 60° ve 45° ribler için sürtünme faktörü oranlarına karşı hem ribli hem de pürüzsüz tarafların Nusselt sayı oranları çizilmiştir. Sonuçlar, Nusselt oranının azaldığını, ancak artan Reynolds sayısı ile sürtünme faktörünün arttığını göstermektedir. Bu durum, ısı transfer performansındaki iyileşmenin, artan Reynolds sayısı ile azaldığı anlamına gelir [67].



Şekil 3.37 Farklı açılardaki rib konfigürasyonları [67]

Bu sonuçlar ayrıca, genel olarak, bir rib konfigürasyonu ile Nusselt sayısı oranındaki artışa, artan sürtünme faktörü oranının eşlik ettiğini göstermektedir. 60°, V-şekilli rib, ribli taraf ısı transferi geliştirmenin 2.7–3.5 katı ve basınç düşümünün 8-11 katıdır. Oysa 60°'lik çapraz rib, oluklu olarak tasarlanan ısı transfer artırımının 1.8-2.2 katı, basınç düşümü artışının 5-7 katını verir. 90° rib, 60° ve 45° çapraz tasarlanmış rib ile yaklaşık olarak aynı ısı transferi artırımını verir, ancak 45° çapraz rib ile sürtünme faktörü 90° ve 60° çapraz riblerden daha azdır. 60° ters V rib, biraz daha düşük ısı transferi sağlar, ancak 60° V şeklinde tasarlanmış ribden çok daha yüksek basınç düşüşü sağlar. Paralel kaburgalar, karşılık gelen çapraz kaburgalara kıyasla daha yüksek ısı transfer katsayısı gösterir.

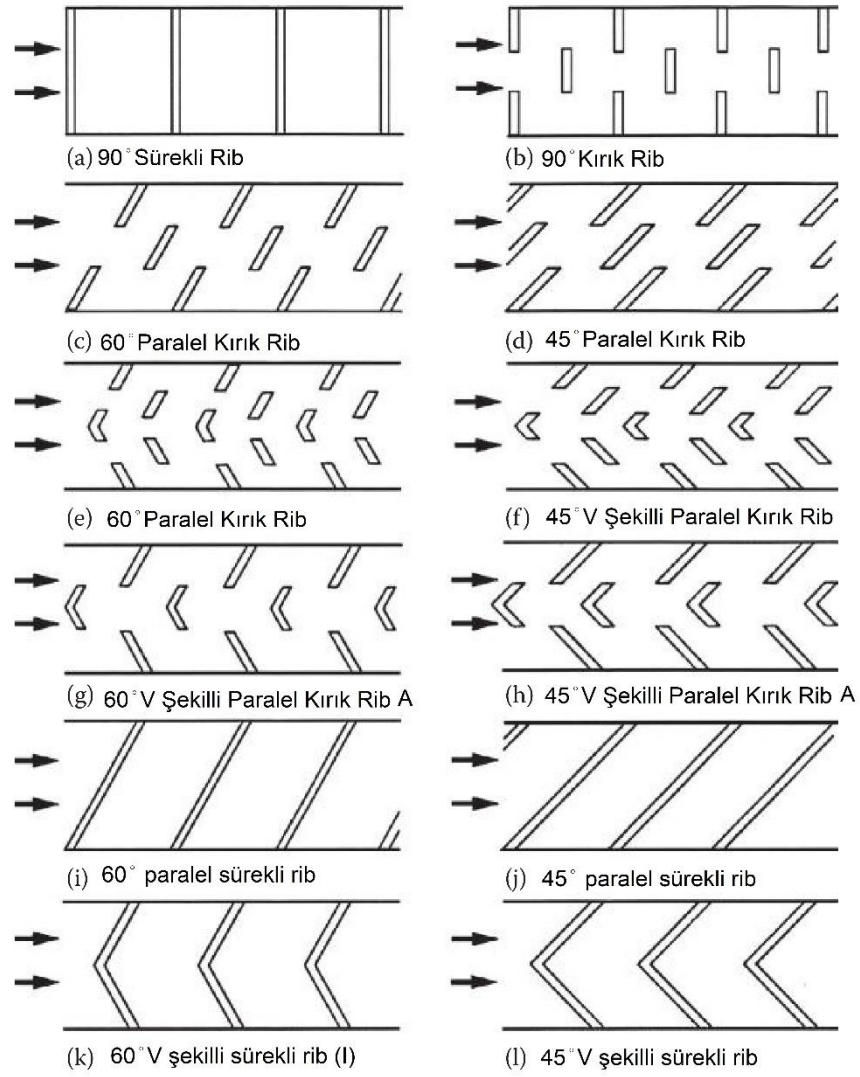


Şekil 3.38 Farklı açılardaki rib konfigürasyonlarının Nusselt sayıları

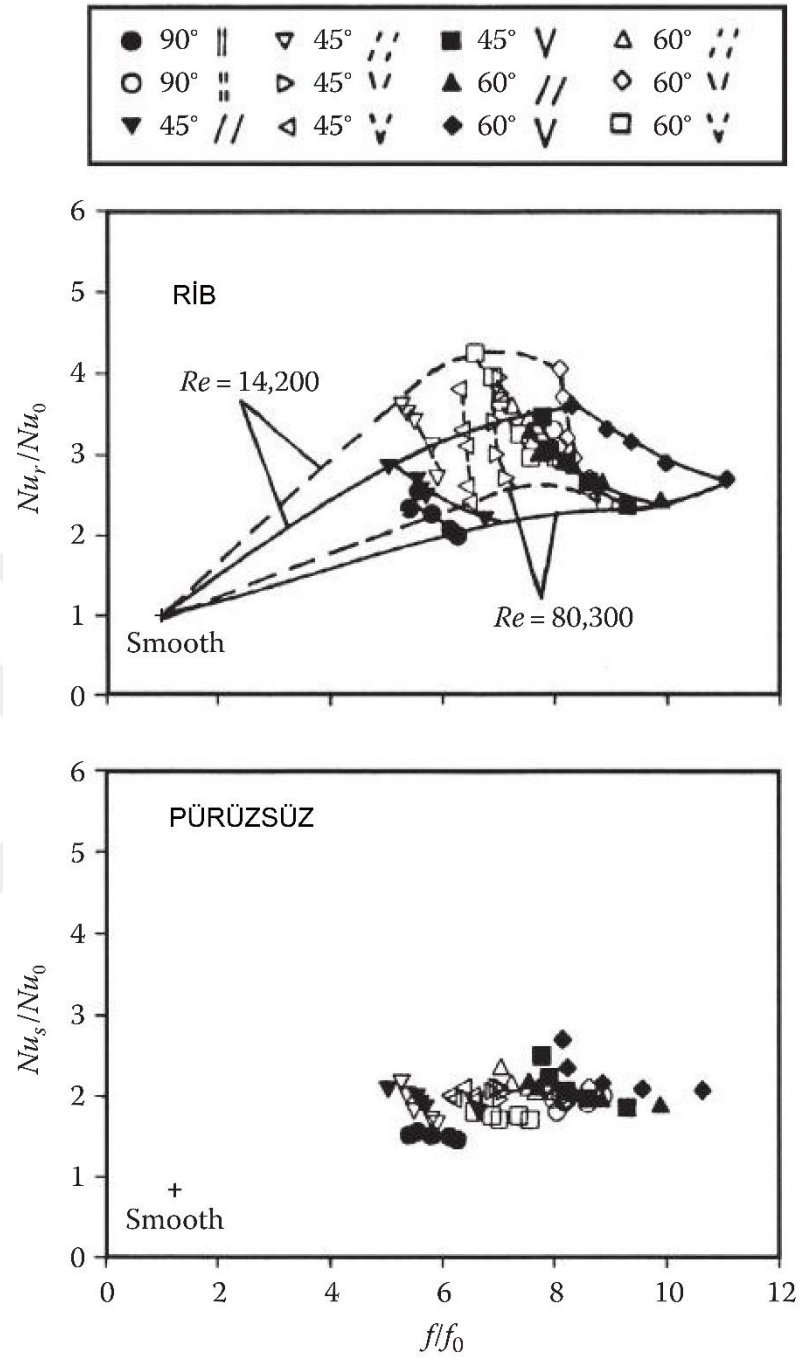
Han ve Zhang (1992) yüksek performanslı kırık tasarımı paralel ve V şeklindeki ribler tasarımları üzerindeki çalışmalar yapmışlardır. Şekil 3.39.'da incelenen farklı rib konfigürasyonlarını göstermektedir. Şekil 3.40. ise 15.000 ile 80.000 arasında değişen Reynolds sayısı aralığında paralel kırık ve V şekilli kırık ribler için, Nusselt sayı oranının, sürtünme faktörü oranına, (ısı transfer performans eğrisi) göstermektedir.

Bu çalışmalarda sürekli paralel ve sürekli V-şekilli riblere ilişkin veriler doğrudan karşılaştırılabilir. Sonuçlar, daha önceden de gözlemlendiği gibi, tüm ribler için Nusselt sayı oranının azaldığını ve artan Reynolds sayısı ile sürtünme faktörü oranının arttığını göstermektedir. 60° ve 45° paralel kırık ribler ve ya V şekilli kırık ribler için ribli tarafa ait Nusselt sayı oranları, karşılık gelen 60° ve 45° paralel sürekli riblerden veya V şekilli sürekli riblerden çok daha yüksektir.

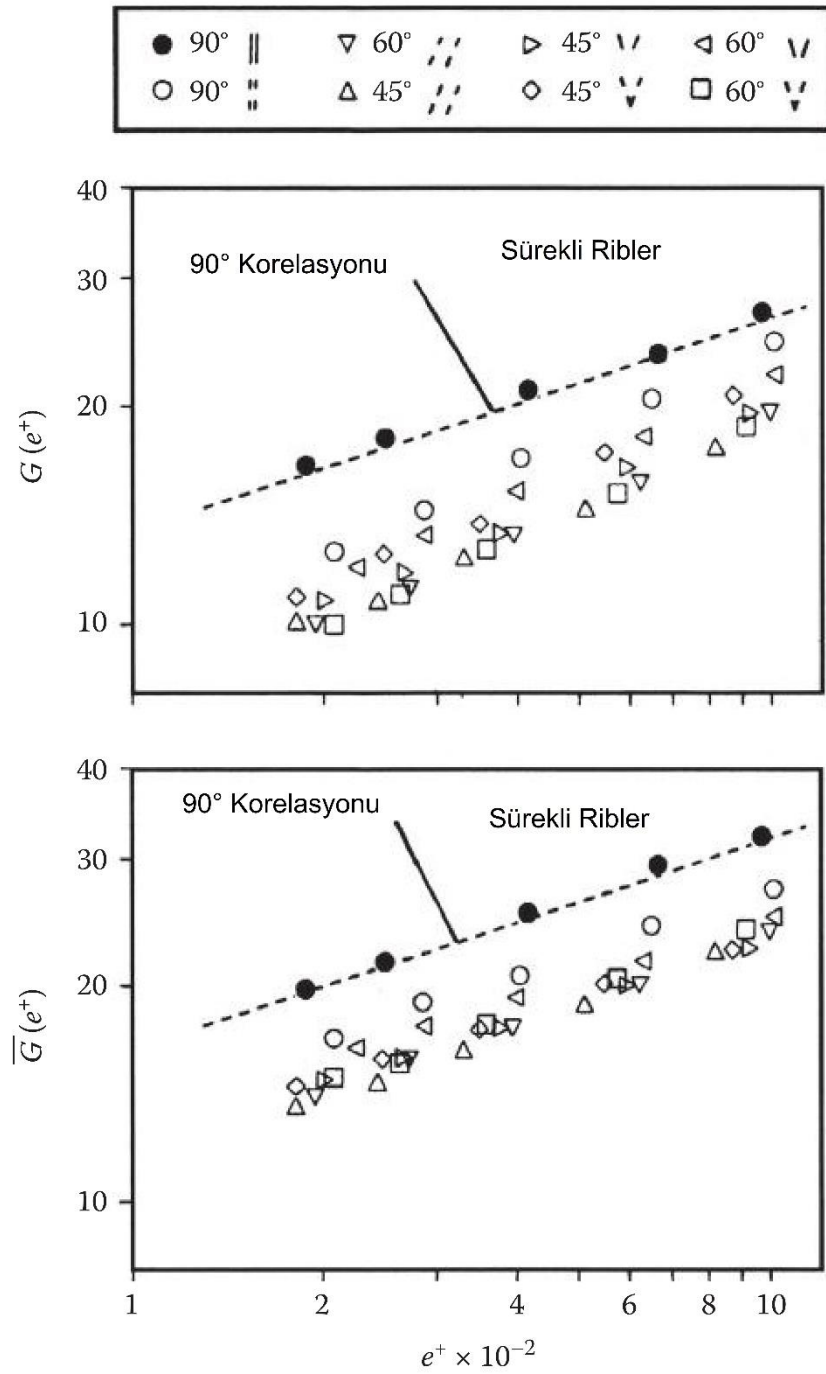
Bununla birlikte, sürtünme faktörü oranları, kırık ve sürekli rib konfigürasyonları için birbiriyle karşılaştırılabilir. 60 ° ve 45 ° paralel kırık ribler veya V-şekilli kırık ribler, 60 ° V-şekilli kırık riblerin en iyi olduğu ısı transferi artırımı ve basınç düşüşü artışının benzer özelliklerini temsil eder. Öte yandan, 60 ° ve 45 ° paralel sürekli ribler, V şekilli ribler ve 90 ° kırık ribler, 60 ° V şekilli sürekli olanların en yüksek olduğu aynı ısı transfer özelliklerine sahiptir [68].



Şekil 3.39 Paralel, Sürekli, Kırık ve V Şekilli Ribler [68]



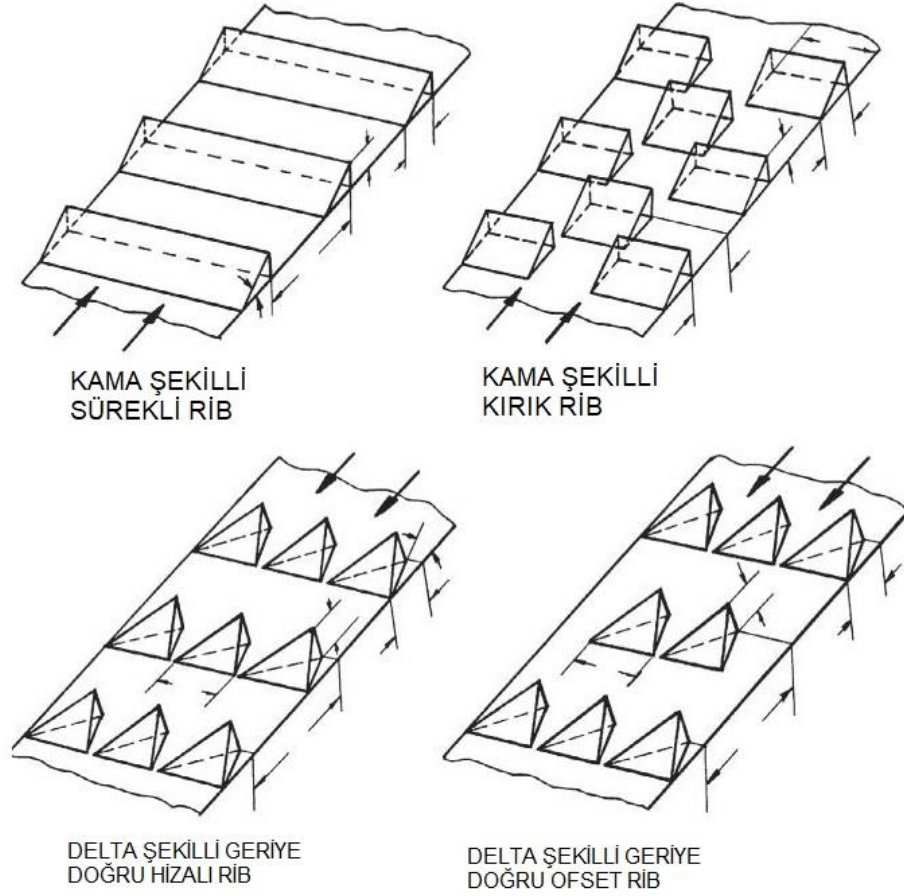
Şekil 3.40. Kırık ve sürekli ribler arasındaki ısı transfer [68]



Şekil 3.41. Kırık ribler için ısı transferi korelasyonu

Kırık riblerin yukarıda naltılan bir başka iki türü de kama şeklinde ve delta şeklindeki riblerdir. Şekil 3.42.'de delta şeklindeki riblerle birlikte sürekli ve kırık kama şeklindeki ribleri göstermektedir. Bu ribler tasarıma göre ileri veya geri pozisyonda olacak şekilde hizalanabilir; Han ve diğ. (1993) bu özel rib tasarımlarını incelemiştir. Bu ısı transferi geliştirme mekanizmaları, oluklu kanalın ve pin fin

soğutma kanallarının avantajlarını birleştirmektedir. Kırık rib olarak adlandırılan izole edilmiş üç boyutlu çıkıntılar sınır tabakasını bozar ve akışta çıkıntı yapan pin finler gibi bir etki yaratır [69].

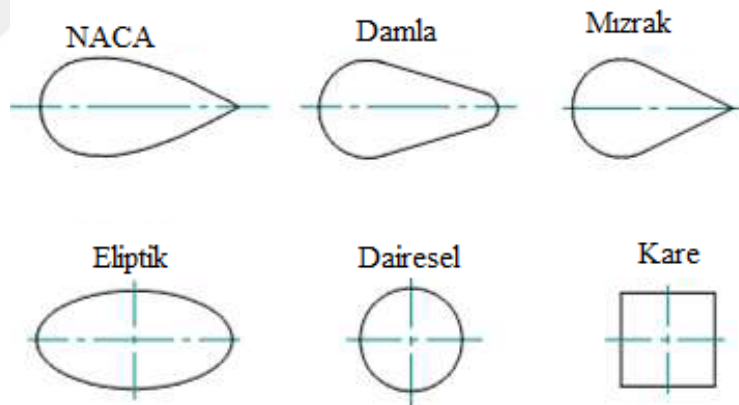


Şekil 3.42 Kama ve delta şeklindeki ribler [69]

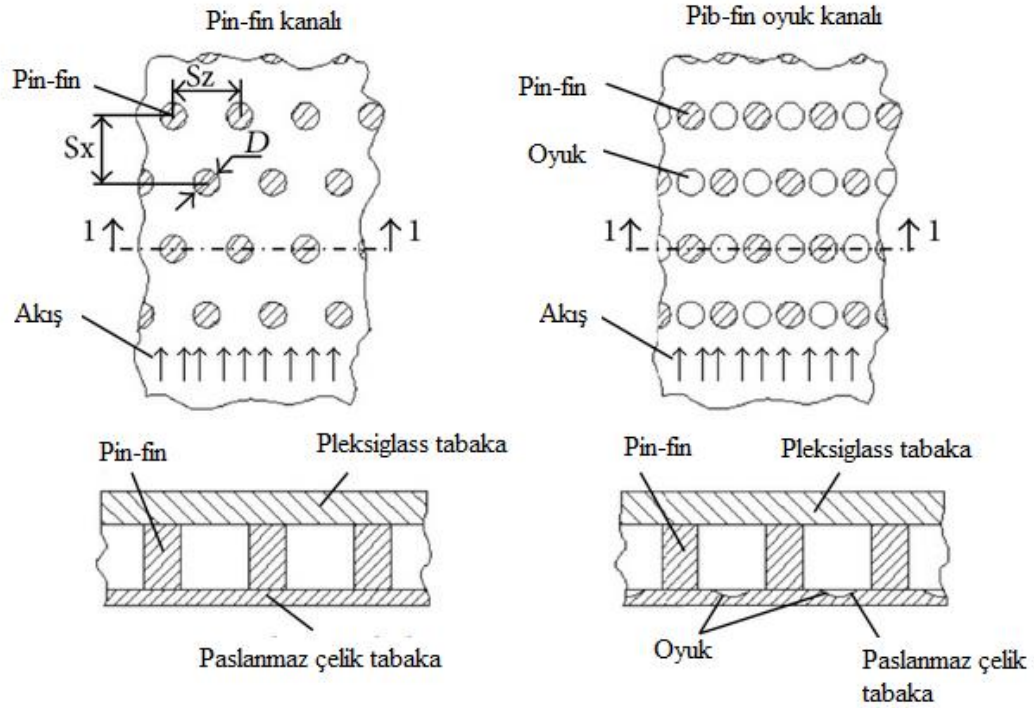
3.2.3. Pin-fin soğutma

Üretim sınırlanmasından dolayı kanat kenarlarında çok dar kesitlerin soğutulması kanat gövde kısmına göre daha zor olmaktadır. Bu tip dar kesitli bölgelerin ısı transferini arttırabilmek için ise pin-fin yöntemi kullanılmaktadır. Pin-Fin'ler yüksekliklerinin çapa oranı $\frac{1}{2}$ ve ya 4 arasında pine sahip türbin soğutmalarında kullanılmaktadır.

Pinler arasından geçen gazlar ayrışarak ısı tranferini arttırır ve soğuma gerçeklemiş olur. Pin şekli ve boyutu doğrudan soğutmayı etkilediği için dikkat edilmesi gereken en önemli dizayn parametreleri de bunlardır. Şekil 3.43.'de tipik pin şekilleri gösterilmiş olup şematik kesit Şekil 3.44.'de verilmiştir. Kanat içerisindeki pinler ya da silindir dizisinden soğutucu akışkan geçtiğinde ısı kanattan uzaklaşmaktadır [70].



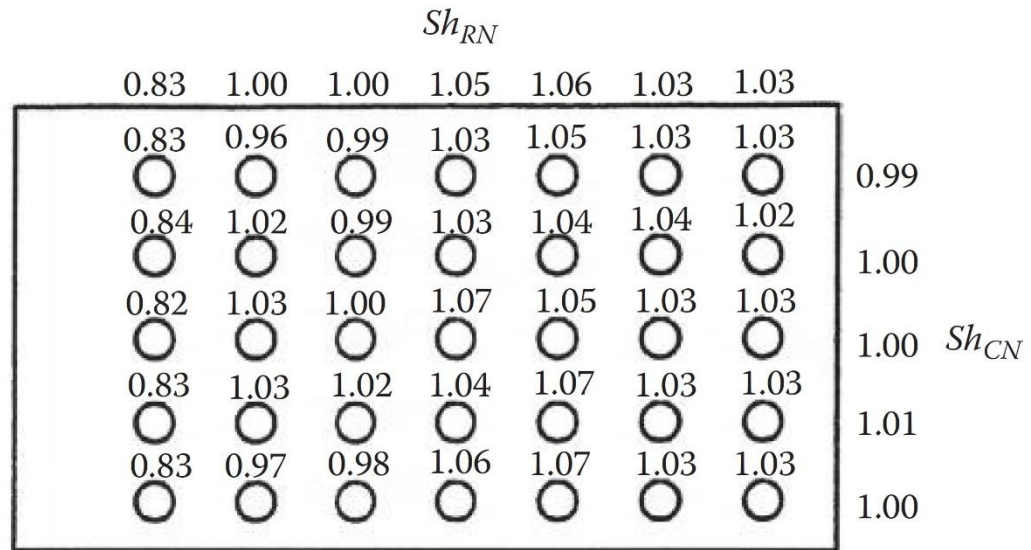
Şekil 3.43. Pin Fin KesitYüzeyleri [71]



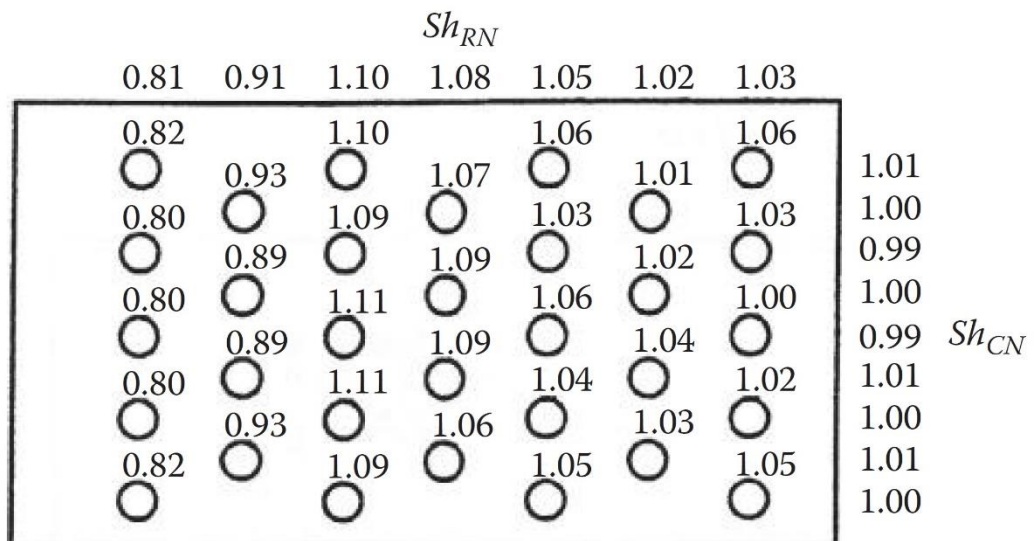
Şekil 3.11 Pin-Fin kesit şemaları [72]

3.2.3.1. Pin-Fin soğutmada pinlerin yerleşimi ve geometrisi

Tek bir pin bölgesinde kütle ve ısı transferini arttırabilmesine rağmen bir çok soğutma uygulaması, ısı transferini geliştirebilmek için geniş bir alana ihtiyaç duyar, bu nedenle bir bir dizi oluştururken pinleri dağıtarak kaplamak için pin kanatçıkları kullanılır. Belli başlı en çok kullanılan iki ortak dizi yapısı vardır. Şekil 3.45.'te iki dizi konfigürasyonu görülmektedir. Biri satırdaki dizidir, diğeri basamaklı dizidir. Şekil 3.46.'da ise iki dizi konfigürasyonu için pim yüzeyi ve uç duvar ısı transferlerini göstermektedir [73].

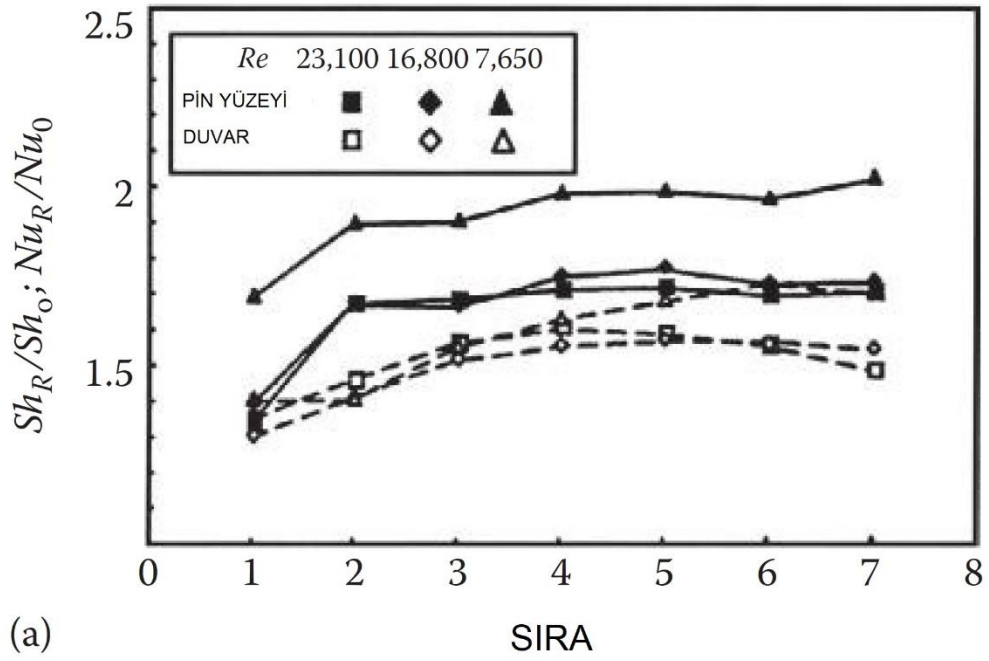


(a)

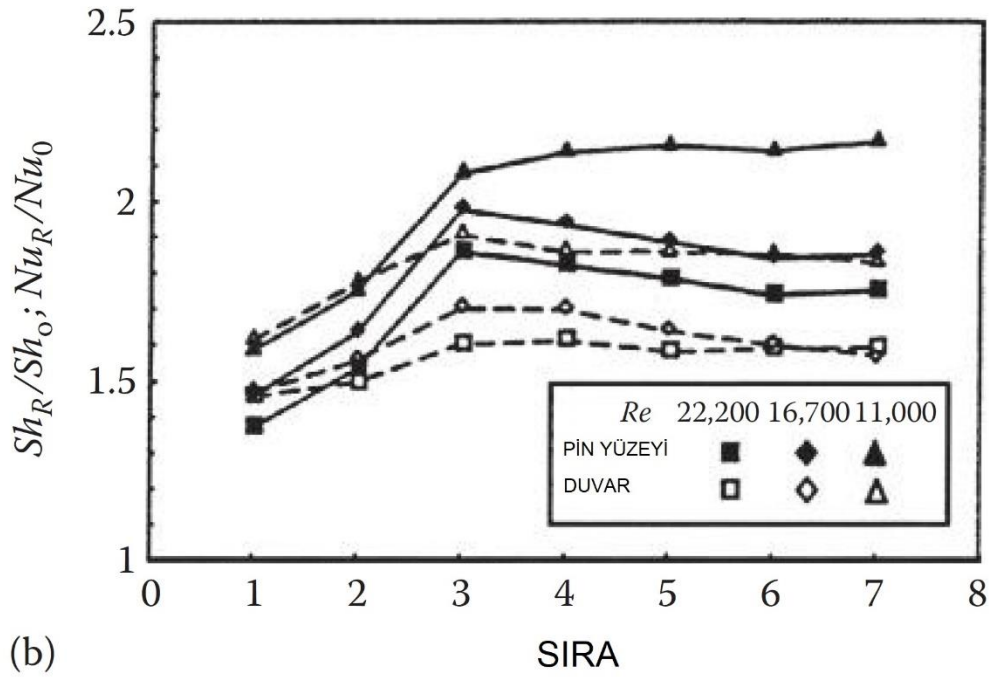


(b)

Şekil 3.45 Farklı Pin-Fin kesit şemaları [73]



(a)

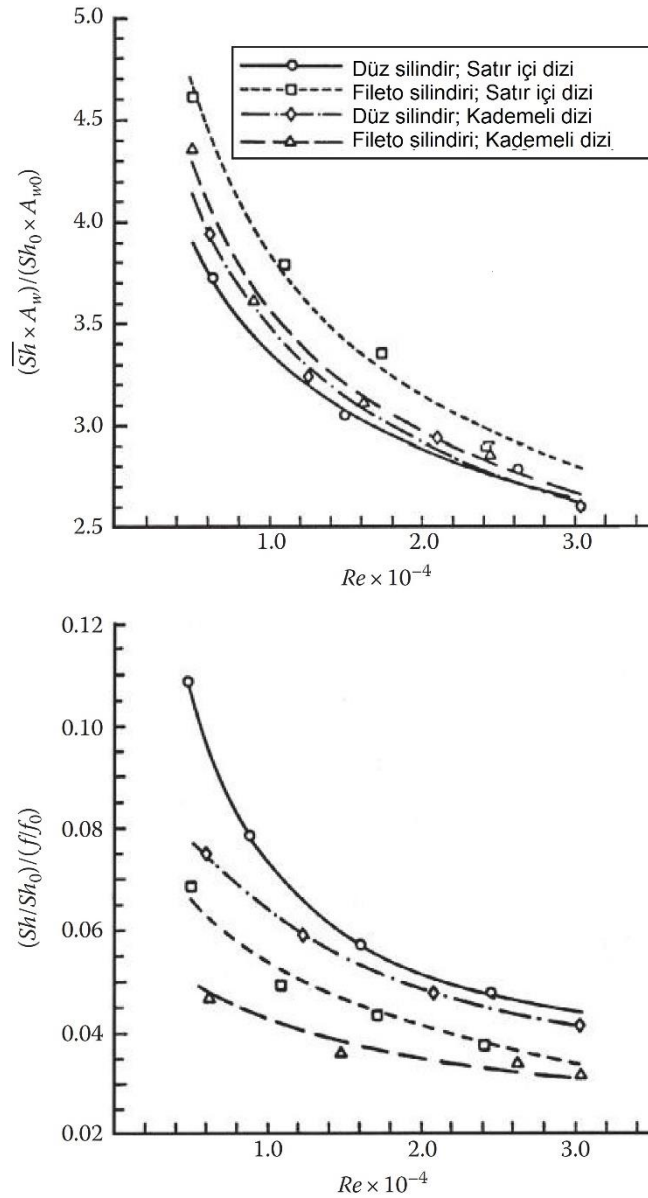


(b)

Şekil 3.46 Farklı konfigürasyonların ısı transferleri

Pin fin soğutma yönteminin geliştirilmesi yönündeki çalışmalar göstermiştir ki, pin tabanındaki yarıçapının ısı transferini önemli ölçüde arttırdığı tespit edilmiştir. En çok incelenen pin şekli ise düz silindirlere.

Bununla birlikte döküm gibi imalat yöntemleri mükemmel yüzeylere ve şekle sahip pinler yapamaz, bu da ısı transfer performansını doğrudan etkileyen faktörlerdendir. Chyu (1990) silindirik pinin tabanında fileto etkisi adı verilen durumu incelemiştir. Tabanı radyuslu ve radyussuz sıralı ve kademeli dizileri incelemiş, kademeli düz silindirler, en iyi performansı verdiği görülmüştür. Fileto etkisi kademeli bir dizideki ısı ve kütle aktarım performansını önemli ölçüde azaltır [74].

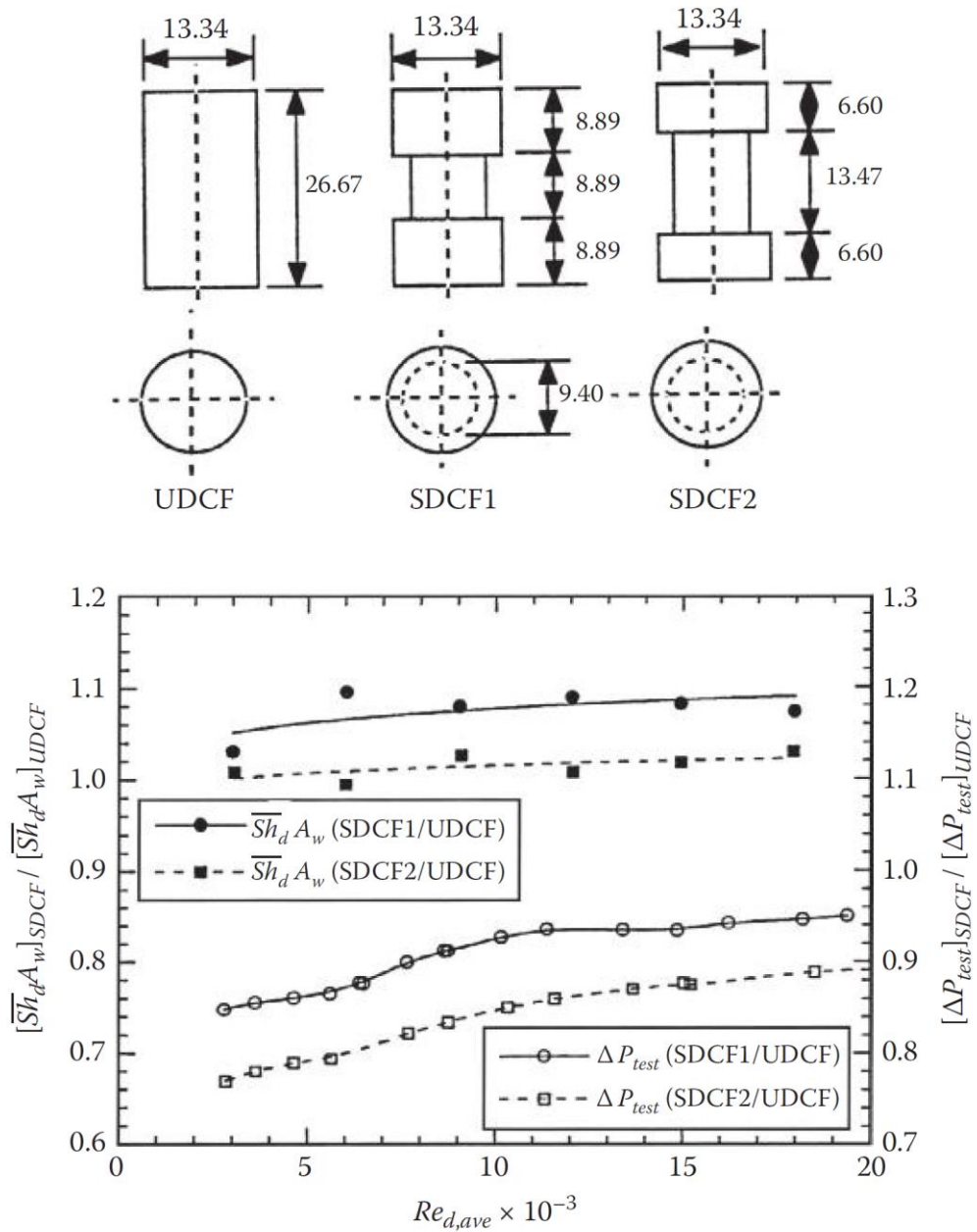


Şekil 3.47 Farklı pin tiplerine ait performans eğrileri [74]

Şekil 3.48 pin kanatçıkları ile elde edilen toplam kütle aktarımındaki artışı göstermektedir. Tüm muhafaza yüzeylerinin ve pin yüzeylerinin dahil edildiği toplam kütle transferi hesaplanır. Hem satır içi hemde kademeli diziler ile düz ve radyus silindirleri için sonuçlar bulunmaktadır. Kademeli olarak dizilen düz silindirler en iyi performansı verir, bunu ardından radyus silindirleri izler. Isı transferi toplam yüzeyindeki artış, Reynolds sayısının artması, düz silindirlerden fileto silindiri dizisindeki ısı transfer katsayısındaki bu artış, silindirik pinlerin tabanına fileto eklenmesi ile elde edilen artıştan kaynaklı olabilir. Ayrıca Şekil 3.48.'de dört farklı test vakasının performans eğrilerini göstermektedir. Performans, kütle transferi artışının sürtünme faktörü artışına oranı olarak değerlendirilir. Kademeli dizi daha yüksek ısı transfer katsayısı verse de sıralı düz silindirlerin performansı grup arasında en iyisidir [75].

Bu konuda farklı bir deneysel çalışmayı da Goldstein ve ark. (1994) yürütmüştür, yaptıkları çalışmada basamaklı çapların kütle transferi üzerindeki etkisini incelemişler, pinin çapı aksenal olarak değiştirmişlerdir.

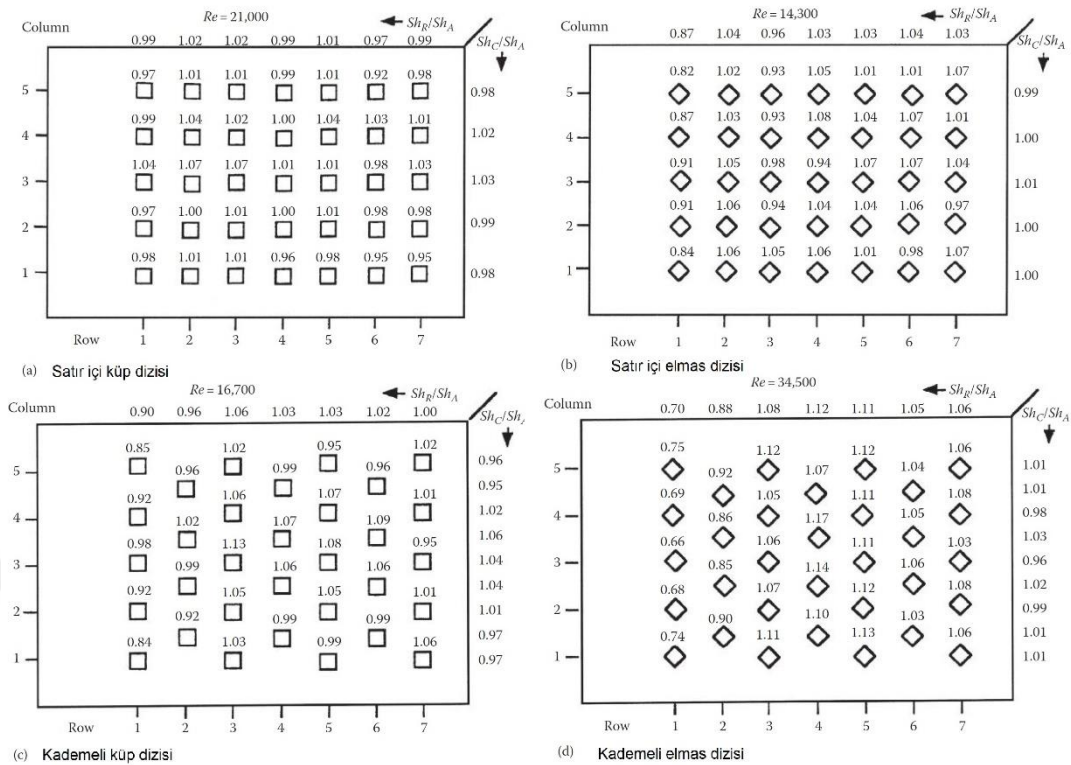
Taban çapı Merkez çaptan daha büyük ve radyussuz olarak imal edildi. Şekil 3.49 da çift kademeli ve farklı çaplı pinlerin kütle transferi geliştirme ve sürtünme faktörü oranı verilmiştir. Elde edilen sonuçlar, yarıçap değiştiğinde kütle aktarımının düz silindir pimi dizisine kıyasla arttığını veya aynı kaldığını göstermetedir. Ancak basınç düşüşü önemli ölçüde azalmıştır. Toplam transfer artışı daha önce de belirtildiği gibi Reynolds sayısı ile artar.



Şekil 3.48 Farklı pim şekilleri için kütle transferi ve basınç kaybının karşılaştırılması [75]

Son dönemde yapılan çalışmalardan bir tanesi de Chyu ve ark (1998) bir yüzeydeki ısı transfer katsayısını arttırmak için küp ve elmas şeklindeki pimleri kullandı. Şekil 3.49.'da ise deney sonrası elde edilen kütle transfer sonuçlarını göstermektedir. Pimlerin şeklini değiştirmek, toplam transfer gelişmesine katkı sağlamaz.

Genel olarak küp şeklindeki pinler elmas şeklindeki pinlerden daha yüksek kütle aktarım katsayıları gösterme eğilimindedir [76].



Şekil 3.49 Farklı pim oryantasyonları için göreceli ısı transferi [76]

3.2.4. Çarpırmalı jet soğutma

Günümüzde son teknoloji ile üretilen gaz türbinlerinde çeşitli alanların soğutulması için çarpma jetlerin kullanımı oldukça fazladır. Bilhassa yüksek basınç türbinlerinde çarpma jetlerin soğutma verimliliği daha fazladır.

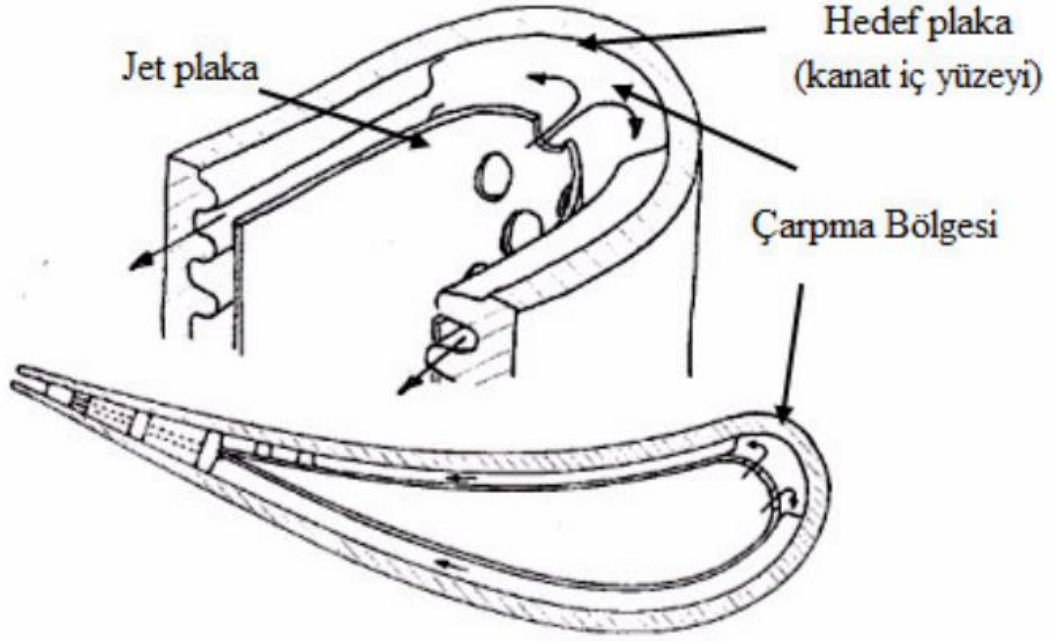
Jet çarpmalı soğutma sistemi olarak da adlandırılan bu tip soğutma uygulamalarında soğutucu hava doğrudan sıcak bölgeye gönderilerek çok etkili bir soğutma elde edilir. Soğutucu ortamı olarak hava veya sıvı olabileceği gibi her iki ortamın kullanımında da bileşen üzerinde soğutucu ince bir ara yüzey oluşturulur.

Soğutma kanat uç ve dış kısımları olup ısıl gerilimlerin en çok olduğu bu bölgelerde uygulanırken, türbinin yüksek hızlı dönüş hareketi daha iç kesimlerin de bu yöntemle soğutulmasını engellemektedir. Jet delik çapı, püskürtme hızı, çıkış sıcaklığı, soğutma geçiş bölgesi ve hedef yüzey geometrisi ısı transferini doğrudan etkilemekte ve bu yüzden dizayn kriterleri olarak dikkat edilmelidir.

Çarpma soğutma özellikle türbin kanadının ön kısmında bölgesel olarak soğutmak adına en verimli yöntemlerdendir. Hava, türbin kanadının içerisindeki merkeze yönelik yönlendirilir ve daha ardından aksel yöne döner ve kanadın iç tarafı üzerine ufak delikler yoluyla çarpar. Gaz türbinin kompresör bölümünden gelen yüksek basınçlı soğutma havası kanat içerisine monte edilmiş delikli plaka üzerindeki deliklerden içeriye doğru hızlıca akmaktadır. Kanadın iç tarafına hava jeti olarak vurmakta ve yüzey soğutulmaktadır Şekil 3.50.'de jet çarptırma soğutma yöntemi ile ilgili çizim görülmektedir.

Hedef plaka, soğutma akışkanının jet şeklinde çarptığı ve soğuttuğu yüzeye denilmektedir, jet plaka ise jet oluşturabilmek için ufak deliklerden oluşan ve kanat içine yerleştirilen plakaya denir. Çarpma jetlerin, türbin kanatlarıyla ve kanat platformlarının düzgün ve kontrollü bir şekilde soğutmasını yapabilmek için muntazam bir şekilde dizilmeleri gerekmektedir. Ancak bu şekilde düzenli çarpma dizileri oluşabilir ve hedef yüzeylere doğru yönlendirilebilir. Hedef plakaya jetlerin vurduğu yerde oluşan akış çok türbülanslı olur ve çok ince yüksek bir ısı transferi katsayısını sağlayan sınır katmanı olur. Yine aynı şekilde kanat platformları da bu yöntem ile soğutulabilir.

Ayrıca yapılan çalışmalar sonucunda tekli jet sisteminin aynı bölge için çoklu jet sisteminden daha iyi olduğunu göstermiş ve çoklu sistemlerde meydana gelen ısı transferinin azaldığı belirlenmiştir [77], [78].



Şekil 3.50. Jet çarpmalı soğutma

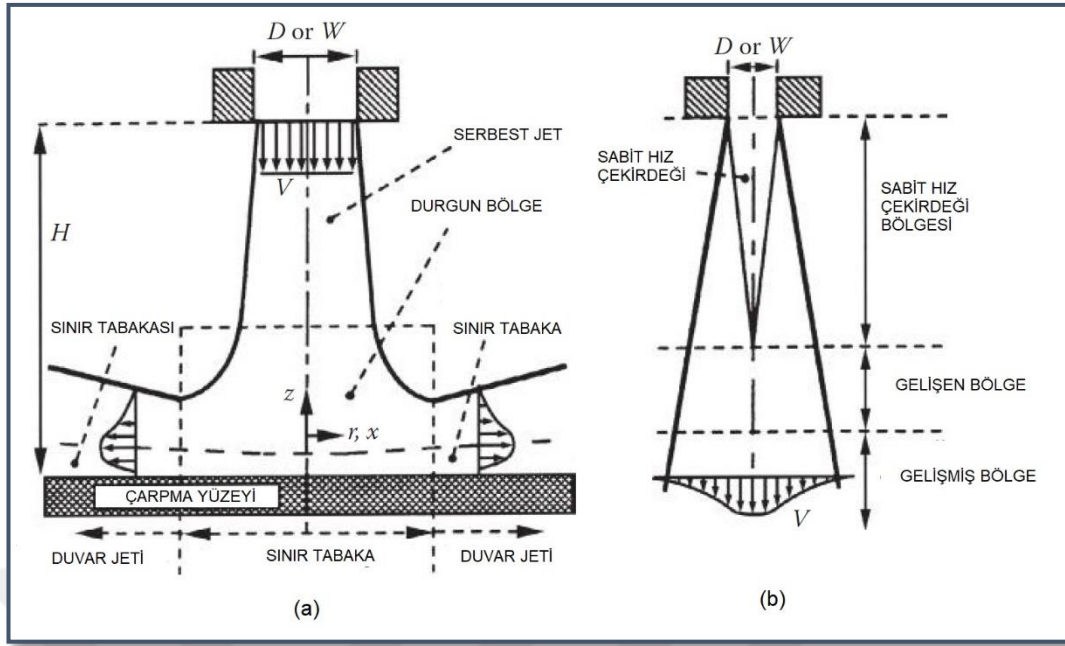
Sınır tabakası ince ve çarpma bölgesinde ve yakınında oldukça türbülanslıdır ve bu nedenle ısı transferi, jet çarpması ile önemli ölçüde artırılabilir. Bir soğutma jeti, ısı transfer yüzeyine çarpan bir delik veya yuvadan çıkan yüksek hızlı bir soğutma akışkan kütlesi olarak tanımlanabilir. Şekil 3.51.'de bir jetin neden olduğu tipik bir yüzey darbesini göstermektedir (Viskanta, 1993). Darbe yerinde bir durgun bölge vardır ve bu durgun bölge, gelişmekte olan sınır tabakaları ile çevrilidir. Konveksiyon etkileri durgun bölgede ihmal edilebilir olsa da (sıfır hız nedeniyle), durgunluk noktası doğal olarak dengesizdir ve bir sınır içinde hareket eder. Dahası, bir soğutma jeti çevresinden önemli ölçüde daha yüksek bir momentuma sahiptir ve çarpışmadan sonra harcanan jet oldukça türbülanslı bir akış oluşturur. Şekil 3.51.'de serbest püskürtme ucunun, nozul çıkışının hemen altında bir durgun bölge yarattığını ve püskürtme ucunun, potansiyel çekirdeğinde nozul çıkış hızını koruduğunu göstermektedir.

Darbe jetlerinin hedef plakaya çarpmadan önce ve sonra akış karakteristikleri temel farklılıklara sahiptir. Sıkışmadan sonra, harcanan jet, bir duvar jetine benzer bir akış oluşturur. Oysa, hedef plakaya çarpmadan önce, bir çarpma jeti serbest jet olarak işlev görür. Açık literatürde, serbest jetlerdeki sürüklenmeyi tartışan temel akışkanlar mekaniği ile ilgili çeşitli makaleler bulunmaktadır. Bradbury (1965) tek bir serbest

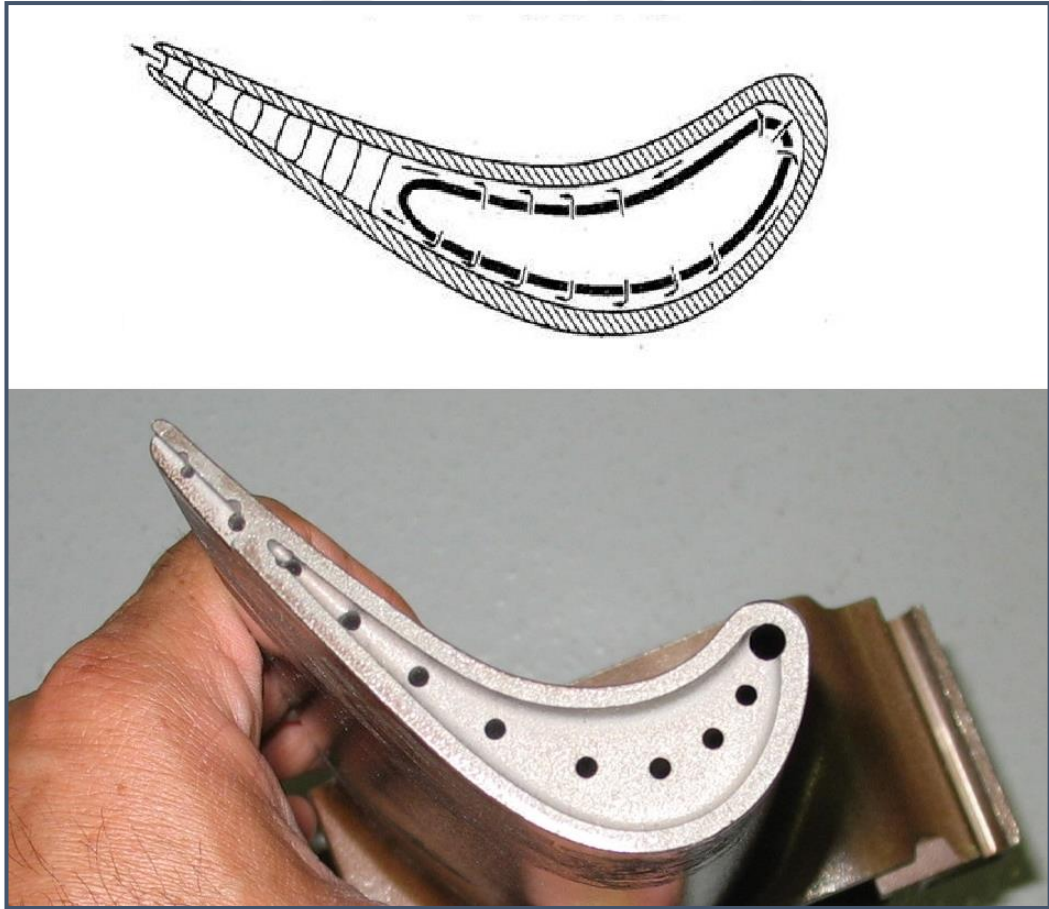
jetin tipik hız dağılımını ve jet eksenel hız bozulmasını sundu. Geliştirilmiş bir jet içindeki eksenel hız merkezdeki en yüksek hızdır ve yavaş yavaş çevresine doğru azalır. Serbest bir jetin hız dağılımı, viskoz bir sınır tabakasındaki hız dağılımından karakteristik olarak farklıdır.

Viskoz bir sınır tabakasının aksine, hız profili bir bükülme noktasına sahiptir. Ölçülen noktanın jet nozulu çıkışından mesafesi arttıkça, jet merkezinin boyutsuz eksenel hızı azalır. İlk bozunma uzak bölgedeki bozunumdan daha hızlıdır. Çekirdekdeki türbülans yoğunluğu önemli ölçüde yüksek olabilir (% 25'e kadar). Yüksek hızda dalgalanma ve yüksek türbülans karışımı ile birlikte yüksek hız, bir jetin ısı transferi geliştirme kapasitesini önemli ölçüde artırır. Ancak, jet sıkışma ile ilgili tasarım kısıtlamaları ve yapısal bütünlük sorunları vardır. Bir jet çarpma etkisi oluşturmak için bir yüzeyin delikli olması gerekir, böylece bu bileşenin mukavemeti zayıflar [79].

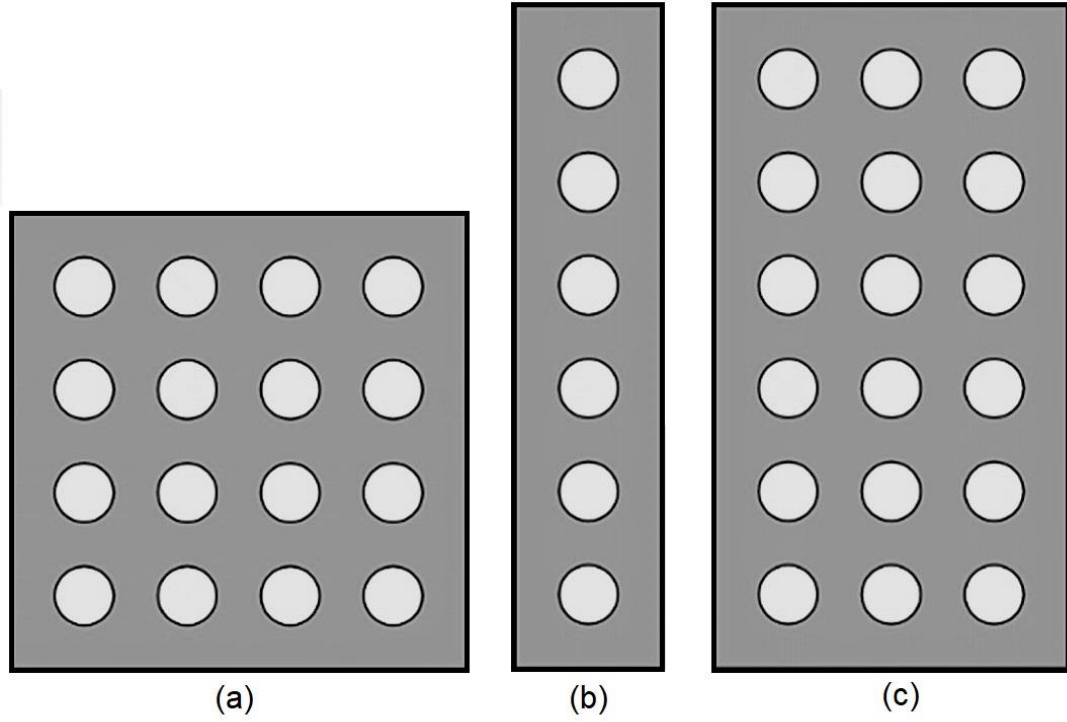
Bir gaz türbini uygulamasında, izole edilmiş tekli bir jet yerine, genellikle birden fazla jet kullanılır. Ayrıca, ayrıntılı jet profili, çoklu jet çarpma ısı transferi çalışmalarında gereksiz olabilir; bunun yerine, toplam basınç düşüşü sağlayan statik basınç dağılımı daha yararlıdır. Bir jet çarpma konfigürasyonunda tipik olarak iki bölme veya bölme vardır. Bu iki oda delikli bir yüzeyle ayrılır. Bu odalardan biri basınçlıdır ve diğeri çarpışma etkilerini yaşar. Bir jet oluşturucu basınçlı bölmenin içindeki basınç, çıkışından daha yüksektir ve basınç gradyanı, yığın akışı boyunca artar. Ve bu gradyan jet deşarjındaki artışla da artar. Bu basınç dağılımı doğrusal değildir ve karakteristik olarak üstel dağılıma benzer. Darbe hedef yüzeyini içeren diğer bölme farklı bir basınç dağılımı gösterir. Basınç değişimi, çarpma haznesinin çıkışının yakınında daha hızlıdır ve kanalın çoğu için çekirdek basıncı nispeten düz kalır.



Şekil 3.51. Tek bir serbest jetin akış profili [80].



Şekil 3.52. Jet çarpmalı soğutma

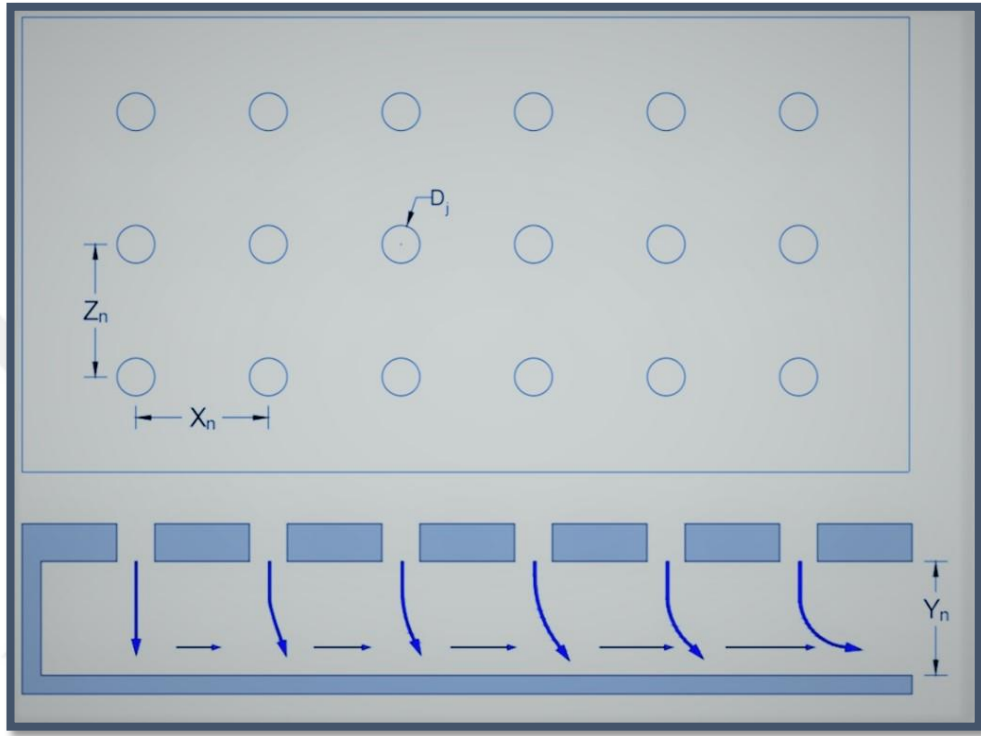


Şekil 3.53. Düz sıralı, tekli sıralı ve çoklu sıralı profiller

Gaz türbinlerindeki jet deliklerin dizilimleri Şekil 3.53.'te görüleceği üzere farklılık gösterebilir, bunlara örnek olarak tekli ve ya çoklu sıralı olabilmektedir. Düz sıralı olarak yapılan yerleşimler bazı parçaların soğutulmasında kullanılırken, türbin kanatlarının ön bölümünde tekli olarak sıralanmış dizilimler kullanılır. Çoklu sıralı dizilimler ise gaz türbin kanatlarında ön bölümünde ve orta bölümlerinde kullanılmaktadır.

Çapraz akışa bakacak olursak, yüzeyin üzerindeki ısı transferini direkt olarak etkileyen bir parametredir. Şekil 3.54'da görüleceği üzere kanalın içinde oluşan bu çapraz akış, akışa doğru jet profilini etkilemektedir ve jetlerin hedef yüzeyi etkilemesi gereken bölgeden sapmaktadır. Ayrıca bu sıralı düzlemde yerleştirilmiş jetler, çapraz bir akış oranında, akışa doğru ilerlemekte ve artmaktadır ve en son deliklerdeki Re sayısını düşürür ve hedef yüzeyin daha dengeli soğutmanın yapılmasını negatif bir şekilde etkiler [81]. Burada jet çarpmalı soğutma etkinliğinin çok büyük ölçüde azaltır [82,83]. Delik sayısındaki artış, çapraz akışı arttırmakta ve jet çarpmalı soğutma etkinliğini azaltmaktadır [84].

Çoklu olarak tasarlanan deliklerde de hemen hemen aynı etkiler görülmektedir. Deliklerin aralıklarını arttırılarak yapılan dizaynlarda ise, jetlerin oluşan akıştan etkilenmesi biraz olsun düşse de, tamamı önlenemez. Yüzeydeki ısı geçişini arttırmak ve düzenli bir soğuma yapabilmesi için, bu çapraz akış etkisini azaltmaktadır.

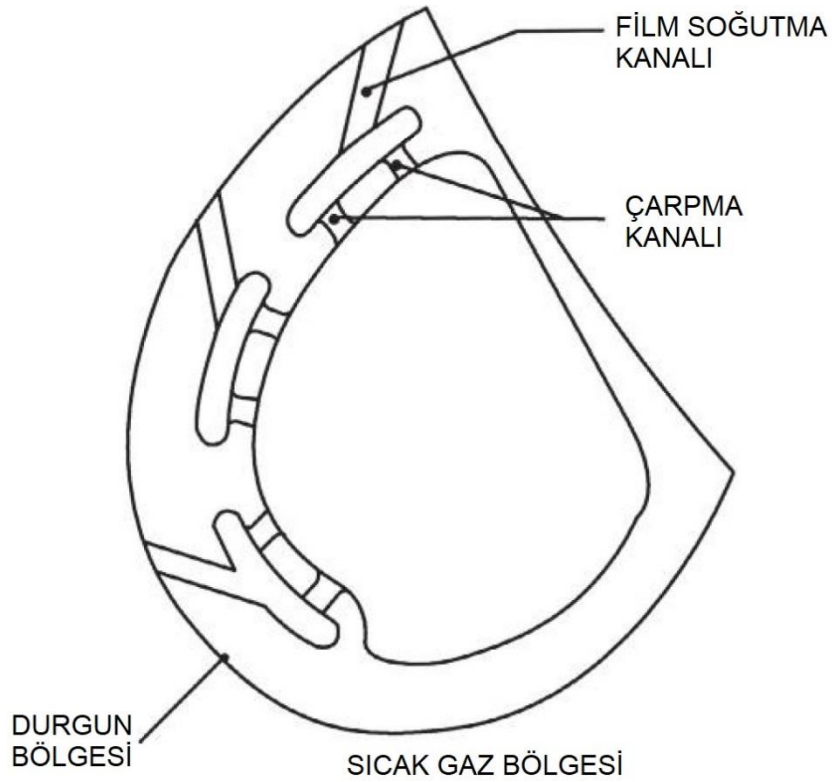


Şekil 3.54. Kanalda oluşan çapraz akış

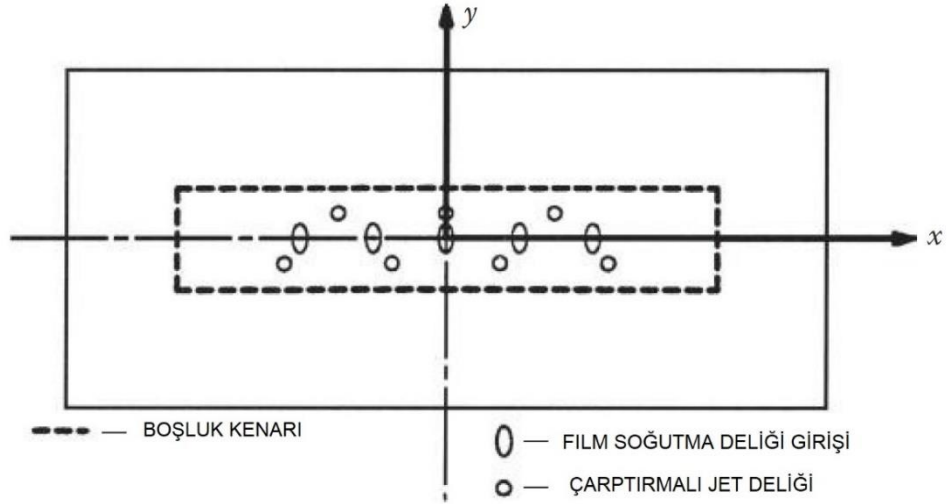
Hava folyolarında film soğutması için kullanılan soğutucu akışkan, ana gaz akış yoluna havası alınmadan önce çoğunlukla dahili soğutma akışkanı olarak çalışmalıdır.

Oluşan film, sıcak gaz yolundaki ayrı deliklerden geliştirilmiştir, film soğutma akışkanı, iç soğutma akışkanı geçitlerinden çıkarıldığı için, bu ekstraksiyonun etkisi, ısı transfer katsayısı dağılımında hissedilmektedir. Şekil 3.55.'de soğutucu akışkan çarpması ve ekstraksiyonu olan bir hava folyosundaki tipik bir akış düzenlemesini göstermektedir. Soğutucu akışkan tarafı sıcak gaz tarafına göre daha yüksek bir basınçta ve bu nedenle soğutma sıvısı soğutma akışından geçer.

Soğutucu taraftan sıcak gaz tarafa doğru dizili kanallar ise, soğutma akışkanının bir film soğutma akışkanı olarak serbest bırakılmadan önce bir ara bölmeye çarptığını gösterir. Şekil 3.56, x-y düzleminde eşlenen çarpma deliklerini ve film çıkarma deliklerini göstermektedir. Genel olarak, ısı transfer yüzeylerini etkilemeden soğutma jetlerinin kaçmasını önlemek için emme deliklerinin çarpma deliklerinden dengelenmektedir [85].

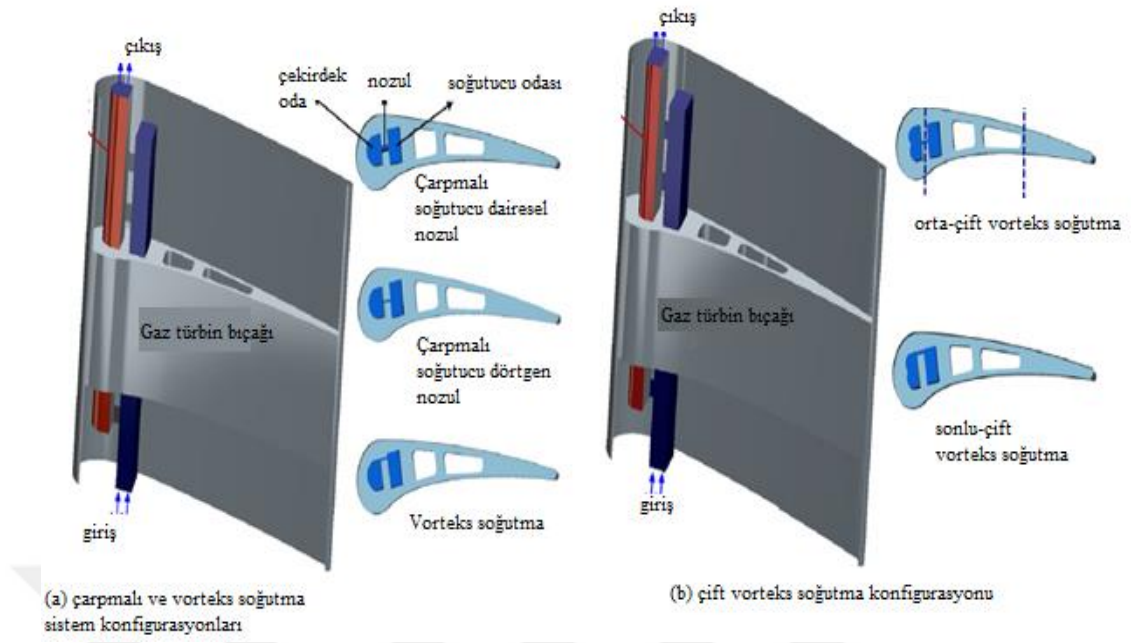


Şekil 3.55. Soğutucu akışkan çarpması ve ekstaksiyonu

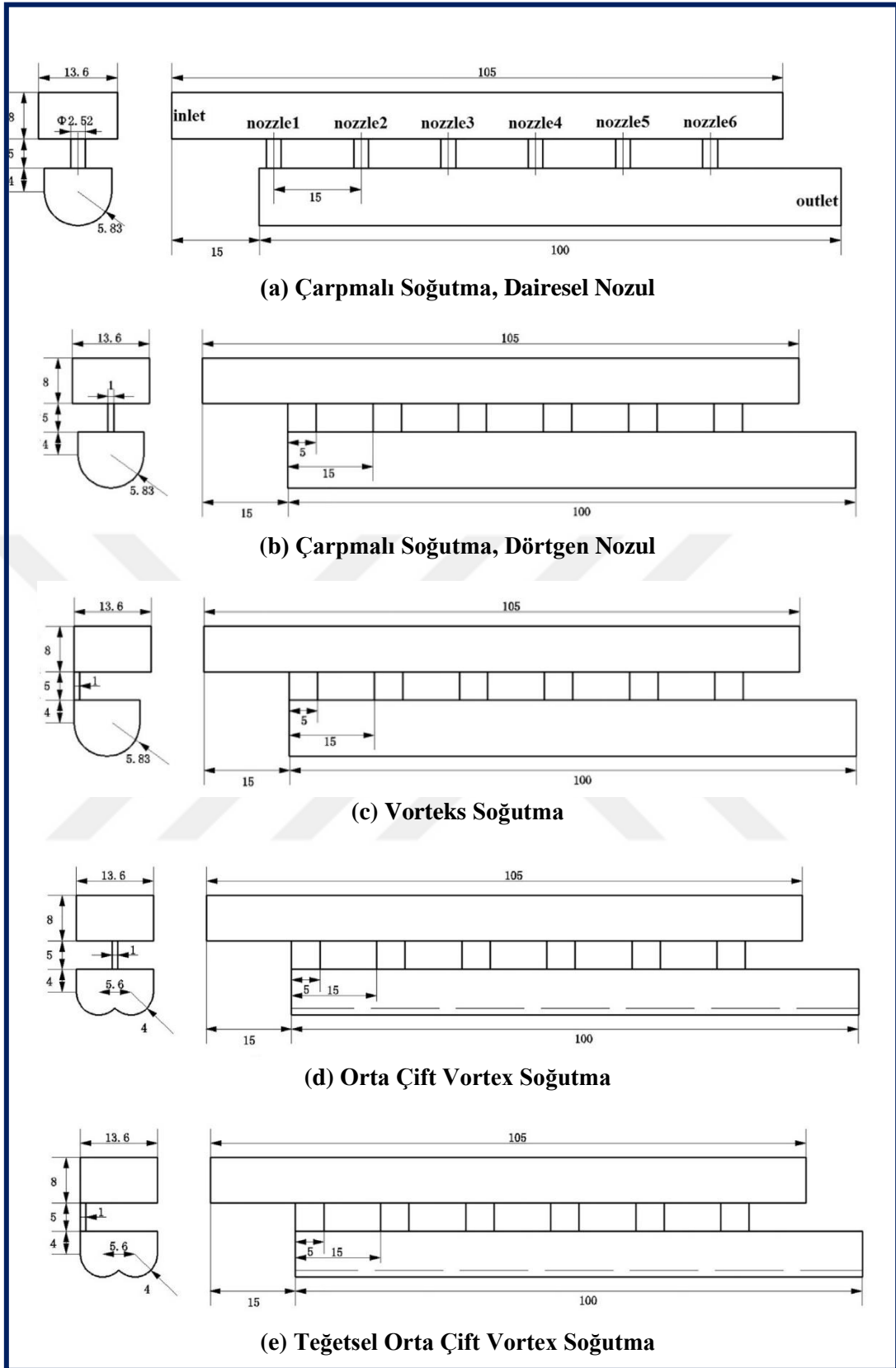


Şekil 3.56. x-y düzleminde eşlenen çarpma delikleri

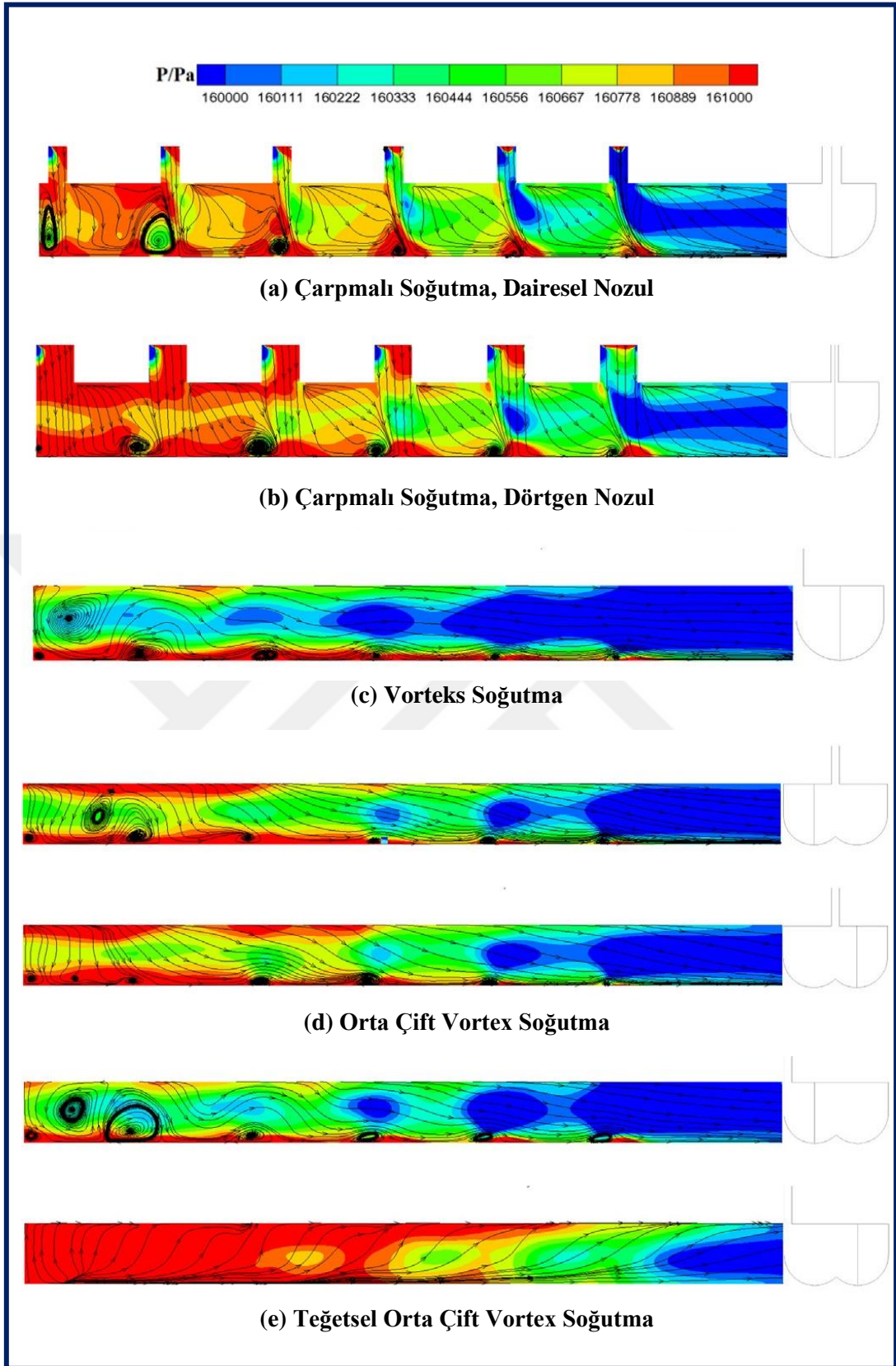
X. Fan ve arkadaşları gaz türbin bıçak ön kenarları için çarpmalı soğutma, girdaplı soğutma ve çift girdaplı soğutma sistemlerini kıyaslamışlardır. Oluşturdukları modeller yardımıyla gerçek sistemlerin özellikleri dikkate alınmış, soğutma odası eklenmiş ve ilgili sayısal hesaplamalar üç boyutlu viskoz Reynolds Ortalama Navier-Stokes denklemi ve $k-\omega$ türbülans modeli kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Buldukları sonuçlara göre soğutma odasının varlığı tüm konfigürasyonlarda nozül akış kütlelerini arttırmış, nozüllerin karşıt- çapraz akış özelliğinin akış ve ısı transfer performansını etkilemektedir. Vorteks soğutma sistemi en yüksek ısı transfer yoğunluğuna ve ısıl performansa sahipken sistem basınç kaybı daha fazla olmaktadır. Orta alan çift vorteks soğutma sistemi ise çarpma soğutma sisteminin optimizasyonlu hali gibi görünmekle birlikte en az basınç kaybına sahiptir [86].



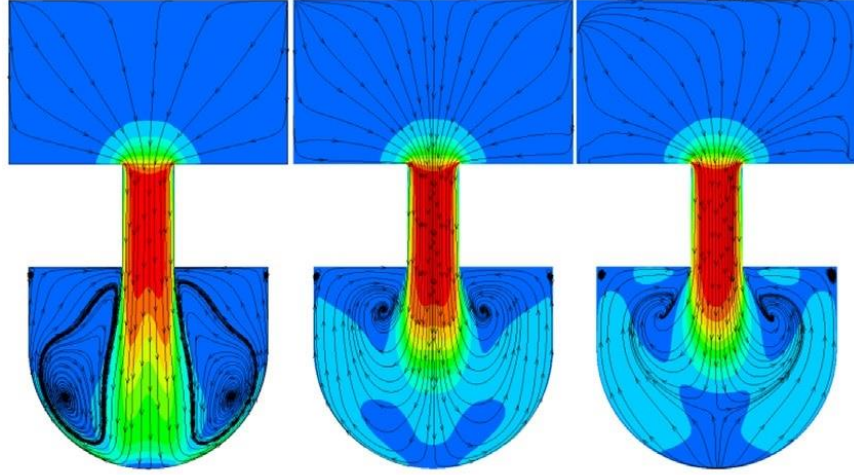
Şekil 3.57. Kanat kenarları için soğutma sistem uygulamaları [86]



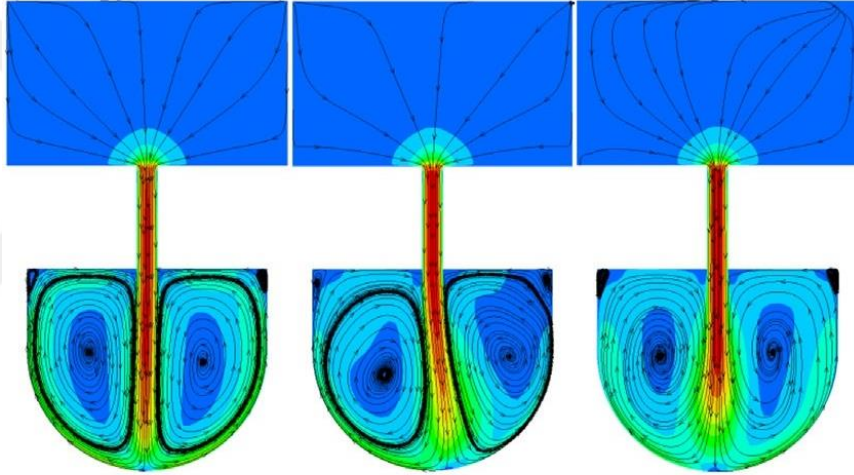
Şekil 3.58. Geometrik ölçüler ve 5 farklı konfigürasyon



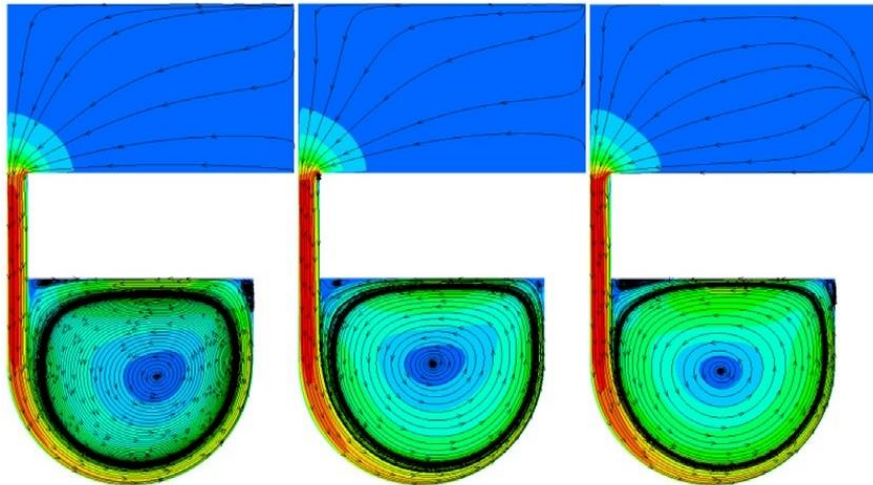
Şekil 3.58.Soğutma haritası



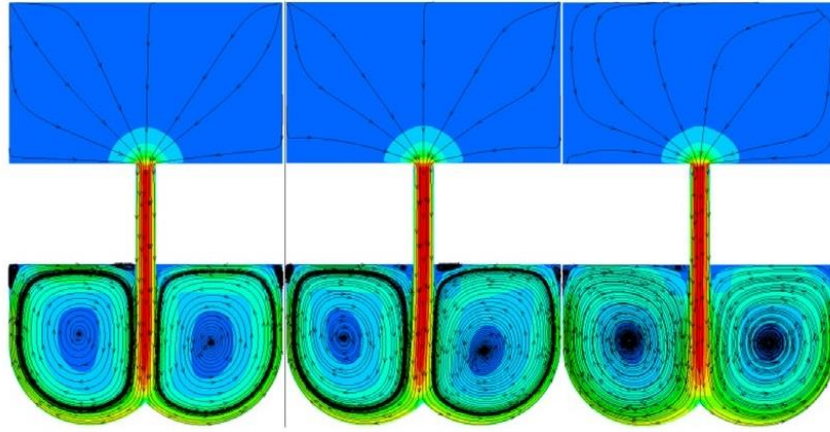
(a) Çarpmalı Soğutma, Dairesel Nozul



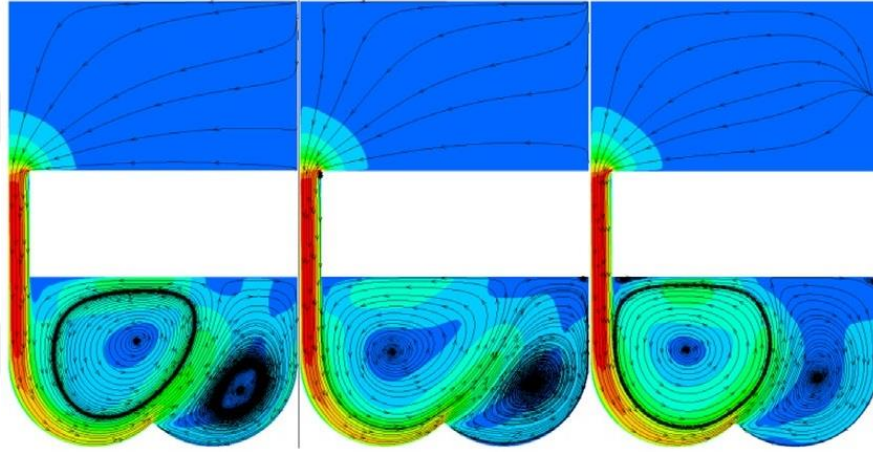
(b) Çarpmalı Soğutma, Dörtgen Nozul



(c) Vorteks Soğutma



(d) Orta Çift Vortex Soğutma

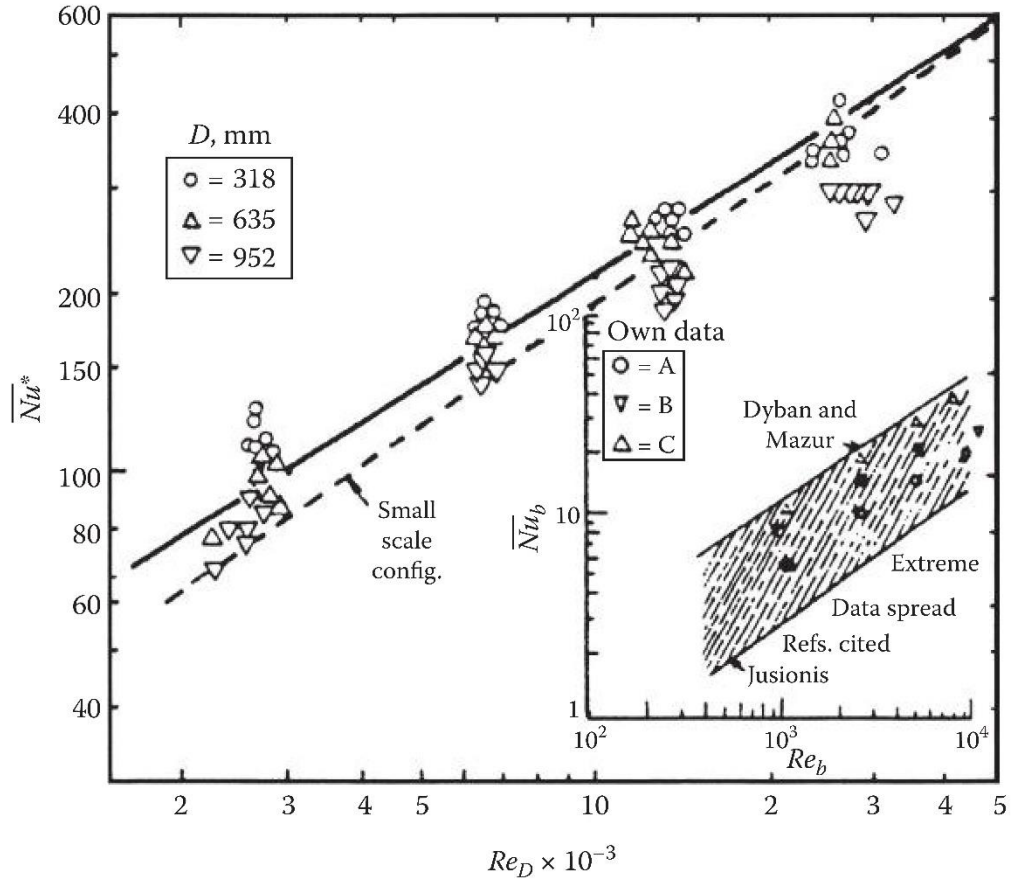


(e) Teğetsel Orta Çift Vortex Soğutma

Şekil 3.60.Hız grafisi

Bir türbin kanadının hücum kenarı önemli ölçüde kavislidir. Dairesel jetlerin çarpma karakteristikleri kavisli sıkma yüzeylerinde farklıdır. Hrycak (1981), farklı eğriliklerde farklı Reynolds sayıları için ortalama Nusselt sayılarını ölçmüştür. Deneysel olarak ölçülen ortalama Nusselt sayıları Şekil 3.61.'de gösterilmiştir. Daha güçlü bir eğrilik formu (daha küçük eğrilik yarıçapı) daha yüksek bir ortalama Nusselt sayısına sahiptir ve eğrilik etkisi jet Reynolds sayısında bir artışla azalmaktadır.

Küçük ölçekli bir deney düzeneğinde, elektrikle ısıtılan bir yüzeye (sabit yüzey ısı akısı) çarpan bir dizi hava jeti ile elde edilen sonuçlar, geometrik olarak benzer tipik bir türbin kanadını karakterize etmektedir [87].

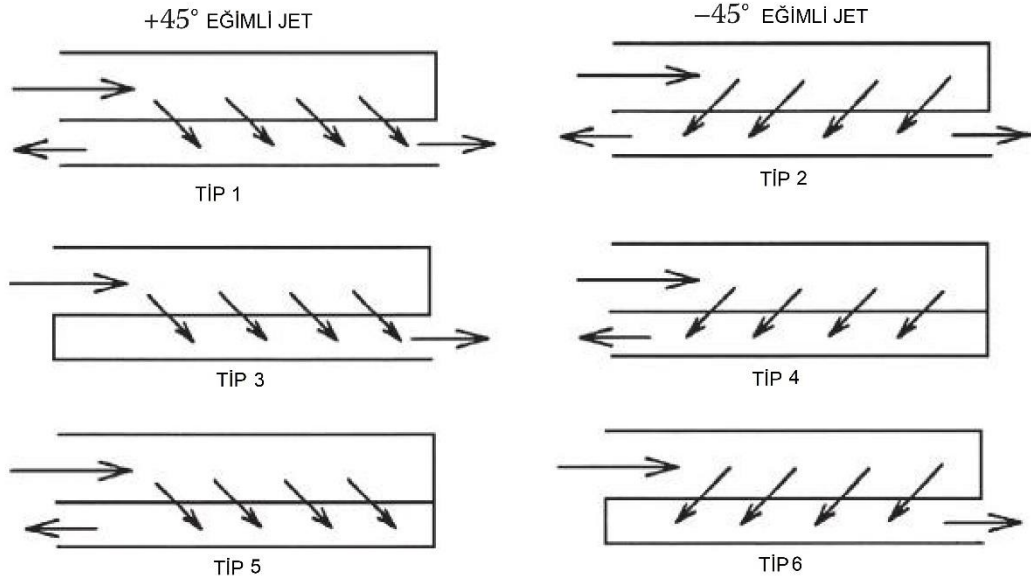


Şekil 3.61. Farklı eğriliklerdeki Nusselt sayıları

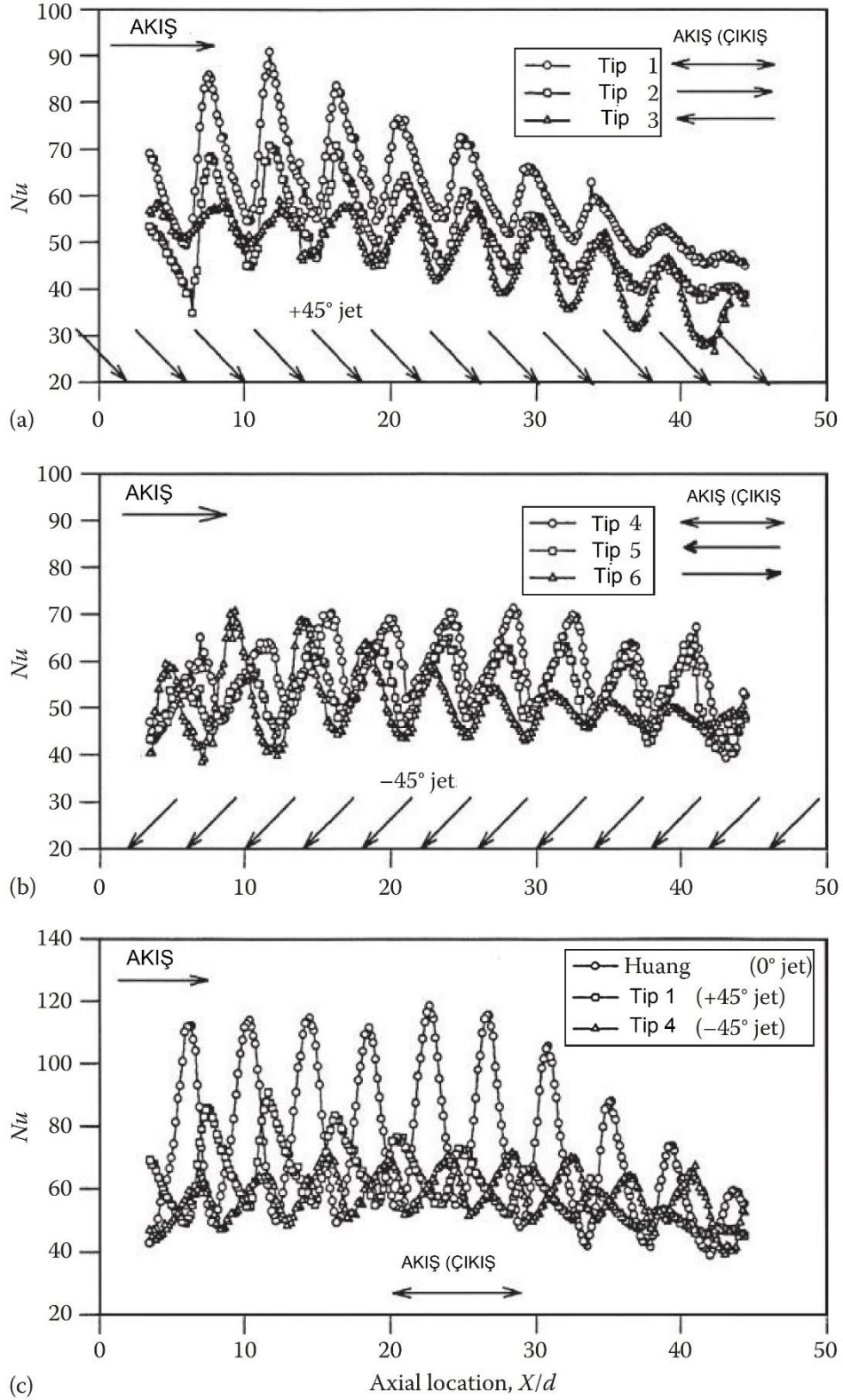
Huang ve arkadaşları (1996), geçici sıvı kristal tekniği kullanılarak bir dizi eğimli püskürtme ucu ile bir çarpma ısı transferinde ısı transfer katsayısı dağılımını deneysel olarak incelemiştir. Şekil 3.62.'de kullanılan jet konfigürasyonlarını görmektedir.

Jetler, beklenen çarpma akış yönüne göre $\pm 45^\circ$ yönlendirilir. Jet delikleri 0.635 cm çapında ve delikli plaka kalınlığı 1 jet çapındadır. 4 sıralı delikli on iki sıra kullanılır. Şekilde gösterildiği gibi altı farklı vaka incelenmiştir. Şekil 3.63.'de farklı eğimli çarpma koşulları için Nusselt sayılarını göstermektedir. Nusselt sayısı, durum 1 ($+45^\circ$) ve durum 4 (-45°) eğimli jetler için daha yüksektir.

Bu yöntemde, kullanılan havanın dışarı çıkması için her iki çıkışı açıktır. Bununla birlikte, bu çalışma eğimli püskürtme uçlarının düz püskürtme uçlarından daha az ısı transfer katsayısına sahip olduğunu göstermektedir. Eğimli jetlerin düzleştirilmesi yerine, çarpaz akışın çarpma etkisini yayma eğiliminde olduğu ve dolayısıyla çarpma ısı transfer katsayısında net bir azalma olduğu söylenebilir [88].



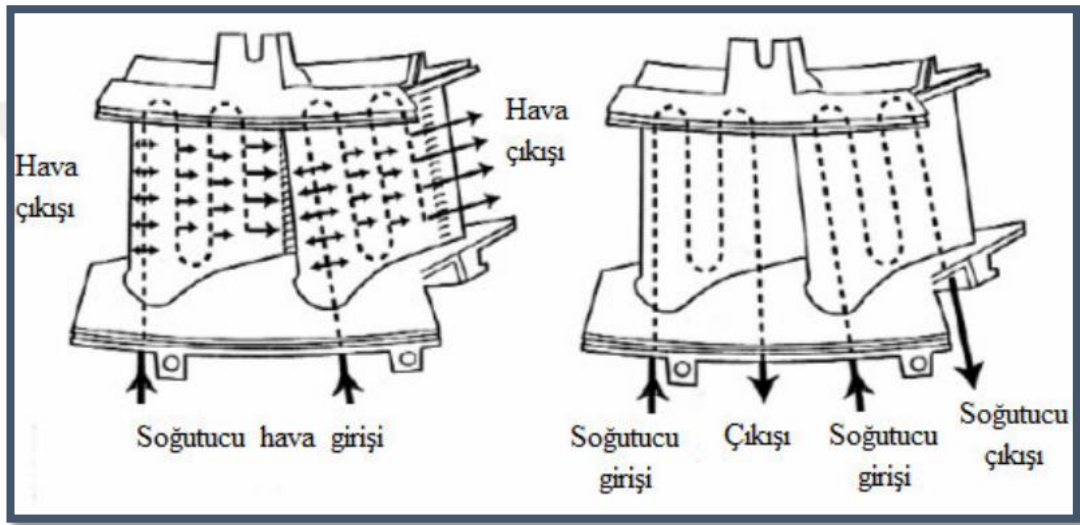
Şekil 3.62. Farklı eğim tiplerindeki jet konfigürasyonları [88]



Şekil 3.63.Farklı eğin tiplerdeki jetler için Nusselt sayıları

3.2.5. Kapalı sistem buharlı soğutma

Şekil 3.28.'de General Electric firması tarafından üretilen H segmentindeki türbinlerin, ilk kademelerdeki nozul kanatlarının önünde ve ardında yanmış gazın oluşturduğu akım ve sıcaklık farkını, ayrıca açık sistem hava yöntemini kullanarak soğutulmuş kanat ve kapalı sistem buhar ile soğutulmuş kanadın durum karşılaştırmasını veren bir şekildir.



Şekil 3.64. Kapalı sistem buhar soğutma

Geleneksel gaz türbinlerine bakıldığında, kompresörün çıkışındaki hava, 1. kademe sabit kanatlarını soğutmaktadır. Bu soğutmada, 1. kademe kanatlarda görev yapan yanmış gazın sıcaklığı düşer, buna sebep az önce belirtilen soğutucu hava ile karışmasıdır.

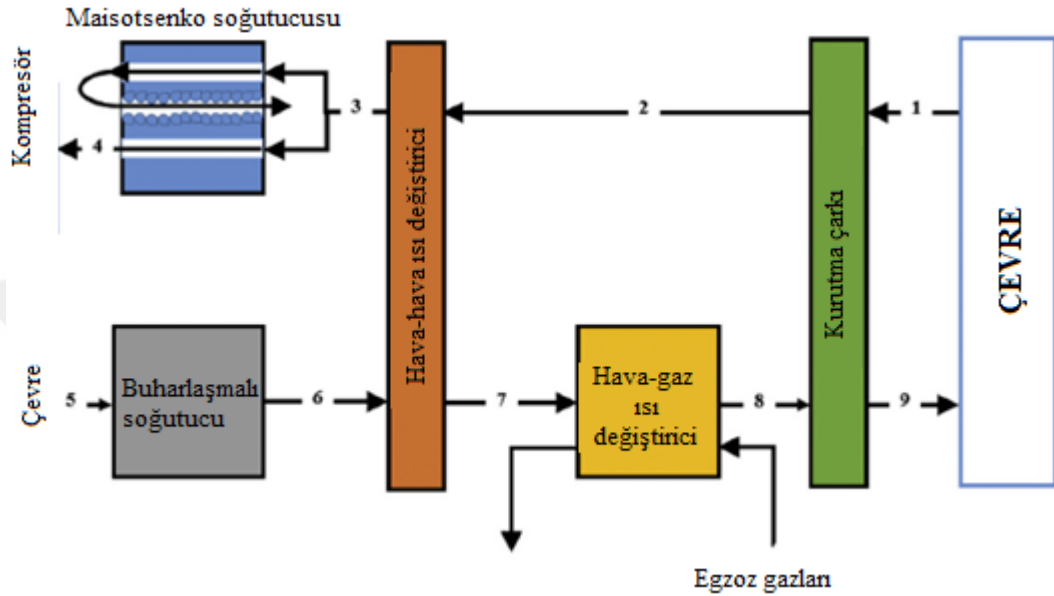
Normal olarak, yanmış gazın bir ardından gelen sabit kanat kademesine daha az sıcaklıkta girmesine sebep olur. Güncel teknolojilere sahip gaz türbinlerinde ise, 1. kademe sabit kanatlarda kapalı sistem buhar ile soğutmada ise, kanatlarda görev yapan yanmış gaza herhangi bir karışım olmadığından, kanat sonrası bölümdaki sıcaklık düşüşü 44°C den azdır. Bu durum, H segment gaz türbinlerinin, gaz türbini giriş sıcaklıklarının 1430°C sıcaklık klasmanına ulaşmasına ve geleneksel sistemlerden 110°C fazla giriş sıcaklığına ulaşmayı sağlar. Kapalı sistem buharlı soğutma teknolojisinin

uygulandığında elde edilen bir diğer avantaj da soğutma akışkan olarak görev yapan buharın soğutmanın yanında elde ettiği ısıyı da buhar türbininde kullanarak atık ısıyı değerlendirebilmesidir. Bu şekilde çevrimin verimi de yükselmiş olur. Bu sistemin bir diğer artışı da kompresörün sonundaki havanın soğutma maksatlı kullanımına da minimuma indirerek daha çok yanma havası sağlanmasıdır ve türbinin gücünü artırır. Ayrıca geleneksel modeldeki doğalgaz türbinleri ise, basınçlı kompresörün havası türbine ilk kademedeki sabit kanatlara ardından da bir sonraki, döner ve sabit ekipmanların soğumasında da kullanılır. Havanın bu şekilde çevrime girmesi, türbin performansını düşürür. Yukarıda bahsedilen yeni teknolojiler ile geliştirilmiş gaz türbinlerinde bu havayı kullanmak yerine buharı kullanarak çevrim verimini tam %2'ye kadar yükseltebilir ve çıkış gücünde gözle görülür bir artış sağlanabilir, bu şekilde kompresör havası tamamıyla türbine yönlendirilerek çok daha faydalı bir şekilde kullanılır.

M. Saghafifar ve M. Gadalla, buharlaşma kaynaklı soğutmanın bir hava girdili soğutma sistemi olarak kuru ve sıcak iklimlerde kullanılmasının yanında atmosferik nemden doğrudan etkilenmesi ve soğutma performansını ve dolayısıyla türbin performansının doğrudan düşmesi sonucunda yaşanan problemleri gidebilmek için, Maisotsenko soğutucu sistemiyle hava girdili soğutma sistemini birleştirerek buharlaşmalı soğutucuların yerine koyulabilecek bir sistem geliştirmeyi amaçlamışlardır. Bu çalışmada atık ısının kullanıldığı dört farklı hava girdili soğutma sistemi üzerinden sıcak ve nemli bölgelerde kullanıma uygun gaz türbinleri için güç artırımı uygulamaları geliştirmişlerdir. Hassas ölçümler sonucunda ortam hava sıcaklık ve koşullarının soğutmaya etkisi incelenmiş ve önerilen soğutma sistemleri genel kullanılan sistemlerle karşılaştırılmıştır. Son olarak ise ekonomik analizler gerçekleştirilerek hangi sistemlerin kullanımlarının uygun olacağı belirlenmiş ve sayısal ölçümlerle desteklenmiştir.

Buldukları sonuçlara göre, yeni bir soğutucu sistemin var olan sistemlere entegrasyonu veya sistemlerin tümünden değişmesi giderleri büyük ölçüde artırmamaktadır. Önerdikleri sistemler, kıyasladıkları sistemlere göre hava verimli çalışmakta ve bunun sonucunda ise yıllık enerji üretim miktarları da büyük ölçüde artmaktadır. Bu artış

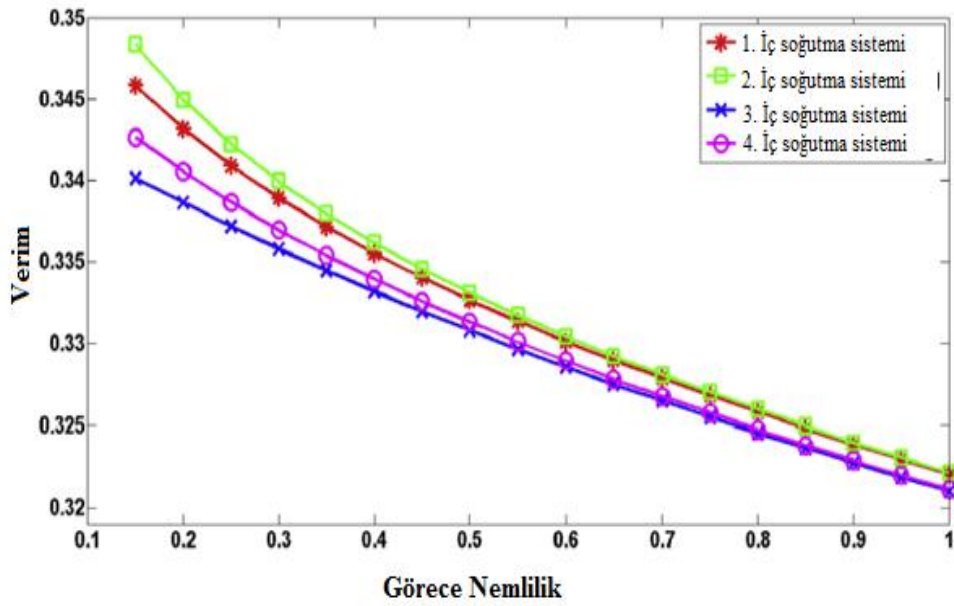
sayesinde ise sistem kurulum maliyetini çıkartabilmektedir. Birleşik Arap Emirlikleri gibi sıcak ve nemli bölgelerde, özellikle yazın meydana gelen aşırı sıcak hava ve olumsuz koşulların giderilmesi için herhangi bir hava soğutma sisteminin gaz türbinlerinde kullanılmasının gerekliliği tavsiye etmişlerdir [89].



Şekil 3.65. Maisotsenko buharlaşmalı iç soğutma sistem yapılandırılması

Tablo 3.1. Soğutma sistemi olmadan gaz türbin performans değerleri

Parametre	Standart	Dubai	Şiraz
Kompresör iç koşulları:			
Sıcaklık (°C)	15	49	43,2
Görece nem (%)	60	56	24
Nem oranı (g/kg)	6,4	43,4	13,2
Basınç (kPa)	101,3	101,3	84,6
Gaz türbin performansı:			
Net çıkış gücü (MWe)	50	39,8	34,1
Verim (%)	34,6	32,4	32,9
Tesis net ısı oranı (kJ/KWh)	10,413	11,120	10,941
Yakıt kütle akış oranı (kg/s)	2,88	2,45	2,07
Hava kütle akış oranı (kg/s)	125,2	112,0	95,2
Egzoz gaz sıcaklığı (°C)	609,9	614,9	610,8



Şekil 3.66. Maisotsenko buharlaşmalı iç soğutma sistem yapılandırılması

Tablo 3.4. Dubai gaz türbin yüksek ve düşük kurutma çarkı performans değerleri

Parametre	Dubai			
	Düşük	%Değişim	Yüksek	%Değişim
Kompresör iç koşulları				
Sıcaklık (°C)	36,3	25,9	35,0	28,6
Görece nem (%)	83,6	-	81,7	-
Nem oranı (g/kg)	32,9	24,2	29,8	31,3
Gaz türbin performansı				
Net çıkış gücü (MWe)	43,4	9	43,7	9,8
Verim (%)	33,1	2,2	33,2	2,5
Tesis net ısı oranı (kJ/KWh)	10,873	2,2	10,841	2,5
Yakıt kütle akış oranı (kg/s)	2,61	6,5	2,63	7,3
Hava kütle akış oranı (kg/s)	116,6	4,1	117,1	4,6
Egzoz gaz sıcaklığı (°C)	569,7	-	581,5	-
Soğutma sistemi				
Soğutma kapasitesi (kW)	2285,1	-	2673,2	-
Isı giderim oranı (kW)	6976	-	5077,6	-
Soğutma performansı	0,33	-	0,53	-
Güç tüketimi	492,4	-	492,4	-

Tablo 2.4. Şiraz gaz türbin yüksek ve düşük kurutma çarkı performans değerleri

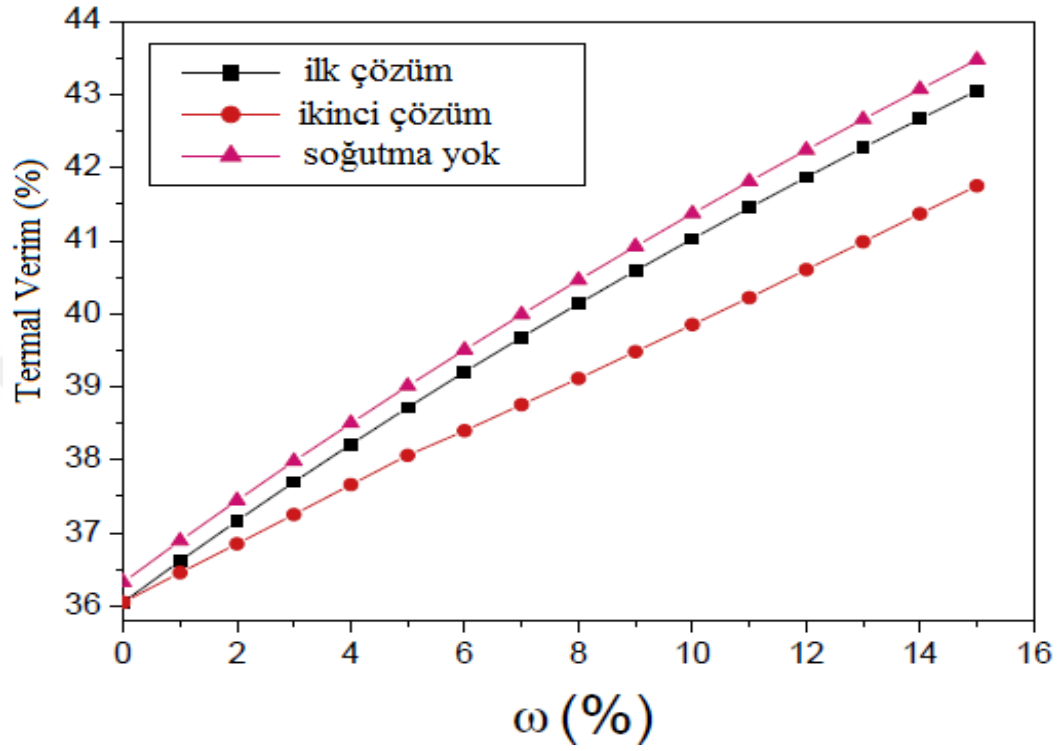
Parametre	Dubai			
	Düşük	%Değişim	Yüksek	%Değişim
Kompresör iç koşulları				
Sıcaklık (°C)	14,3	66,9	10,7	75,2
Görece nem (%)	67,7	-	62,6	-
Nem oranı (g/kg)	8,3	37,1	6	54,5
Gaz türbin performansı				
Net çıkış gücü (MWe)	41,9	22,9	42,9	25,8
Verim (%)	34,5	4,9	34,7	5,5
Tesis net ısı oranı (kJ/KWh)	10,442	4,6	10,381	5,1
Yakıt kütle akış oranı (kg/s)	2,42	16,9	2,47	19,3
Hava kütle akış oranı (kg/s)	104,2	10,1	106,2	11,6
Egzoz gaz sıcaklığı (°C)	552,1	-	559,5	-
Soğutma sistemi				
Soğutma kapasitesi (kW)	3528,6	-	4078,9	-
Isı giderim oranı (kW)	81640	-	7167,9	-
Soğutma performansı	0,43	-	0,57	-
Güç tüketimi	492,4	-	492,4	-

M. Nadir ve A. Ghenaiet, türbin bıçak soğutma sistemleri için buhar enjeksiyon üretim performansını değerlendirmişler ve büyük ölçekli gaz türbinlerindeki soğutma ve NOx emisyon değerlerini göz önünde bulundurarak yanma odasındaki buhar enjeksiyonun termodinamik analizini gerçekleştirmişlerdir.

İki tip buharlı sistemlerde meydana gelecek ısı transferi tek tip gazdan farklı olacağı için bıçakların da soğuma bölgelerinde ve sıcaklıklarında farklılıklar görülebilecek ve ısıl çarpılma sonucu bıçaklar hasar görerek, toplam verim doğrudan azalacaktır. Bu problemi gidebilmek için iki öneri sunulmuştur. Bunlardan ilki, soğutucu miktarını arttırarak yanma odası çıkış sıcaklığını başlangıç düzeyinde tutmaya çalışmak, ikincisi ise soğutucu miktarını aynı tutarak yanma odası çıkış sıcaklığını azalmaktır.

İki yönteminde, performans açısından olumlu etkileri görülmekle birlikte ilk çözümün daha etkili olduğu, maksimum gaz/buhar karışımının %14'e kadar çıkabileceği, gücün

270 MW'den 388 MW'ye ve verimin ise %38'den %42,7'ye çıktığı belirlenmiştir. Ayrıca sonuçlara göre NOx üretimi de büyük ölçüde azalarak 10 ppm düzeyine düşmüştür [90].



Şekil 3.67. Beslenen buhar oranına göre termal verim durumu

BÖLÜM 4. SONUÇ

Elektrik üretimi için temiz, güvenilir ve verimli bir yol olan gaz türbinleri özellikle enerji tüketiminin yoğunluk gösterdiği alanlarda ve mevcut elektrik üretim sistemlerinin yetersiz kaldığı anlarda sağladığı çabuk ve etkili katkı sayesinde ön plana çıkmaktadır. Ancak dünya üzerindeki fosil yakıt kaynaklarının git gide azaldığı bu çağda, gaz türbinlerinin güç ve verimlerini arttırmak bu alandaki tüm bilim adamlarının odak noktası olmuştur. Birçok sistemde olduğu gibi; soğutma, verimliliğin artırılmasındaki en büyük problemdir. Her ne kadar 1900'lü yılların ortalarında, türbin bölgesindeki sıcaklıklar 750°C-850°C seviyelerindeydi. Ancak günümüz türbin kanatları, yanma odasında yanma gerçekleştikten sonra 1500°C'lik sıcaklığa kadar erişebilmektedir. Öncelikli olarak türbin kanatlarının fiziki yapısını iyileştirmek ve ömrünü uzatmak için türbin kanatlarını kaplama yöntemleri geliştirilmiştir. Özellikle yüksek sıcaklığa maruz kalan birincil türbin kanatlarında bu yöntem sıklıkla kullanılmaktadır. Sıcaklığın daha azaldığı son kademelerde ise bu yöntem pek fazla tercih edilmez. Yönlendirilmiş katılaşma ve tek çekirdek kristal yöntemleri gibi yeni üretim-imalat teknolojileri sayesinde çok iyi sonuçlar elde edilmiştir. Ancak bu iyileştirmeler de istenilen verimlilik ihtiyacını karşılamak yetersiz kalmıştır. Bu sebeple uzmanlar; türbin kanatlarının tasarımına ve kanadın iç geometrisine yoğunlaşmışlar ve farklı türlerde modifikasyonlar ile türbin kanatlarının soğutulması konusunda çalışmalar yapmışlardır. Burada amaç soğutma yöntemlerini geliştirip türbin kanatlarının daha uzun süre sağlıklı bir şekilde kullanılmasıdır. Kısaca maadeler halinde belirtecek olursak. Film Soğutma: Gaz türbinlerinde, birincil kanatların ömrünün arttırılmasında kullanılan film soğutma yöntemi; kanat üzerinde oluşan film tabasının uzunluğunun delik çapına oranı, soğutucu akışkanın geçtiği kanalın uzunluğu, deliğin şekli ve çıkış noktasının üfleme açısı gibi faktörlere bağlıdır. Bunlarla birlikte yanan gazın akış türbülansının durumu, film soğutma akışkanının üfleme oranı gibi aerodinamik fonksiyonlar da göz önünde bulundurulmalıdır.

Soğutucu akışkanın delikten uzaklaşması demek, soğutucu etkisini yitirmesi demektir. En iyi film soğutma yöntemi, çok sıralı olarak tasarlanan film soğutma yöntemidir. Film soğutma yöntemi ile kanatların ömrü %50 oranında artırdığı tespit edilmiştir.

Kanal Soğutma: Kanal soğutma, ısıyı en iyi şekilde çekebilmek için soğutucu havanın, kanat iç çeperlerine dolaşmasını ve çarpmasını temel alan bir prensibe dayanır, türbin kanatları soğutma yöntemlerinden ilki olup gelişen teknoloji ve imalat yöntemleri ile çok geçişli kanallar tasarlanmış ve verimlilik daha da artmıştır. Çarpırmalı Jet Soğutma: Bu soğutma yönteminde, soğutma jetlerinin düzenli olarak dizilimleri ile türbin kanatlarının eşit miktarda ve kontrollü soğutulması hedeflenir. Hava, türbin kanadı içindeki merkeze doğru radial olarak yönlendirilir. Ardından aksiyel yönde hareket eder ve kanat içindeki dairesel kanallara çarpıtılır. Çarpma ardından kullanılan jet, ısı transferini arttıran yüksek türbülanslı bir akış oluşturur. Bu yöntemin verimliliği; kanat iç duvar sıcaklığına, soğutucu akışkan (hava sıcaklığına ve hava jetinin sıcaklığına göre değişir.

Pin-Fin Soğutma: Pinlerin imalat için, yüksek teknolojili imalat yöntemleri gerekmektedir, pinlerin türbin kanadındaki soğutma etkisi, pin uzunluğu ve pin çapının oranına bağlıdır. Sıklıkla pin yüksekliğinin çapa oranı $\frac{1}{2}$ ve 4 arasında olan pinler kullanılır. Pinler kare, elips ve baklava şekilli olarak da tasarlanabilmektedir. Dizilimleri ise düzenli ya da şaşırtmalı olarak da sıralanabilir. Şaşırtmalı dizilim ile yapılan pin-fin soğutma ile daha iyi sonuçlar elde edilmiştir.

Rib Türbülatorlü Soğutma: Görüntü ve dizilim olarak adeta kaburgayı andıran ribler türbin kanadı iç yapısında kaburgalar gibi ard arda sıra sıra oluşturulan çıkıntılardır. Her bir rib 60° , 90° gibi farklı açılarda tek parça olarak tasarlanabildiği gibi kırık şeklinde ve V şeklinde de imal edilebilir. Yüzeye paralel olarak yönlendirilen akışkanların, bu çıkıntılara (riblere) çarpması ile türbülans oluşturulur. Tabii ki burada rib yüksekliği, kanal uzunluğu ve kanal geometrisi en önemli faktörlerdendir. Yine pinlerde olduğu gibi uzmanlar değişik geometrilerde rib tasarımları üzerinde çalışmışlar. İmalat yöntemi olarak zor olsa da en verimli ribler V şeklinde tasarlanan ve kırık diye adlandırdığımız riblerdir. Yukarıda belirtilen tüm bu yöntemlerin hepsi bir tek kanat tasarımı üzerinde kullanılabilen ve hepsi türbin kanadını soğutarak verimliliğini arttırmayı amaçlamaktadır. Bu tezde türbin kanatları temel soğutma teknolojileri incelenmiş olup, türbin kanatları soğutması ve sistem tasarımında uygun yöntemin seçilmesi noktasında yararlanılabilmektedir.

KAYNAKLAR

- [1] Martínez-Lera S, Ballester J. A novel method for the design of CHCP (combined heat, cooling and power) systems for buildings. *Energy* 2010;35(7):2972–84.
- [2] Wu DW, Wang RZ. Combined cooling, heating and power: a review. *Prog Energy Combust Sci* 2006;32(5–6):459–95.
- [3] Sanders AT. The development and field experience of gas-turbines for combined heat and power. In: *Proceedings of the institution of mechanical engineers, combined heat and power, international conference, IMechE; 1994.p. 33–40.*
- [4] Hufford PE. Absorption chillers maximise cogeneration value. *ASHRAE Trans* 1992;10:428–33.
- [5] Electricity cogeneration in an exothermic reactor circuit system using an open gas turbine by Anita Kovac Kralj
- [6] Electricity cogeneration in an exothermic reactor circuit system using an open gas turbine by Anita Kovac Kralj.
- [7] <https://www.ge.com/power/gas/gas-turbines/7ha>
- [8] <https://www.aviationpros.com / engines – components / aircraft – engines / turbine - enginesparts /article / 10383708 / turbine-engine - history>, Erişim Tarihi: 01.15.2019.
- [9] <http://edisontechcenter.org/gasturbines.html#2>, Erişim Tarihi: 01.17.2019.
- [10] http://web.mit.edu / aeroastro /labs/gtl/early_GT_history.html, Erişim Tarihi: 01.20.2019.
- [11] <http://edisontechcenter.org/gasturbines.html#2>, , Erişim Tarihi: 01.22.2019.

- [12] http://web.mit.edu/aeroastro/labs/gtl/early_GT_history.html, , Erişim Tarihi: 01.25.2019.
- [13] <https://content3.jdmagicbox.com/comp/hyderabad/f2/040pxx40.xx40.000352679515.a2f2/catalogue/rotodyne-group-of-industries-chanda-nagar-hyderabad-power-plants-2pw2bwg.jpg>
- [14] Gas Turbine Handbook Principles - Tony Giampaolo p.40-41.
- [15] Gas Turbine Handbook Principles - Tony Giampaolo p.43.
- [16] The development of a pilot burner system for a gas turbine engine combustion chamber – İsa Koca p28-29.
- [17] <http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/combst1.html>, Erişim Tarihi: 01.17.2019.
- [18] Gas Turbine Engineering Handbook Third Edition - Meherwan P. Boyce p40-41.
- [19] Gas Turbine Engineering Handbook Third Edition - Meherwan P. Boyce p.36
- [20] Gas Turbine Engineering Handbook Third Edition - Meherwan P. Boyce p42-47.
- [21] Gas Turbine Engineering Handbook Third Edition - Meherwan P. Boyce p.36
- [22] Gas Turbine Engineering Handbook Third Edition - Meherwan P. Boyce p.37
- [23] Gas Turbine Handbook Principles - Tony Giampaolo p.35-39.
- [24] Gas Turbine Engineering Handbook Third Edition - Meherwan P. Boyce p.50-53.
- [25] Gas Turbine Handbook Principles - Tony Giampaolo p.49.
- [26] Gas Turbine Handbook Principles - Tony Giampaolo p.49 [S. Naik, T. Sommer, M. Schnieder, Aero-thermal design and validation of an advanced turbine, Proceedings of ASME Turbo-Expo Power for Land, Sea and Air, Paper GT2012- 69761, June 5-7, Copenhagen, Denmark, 2012.
- [27] Heat Exchangers– Design, Experiment and Simulation, 2017 Basic Aspects of Gas Turbine Heat Transfer by Shailendra Naik.

- [28] M. Farzaneh-Gord, M. Deymi-Dashteba, Approach for Enhancing Performance of a Gas Turbine (Case Study: Khangiran Refinery), *Applied Energy*, 86, 2750-2759, 2009.
- [29] 24. J. Bird, W. Grabe, Humidity effects on gas turbine performance, ASME Paper No 91-GT-329, 1991.
- [30] A. A. El-Hadik, The impact of atmospheric conditions on gas turbine performance, *J Eng Gas Turb Power*, 112, 590-596, 1993.
- [31] Gas Turbine Heat Transfer and Cooling Technology Je-Chin Han n Sandip Dutta n Srinath Ekkad.
- [32] *Energy Conversion and Management* 111 (2016) 137–146, Enhancement of gas turbine power output using earth to air heat exchanger (EAHE) cooling system, S. Barakat 1, Ahmed Ramzy 2, A.M. Hamed ↑, S.H. El Emam
- [33] *Energy* 160 (2018) 625-634, A novel coolant cooling method for enhancing the performance of the gas turbine combined cycle, Seong Won Moon a, Hyun Min Kwon a, Tong Seop Kim b, *, Do Won Kang c, Jeong Lak Sohn
- [34] *Alexandria Engineering Journal* (2016) 55, 1903–1914, Gas turbine performance enhancement via utilizing different integrated turbine inlet cooling techniques Alaa A. El-Shazly, Mohamed Elhelw, Medhat M. Sorour, Wael M. El-Maghlany
- [35] Advanced industrial gas turbines for power generation M. P. BOYCE, The Boyce Consultancy Group, LLC, USA
- [36] Gas Turbine Heat Transfer and Cooling Technology - Je-Chin Han Sandip Dutta Srinath Ekkad.
- [37] A review of gas turbine effusion cooling studies R. Krewinkel *International Journal of Heat and Mass Transfer* 66 (2013) 706–722.
- [38] Influence of flat endwall simplification in gas turbines on cooling performance Ran Yao a, Jianhua Wang a, ↑, Ming Wang b, Lei Wang b *International Journal of Heat and Mass Transfer* 130 (2019) 1226–1237.
- [39] *Engineering Failure Analysis* 79 (2017) 836–844, Failure analysis of an un-cooled turbine blade in an aero gas turbine engine, R.K. Mishra a, Johny Thomas b, K. Srinivasan b, Vaishakhi Nandic, R. Raghavendra Bhattc.

- [40] Advanced industrial gas turbines for power generation M. P. BOYCE, The Boyce Consultancy Group, LLC, USA.
- [41] <https://technology.nasa.gov/patent/LEW-TOPS-52> 33. Erişim Tarihi: 02.27.2019
- [42] Hyams, D. et al., Effects of geometry on slot-jet film cooling performance, ASME Paper No. 96-GT-187, 1996.
- [43] Gaz Türbin Kanatlarının Soğutulmasının Önemi Ve Soğutma Yöntemlerinin İncelenmesi Serdar Toprak p.51
- [44] Gas Turbine Heat Transfer and Cooling Technology – Je-Chin Han Sandip Dutta – Srinath Ekkad p.164
- [45] Abhari, R.S. and Epstein, A.H., ASME J. Turbomach., 116, 63, 1994.
- [46] Abhari, R.S. and Epstein, A.H., ASME J. Turbomach., 116, 63, 1994.
- [47] Takeishi, K. et al., ASME J. Turbomach., 114, 828, 1992
- [48] Camci, C. and Arts, T., ASME J. Eng. Gas Turbines Power, 107, 991, 1985a
- [49] International Journal of Heat and Mass Transfer 130 (2019) 1226–1237, Influence of flat endwall simplification in gas turbines on cooling performance, Ran Yao a, Jianhua Wanga,†, Ming Wangb, Lei Wangb.
- [50] Porous Ceramic Coating for Transpiration Cooling of Gas Turbine Blade M. Arai ve T. Suidzu Journal of Thermal Spray Technology June 2013, Volume 22, Issue 5, pp 690–698].Ceramic Coatings – Applications in Engineering, Feng Shi, Investigations of Thermal Barrier Coatings for Turbine Parts, Alexandr Lepeshkin, Central Institute of Aviation Motor.
- [51] Ceramic Coatings – Applications in Engineering, Feng Shi, Investigations of Thermal Barrier Coatings for Turbine Parts, Alexandr Lepeshkin, Central Institute of Aviation Motor.
- [52] Thermal Barrier Coatings on Gas Turbine Blades: Chemical Vapor Deposition , I. K. Igumenova, * and A. N. Aksenov , Thermal Engineering, 2017, Vol. 64, No. 12, pp. 865–873.
- [53] Porous Ceramic Coating for Transpiration Cooling of Gas Turbine Blade M. Arai ve T. Suidzu Journal of Thermal Spray Technology June 2013, Volume 22, Issue 5, pp 690–698.

- [54] Materials Science and Engineering: A Volumes 120–121, Part 2, 1 December 1989, Pages 433-440 Thermal barrier coatings for gas turbine use D.J.Wortman B.A.Nagaraj E.C.Duderstadt.
- [55] <https://www.plasma-electronics.com/chemical-vapor-deposition.htm>, Erişim Tarihi: 02.14.2019.
- [56] Ceramic Coatings – Applications in Engineering, Feng Shi, Investigations of Thermal Barrier Coatings for Turbine Parts, Alexandr Lepeshkin, Central Institute of Aviation Motor.
- [57] Ceramic Coatings – Applications in Engineering, Feng Shi ,Thermal Spraying of Oxide Ceramic and Ceramic Metallic Coatings, Martin Erne and Daniel Kolar Institute of Materials Science, Leibniz University of Hannover
- [58] <https://www.progressivesurface.com/casestudies/thermal-conductivity-analysis-and-lifetime-testing-of-suspension-plasma-sprayed-thermal-barrier-coatings.htm>, Erişim Tarihi: 02.22.2019.
- [59] Thermo-mechanical behavior of gas turbine blade equipped with cooling ducts and protective coating with different thicknesses, International Journal of Mechanical Sciences 150 (2019) 656–664, A. Ziaei-Asl a , * , M. Tayefe Ramezanlou
- [60] International Journal of Thermal Sciences 136 (2019) 370–378, Optimization of cooling of gas turbine blades with channels filled with porous material, A. Frackowiaka,*, J. v. Wolfersdorfb, M. Ciałkowskia
- [61] Recent Advances of Internal Cooling Techniques for Gas Turbine Airfoils Minking K. Chyu and Sin Chien Siw J. Thermal Sci. Eng. Appl 5(2), 021008 (May 17, 2013) (12page).
- [62] [<http://dspace.trakya.edu.tr/xmlui/bitstream/handle/1/460/SERDAR%20TOPRAK.pdf?sequence=1&isAllowed=y>], Erişim Tarihi: 02.27.2019.
- [63] [<http://dspace.trakya.edu.tr/xmlui/bitstream/handle/1/460/SERDAR%20TOPRAK.pdf?sequence=1&isAllowed=y>]., Erişim Tarihi: 02.27.2019.
- [64] Han, J.C. and Dutta, S., Internal convection heat transfer and cooling: An experimental approach, Lecture Series 1995-05 on Heat Transfer and Cooling in Gas Turbines, von Karman Institute for Fluid Dynamics, Belgium, Europe, May 8–12, 1995
- [65] Han, J.C. and Park, J.S., Int. J. Heat Mass Transfer, 31(1), 183, 1988.

- [66] Park, J.S. et al., *Int. J. Heat Mass Transfer*, 35(11), 2891, 1992.
- [67] Han, J.C. et al., *ASME J. Heat Transfer*, 113, 590, 1991.
- [68] Han, J.C. and Zhang, Y.M., *Int. J. Heat Mass Transfer*, 35(2), 513, 1992
- [69] Han, J.C. et al., *Enhanced Heat Transfer*, 1(1), 37, 1993
- [70] Review on Heat Transfer Augmentation Techniques: Application in Gas Turbine Blade Internal Cooling S. Gupta¹, *, A. Chaube¹ and P. Verma² *Journal of Engineering Science and Technology Review* 5 (1) (2012) 57-62 5.
- [71] Sahiti, Naser. (2006). Thermal and Fluid Dynamic Performance of Pin Fin Heat Transfer Surfaces
- [72] Phil Ligrani, "Heat Transfer Augmentation Technologies for Internal Cooling of Turbine Components of Gas Turbine Engines," *International Journal of Rotating Machinery*, vol. 2013, Article ID 275653, 32 pages, 2013
- [73] Chyu, M.K. et al., Heat transfer contributions of pins and endwall in pin-fin arrays: Effects of thermal boundary condition modeling, *International Gas Turbine & Aeroengine Congress & Exhibition*, Stockholm, Sweden, ASME Paper 98-GT-175, June 2–5, 1998b
- [74] Chyu, M.K., *ASME J. Heat Transfer*, 112, 926, 1990
- [75] Goldstein, R.J. et al., *Int. J. Heat Mass Transfer*, 37(Suppl. 1), 149, 1994.
- [76] Chyu, M.K. et al., *ASME J. Turbomach.*, 120, 362, 1998a
- [77] <https://www.semanticscholar.org/paper/Optimization-of-Jet-Impingement-Channel-for-Near-in-Miller-Miller/5f21aed9010d1dc73df83ef687aa141abb02382d>, Erişim Tarihi: 03.10.2019.
- [78] Review on Heat Transfer Augmentation Techniques: Application in Gas Turbine Blade Internal Cooling S. Gupta¹, *, A. Chaube¹ and P. Verma² *Journal of Engineering Science and Technology Review* 5 (1) (2012) 57-62.
- [79] Dutta, Sandip Ekkad, Srinath Han, Je-Chin - *Gas Turbine Heat Transfer and Cooling Technology*, Second Edition-CRC Press
- [80] Viskanta, R., *Exp. Therm. Fluid Sci.*, 6, 111, 1993

- [81] Bailey, J. C. and Bunker, R. S., "Local Heat Transfer and Flow Distributions for Impinging Jet Arrays of Dense and Sparse Extent", Volume 3: Turbo Expo 2002, Parts A and B, 855–864
- [82] Florschuetz, L. W. and Su, C. C., "Effects of Crossflow Temperature on Heat Transfer Within an Array of Impinging Jets", *Journal of Heat Transfer*, 109 (1): 74 (1987)
- [83] Allauddin, U., Uddin, N., and Weigand, B., "Heat transfer enhancement by jet impingement on a flat surface with detached-ribs under cross-flow conditions", *Numerical Heat Transfer; Part A: Applications*, 63 (12): 921–940 (2013).
- [84] Xiao, Y., Tang, H. W., Liang, D. F., and Zhang, J. D., "Numerical study of hydrodynamics of multiple tandem jets in cross flow", *Journal of Hydrodynamics*, 23 (6): 806–813 (2011).
- [85] From Gillespie, D.R.H. et al., *ASME J. Turbomach.*, 120, 92, 1998.
- [86] International Communications in Heat and Mass Transfer 100 (2019) 133–145, Cooling methods for gas turbine blade leading edge: Comparative study on impingement cooling, vortex cooling and double vortex cooling Xiaojun Fana, Liang Lia,b,□, Jiasheng Zoua, Yuanyuan Zhoua
- [87] Hrycak, P., *Int. J. Heat Mass Transfer*, 24, 407, 1981.
- [88] Huang, Y. et al., Detailed heat transfer coefficient distributions under an array of inclined impinging jets using a transient liquid crystal technique, 9th International Symposium on Transport Phenomena in Thermal Fluids Engineering (ISTP-9), Singapore, June 25–28, 1996
- [89] Energy 87 (2015) 663-677, Innovative inlet air cooling technology for gas turbine power plants using integrated solid desiccant and Maisotsenko cooler, Mohammad Saghafifar, Mohamed Gadalla
- [90] Energy 132 (2017) 248-256, Steam turbine injection generator performance estimation considering turbine blade cooling Mahmoud Nadir a, *, Adel Ghenaiet

ÖZGEÇMİŞ

Kemal Tekin 15.05.1982 yılında İstanbul'da doğdu. İlkokul, ortaokul ve lise eğitimini İstanbul'da tamamladı. 2001 yılında Beşiktaş Sakıp Sabancı Anadolu Lisesi'nden mezun oldu, aynı sene kazadığı Sakarya Üniversitesi Mühendislik Fakültesi, Makina Mühendisliği Bölümü'nden mezun oldu. Kariyerinin ilk yıllarında; meslek hayatına Ar-Ge departmanlarında mekanik tasarım mühendisi olarak başladı, İnform, Legrand gibi firmalarda çalışırken aynı zamanda teknik resim (Autocad, Solidworks) eğitmenliği yaptı, daha sonradan aldığı karar ile sektör değiştirdi ve enerji sektörüne geçiş yaptı. Aksa Enerji proje mühendisi olarak çalıştı ve ardından son 4 yıldır General Electric firmasında, gaz türbinleri ve jeneratörlerin bakım ve montaj projelerinde teknik danışman olarak görev yapıyor.