T.C.
TRAKYA ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

GAZ TÜRBİN KANATLARININ SOĞUTULMASININ ÖNEMİ VE SOĞUTMA YÖNTEMLERİNİN İNCELENMESİ

Serdar TOPRAK

YÜKSEK LİSANS TEZİ

MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI

DANIŞMAN: Prof. Dr. Ahmet CİHAN

2007

EDİRNE

T.C.
TRAKYA ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

GAZ TÜRBİN KANATLARININ SOĞUTULMASININ ÖNEMİ VE SOĞUTMA YÖNTEMLERİNİN İNCELENMESİ

Serdar TOPRAK

YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI

Bu tez ……./……./ 2007 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından kabul edilmiştir.

Prof.Dr. Ahmet CİHAN
Danışman

Prof.Dr. Ş.Erol OKAN

Yrd.Doç.Dr.Oktay HACIHAFIZOĞLU

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

Gaz Türbin Kanatlarının Soğutulmasının Önemi ve
Soğutma Yöntemlerinin İncelenmesi

Trakya Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Makine Mühendisliği Ana Bilim Dalı

Gaz Türbinleri, elektrik santralleri ve uçakların tahrikinde veya çeşitli endüstriyel uygulamalarda kullanılabilir. Gaz türbinlerinin ısıl verimi ve çıkış gücü türbin giriş sıcaklıklarının artırılması ile artar. Gelişmiş gaz türbinlerinde, türbin giriş sıcaklıkları kanat malzemesinin erime sıcaklığından oldukça yüksektir. Gaz türbin kanatları, yüksek sıcaklıktaki gazlara maruz kalır ve şiddetli ısıl gerilim ve yorulmaya uğrar. Sıcak gaz yolu parçalarında ısıl gerilim ve metal sıcaklıklarının kabul edilebilir seviyelerini korumak için konveksiyon soğutma, film soğutma, çarpma soğutma, transpiration soğutma ve bunların kombinasyonları gibi yöntemlerle soğutma yapmak gerekir.

Bu çalışmada, kullanılan soğutma yöntemleri ve gaz türbinleri üzerindeki etkileri incelenmektedir. Avantajlar ve dezavantajlar soğutma yöntemlerinin problemleri ile birlikte detaylı olarak incelenmektedir.

2007, Sayfa:70

ANAHTAR KELİMELER**:** Çarpma soğutma, çıkış gücü, film soğutma, gaz türbini, kanat, konveksiyon, transpiration, verim

SUMMARY

Master of Science Thesis

Importance of Cooling The Gas Turbine Blades and
Investigation of The Cooling Techniques

Trakya University
Graduate School of Natural And Applied Sciences
Mechanical Engineering Main Science Section

Gas turbines can be used for land-based power generation and aircraft propulsion or various industrial applications. Thermal efficiency and power output of gas turbines increases wiht increasing turbine inlet temperatures. The turbine inlet temperatures in advanced gas turbines are far higher than the melting point of the blade material. Gas turbine blades are exposed to high temperature gases and undergo severe thermal stres and fatigue. In order to maintain acceptable levels of metal temperatures and thermal stress in hot gas flow components, it is necessary to cool them by techniques such as convection cooling, film cooling, impingement cooling, transpiration cooling and combinations thereof.

In the study, this cooling techniques that used and effects on gas turbine have discussed. Avantages and disadvantages have analysed with problems of cooling techniques in details.

2007, Pages: 70

KEY WORDS: Impingement cooling, power output, film cooling, gas turbine, blade, convection, transpiration, efficiency

ÖNSÖZ

Dünyada, enerji üretim ve havacılık sektörlerinde kullanılan en önemli makineler gaz türbinleridir. Özellikle, elektrik enerjisi üretimi ve uçaklardaki itme kuvvetini sağlayan gaz türbinleri üzerinde sınırları zorlayan bilimsel çalışmalar büyük bir hızla devam etmektedir.

Amaçlarına göre ihtiyaç duyulan enerjiyi üretmek için kullanılan makinelerin verimi ve gücü çok önemlidir. Dünya nüfusu ve enerji tüketimi hızla artmaktadır. Dengeli bir şekilde enerji ihtiyaçlarının karşılanması gerekmektedir. Bu sebeple sürekli olarak mevcut enerji kaynaklarını, kullanılabilir enerjiye dönüştüren makineler tasarlanmaktadır. Tasarlanan bu makinelerin ortak özellikleri, daha az yakıt kullanmak ve daha fazla enerji elde etmektir.

Bu amaçla gaz türbin imalatçıları da gaz türbin verimini ve çıkış gücünü artırmak için araştırmalar yapmaktadırlar. Özellikle türbin giriş sıcaklığının artırılması, hava basınç oranının artırılması ve malzeme teknolojileri konusunda araştırmalar sürmektedir. Hem daha güçlü hem de daha verimli türbinler, gaz türbin üretici ve kullanıcılarını enerji üretim piyasasında söz sahibi olmasını sağlayacaktır.

Yaptığım literatür incelemeleri ile gaz türbin kanatlarının soğutulmasının gerekliliği ve kullanılan yöntemlerin toplu halde ele alınmasını hedeflemekteyim.

Bu çalışma sırasında bana her türlü desteği veren başta değerli hocam Prof. Dr. Ahmet CİHAN ve çalışmam sırasında yaptığı yardımlar için HEAŞ Genel Müdürü Abdürrezzak KATIRCIOĞLU, HEAŞ Üretim Müdürü Recep ÇITLAK, HEAŞ Üretim Müdür Yardımcısı Abdülkadir GÖZÜTOK'a gaz türbinleri ile ilgili bilgilere ulaşmamda yardımcı olan ve ismini burada sayamadığım tüm değerli insanlara sonsuz teşekkürlerimi sunuyorum.

Faydalı olması dileğiyle...

İÇİNDEKİLER

1. GİRİŞ VE AMAÇ 1
2. GAZ TÜRBİNLERİ 2
2.1. Genel Bilgiler 2
2.2. Gaz Türbinlerinin Tarihsel Gelişimi 5
2.3. Gaz Türbinleri Termodinamik Prensipleri 8
2.3.1. Brayton Çevrimi 8
2.3.2.Regeneratörlü Brayton Çevrimi 11
2.3.3. Ara soğutmalı, ara ısıtmalı regeneratörlü Brayton çevrimi 13
2.3.4. Gerçek ve teorik çevrimlerin mukayesesi 15
3. GAZ TÜRBİN KANATLARINDA SOĞUTMA 16
3.1. Gaz Türbin Kanatlarında Soğutma İhtiyacı 16
3.2. Soğutma İle Sağlanabilecek Avantajlar 20
3.3. Soğutma Sırasında Karşılaşılan Dezavantajlar 22
3.4. Kanat Soğutma Teknolojilerinin Gelişim Süreci 23
3.5. Gaz Türbin Kanatlarında Isı Transferi 26
4. GAZ TÜRBİN KANATLARI SOĞUTMA YÖNTEMLERİ 29
4.1. İçten Soğutma Yöntemleri 31
4.1.1. Konveksiyon Yoluyla Soğutma 31
4.1.2. Çarpma Soğutma Yöntemi 44
4.2. Dıştan Soğutma Yöntemleri 48
4.2.1. Film Soğutma Yöntemi 48
4.2.2. Transpiration Soğutma 63
5. KANAT SOĞUTMAYI ETKİLEYEN TEMEL PARAMETRELER 65
6. SONUÇ 67
7. KAYNAKLAR 69

SİMGELER ve KISALTMALAR

Cp	Sabit basınçta özgül ısı
ρ	Yoğunluk
GT	Gaz türbini
YO	Yanma odası
K	Kompresör
G	Generatör
h	Isı transfer katsayısı
k	Özgül ısı oranı
m	Kütle
P	Basınç
V	Hız
p	Çıkıntılar arası mesafe
e	Çıkıntı yüksekliği
L	Kanat kanal genişliği
Nu	Nusselt sayısı
q	Özgül ısı
s	Özgül entropi
T	Sıcaklık
W	Güç
w	Özgül iş
z	Yükseklik
P_r	Basınç oranı
t_r	Sıcaklık oranı
η	Verim
ε	Etkinlik

İNDİSLER

$ç$	çıkan
f	film
s	soğutma
k	Kanat yüzeyi
j	Soğutma jeti
∞	Yanmış gaz akışı

1. GİRİŞ VE AMAÇ

Enerji üretim ve tüketim miktarı, devletler arasında gelişmişliğin en önemli göstergelerinden birisidir. Ancak, enerji üretim ve tüketim miktarı gelişmişliği gösterse de, en ilkel davranış olan savaşların da başlıca sebebi enerji kaynaklarına sahip olma hırsıdır. Bu kadar önemli olan enerji kaynaklarının dünyamızda sınırlı miktarda olması, mevcut kaynakların verimli kullanılmasını gerektirmektedir. Ayrıca, bu enerji kaynaklarının kullanımı çevreyi kirletmekte ve ekolojik dengeyi bozmaktadır. Dolayısıyla, enerji kaynaklarının maksimum derecede verimli kullanılması ile aynı iş için yakılan yakıt miktarı azalacağından çevreye olan zarar da en aza indirilebilecektir.

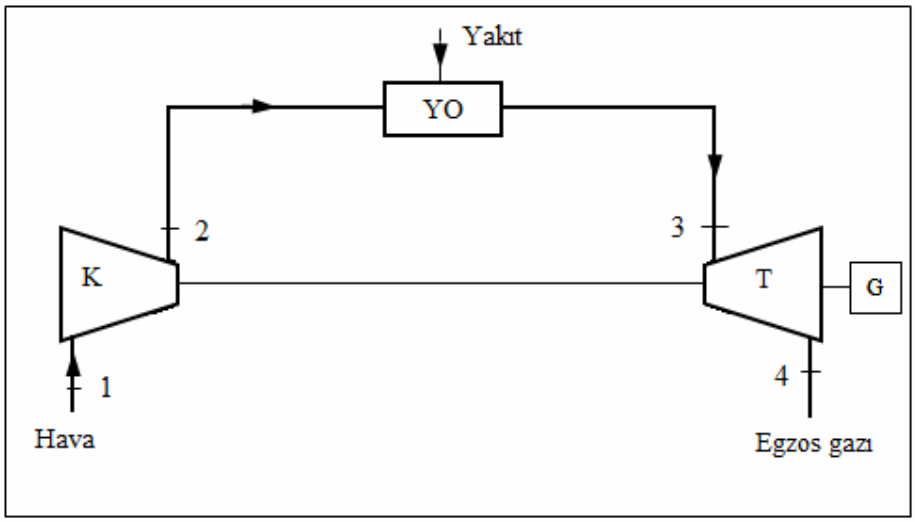
Havacılık sanayi ve elektrik enerjisi üretimi sektörlerinde kullanılan ve bir enerji üretim makinesi olan gaz türbinlerinin de gelişimleri; verim ve güç artışının yanı sıra işletme ve imalat maliyetinin düşürülmesi yönünde olmaktadır. Üreticilerin bu hedefleri sağlayabilmek için yaptıkları çalışmalar genellikle yanma teknolojileri, malzeme ve soğutma sistemleri üzerinde yoğunlaşmaktadır.

Malzeme yapısıyla, türbin parçalarının sıcaklığa dayanımının artırılması, hem maliyet hem de teknolojk açıdan sınırlanmaktadır. Bu sebeple, malzemenin yüksek sıcaklığa dayanımı ancak soğutma sistemlerinin iyileştirilmesi ile sağlanabilir. Malzeme, yüksek sıcaklığa karşı korunabildiği ölçüde gaz türbin giriş sıcaklığı artırılabilir. Bu da gaz türbininin verimini artırır. Bu çalışmanın amacı, gaz türbinlerinin en önemli parçalarından olan kanatların soğutulmasının verim ve güç üzerindeki etkisinin ve soğutma yöntemlerinin incelenmesidir.

2. GAZ TÜRBİNLERİ

2.1. Genel Bilgiler

Açık çevrimli gaz türbin sistemini oluşturan ana elemanlar, şekil-2.1'deki şemada gösterildiği gibidir; kompresör (K), yanma odası (YO), gaz türbini (T) ve generatör (G). Ancak uygulamada verim artışı ve kapasite artışı sağlayabilmek için başka kompresör ve türbinler, ara ısıtıcılar, ara soğutucu ve yakıt ön ısıtıcı eşanjörleri de eklenebilmektedir.



Şekil-2.1 Açık çevrimli gaz türbin modeli

Gaz türbinleri çeşitli özellikleri bakımından aşağıdaki şekillerde sınıflandırılabilirler:

a) Enerjinin verilişi bakımdan :

- Sabit hacim gaz türbinleri
- Sabit basınç gaz türbinleri

b) Çevrim çeşidine göre:

- Açık sistem gaz türbinleri
- Kapalı sistem gaz türbinleri
- Birleşik sistem gaz türbinleri

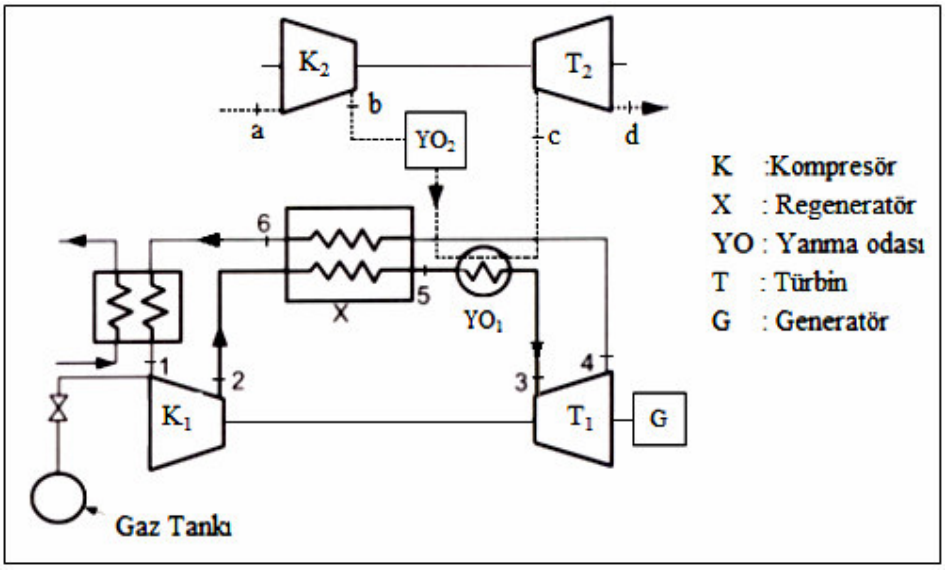
c) Mekanik düzenleri bakımından :

- Tek şaftlı gaz türbinleri
- İki veya daha çok şaftlı gaz türbinleri
- Seri akışlı gaz türbinleri
- Paralel akışlı gaz türbinleri

d) Kullanılan elemanlara göre :

- Basit gaz türbinleri
- Regeneratörlü gaz türbinleri
- Ara soğutuculu gaz türbinleri
- Ara ısıtıcılı gaz türbinleri

Aşağıda bu gaz türbinlerinden birinin şeması gösterilmiştir.



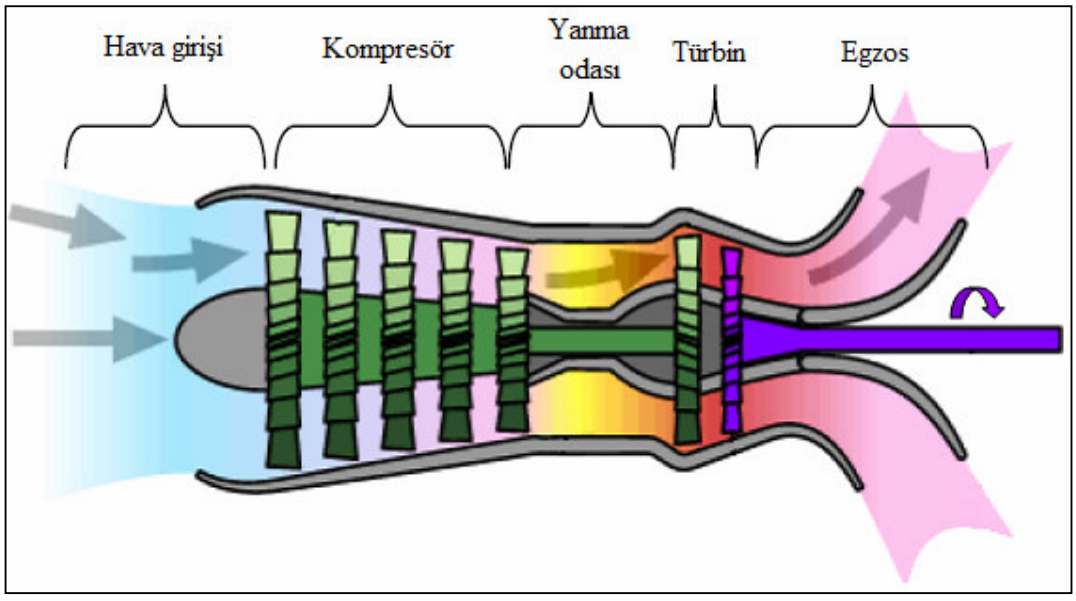
Şekil 2.2 Birleşik sistem gaz türbini

Gaz Türbinleri, güç kaynağı olarak kullanılan pistonlu içten yanmalı motorlarla karşılaştırıldığında, salınım yapan parçaların olmayışı nedeniyle yüksek dönme hızlarına ulaşılabilen, özgül kütle ve boyutlar bakımından daha küçük makinelerdir.

Gaz türbinleri genellikle itici güç ve elektrik enerjisi üretimi alanlarında kullanılmaktadır. İtme gücü, yüksek hızda türbinden çıkan egzos gazlarının bir lüleden geçerek genişlemesiyle sağlanır. Bu türbinler genelde havacılıkta kullanılır.

Günümüz modern gaz türbinlerinin teorik çevrimi Brayton Çevrimidir. Bu termodinamik çevrime göre çalışan bir gaz türbini kesiti şekil-2.3'de gösterilmektedir. Gaz Türbininin çalışma prensibi aşağıdaki gibidir;

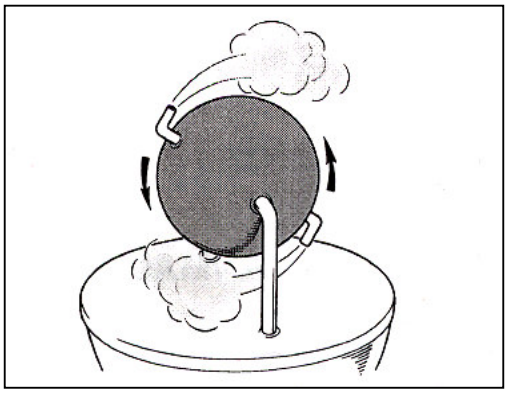
a) Kompresör, atmosferden filtreleyerek çektiği havayı basınçlandırarak yanma odasına gönderilir
b) Yanma odasında hava ile karışan yakıt yanar ve oluşan yanmış gazlar türbine gönderilir
c) Yanma odasından türbine gelen sıcaklığı ve basıncı yüksek gazların türbinden geçerken ısı enerjisi, mekanik enerjiye dönüşür. İşi biten gazlar egzosa verilir.



Şekil-2.3 Gaz türbini çalışma prensibini gösteren kesit resim

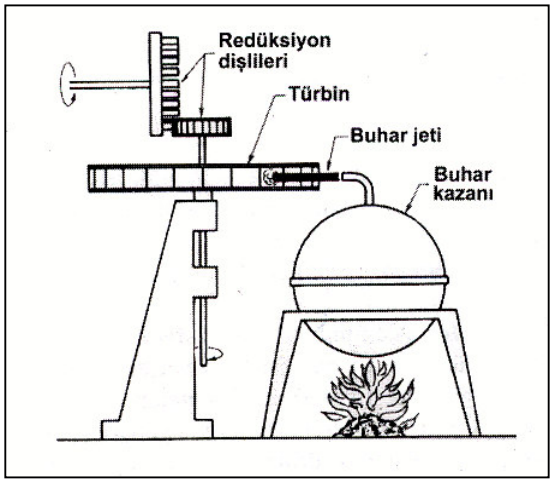
2.2. Gaz Türbinlerinin Tarihsel Gelişimi

Gaz türbin ve jet tahriki ile güç elde etme fikri M.Ö. 130 yıllara dayanmaktadır. Bilinen ilk jet tahriki örneği M.Ö 130'lu yıllarda buhar jeti kullanan bronz bir kürenin dönme prensibiyle ispatlayan İskenderiyeli filozof Heron tarafından tasarlanmıştır.(Şekil-2.4)

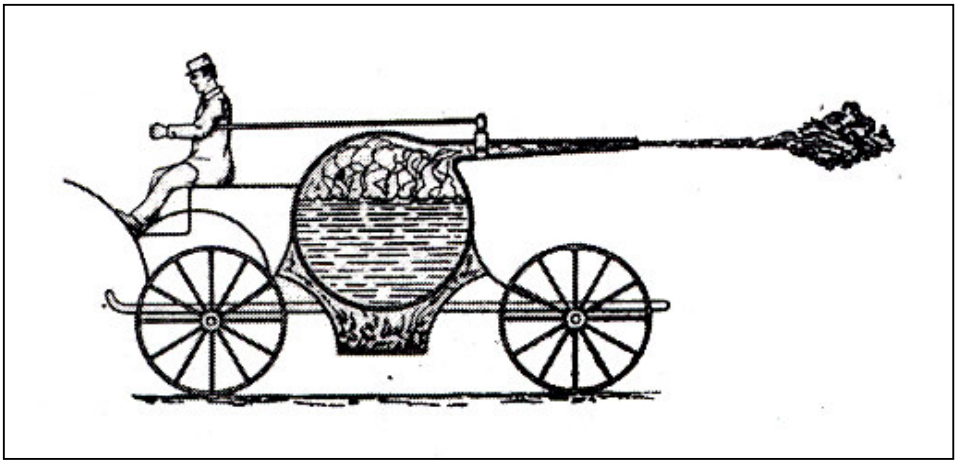


Şekil-2.4 Heron'un Türbini

Binlerce yıl önce havai fişek roketlerinde bu prensibi kullanılan Çinliler, jet tahrikini biliyordu. 1629 yılında, Giovanni Branca'da bu tarz bir türbin tasarlamıştır (Şekil-2.5). Isaac Newton, 1680 yılında ortaya koyduğu 3. hareket yasası ile jet tepkisinin olabilirliğini belirtmiş ve bu prensibe dayalı atsız bir araba projesi yapmıştır (Şekil-2.6).



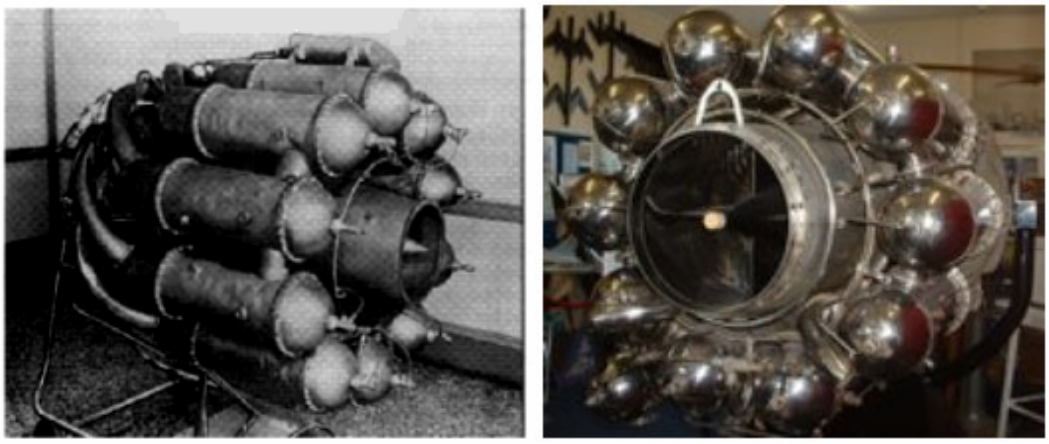
Şekil-2.5 Giovanni Branca Türbini



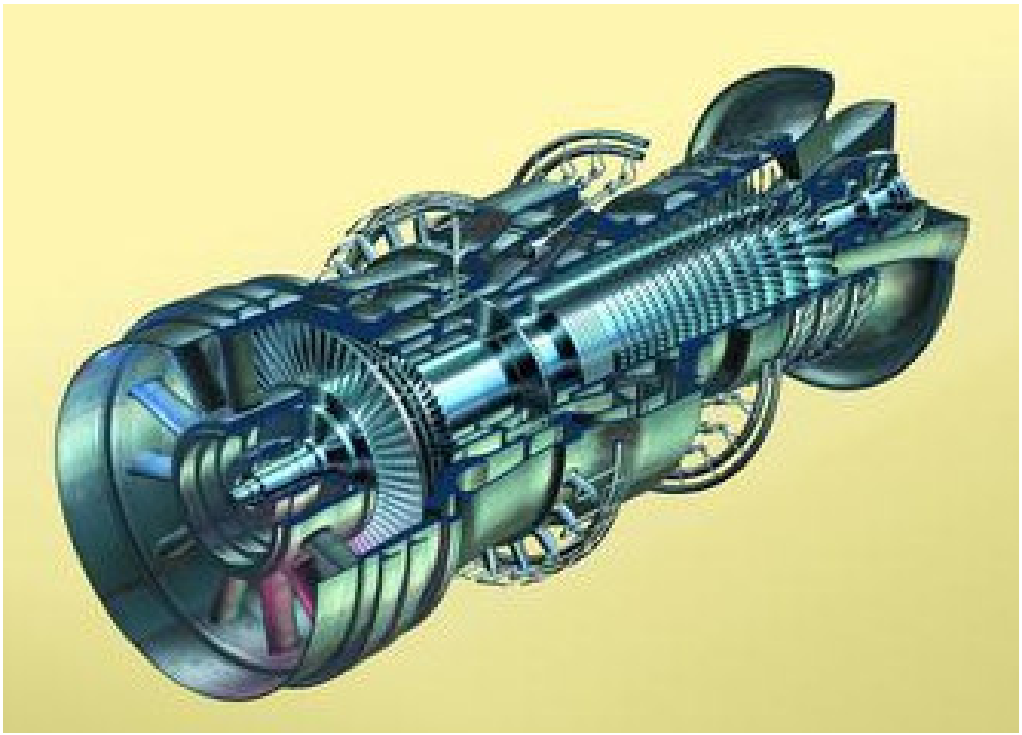
Şekil-2.6 Isaac Newton'un atsız araba modeli

1900'lü yılların başında René Lorin (1908) ve Henri-Fabrice Melot (1917) tahrik için bir yanma makinesinin eksoz gazlarını kullanmayı ileri sürmüştür. Uçak tahriki için bir gaz türbin makinesi fikri ve önerisi ilk kez Maxime Guillaume' dan 1921 yılında gelmiş ve ilk gaz türbini patentini Fransa'da 534801 patent numarası ile almıştır.

İlk modern gaz türbini (şekil-2.7) 1930 yılında Frank WHITTLE tarafından geliştirilmiştir. Çok kademeli aksiyal bir kompresör ile tek kademeli santrifüj kompresörü aynı rotorda kullanıp, havayı turbojet kısmına sıkıştırarak güç sağlamış ve ilk turbojetin patentini almıştır.



Şekil-2.7 Frank WHITTLE tarafından dizayn edilen gaz türbini



Şekil-2.8 Günümüzün modern bir gaz türbini

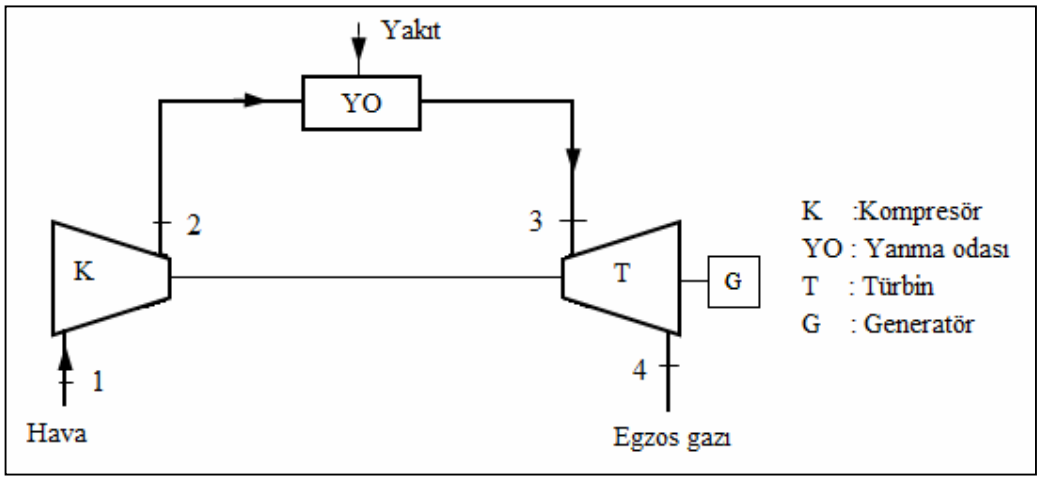
2.3 Gaz Türbinleri Termodinamik Prensipleri

Gaz türbinlerinin teorik çevrimi, başlangıçta bir pistonlu motor olarak George Brayton tarafından geliştirilen Brayton çevrimidir. Bugün Brayton çevriminin kullanımı, sıkıştırma ve genişlemenin eksenel kompresörler ve türbinlerde olduğu gaz türbinleri ile sınırlıdır. Gaz türbinleri genellikle açık çevrimde çalışırlar.

2.3.1 Brayton çevrimi :

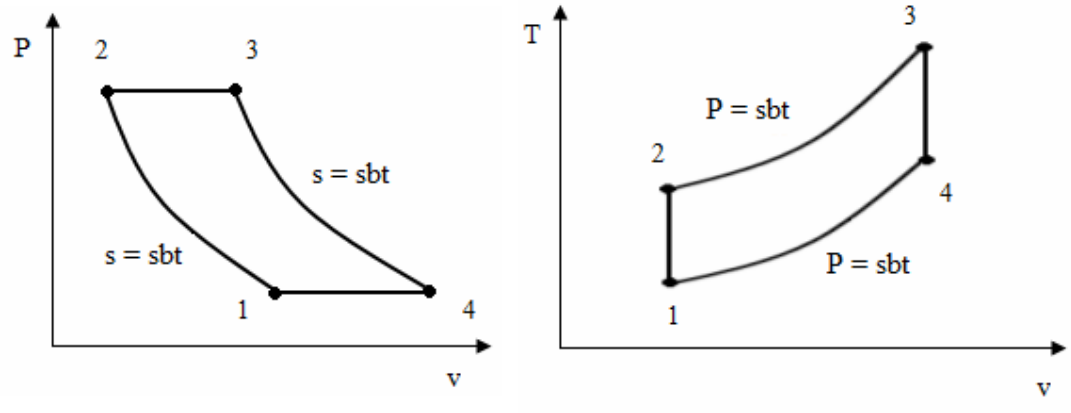
Brayton 1873 yılında yağ yakıt ile çalışmak üzere sabit basınçta yanma ve tam genişleme özellikleri olan bir motor geliştirdi. Bu motorda bir silindir, hava veya yanıcı karışımı sıkıştırırken diğer silindir de iş silindiri olarak kullanılıyordu. İş silindiri atmosferik basınca kadar genişlemeyi sağlayacak kadar genişti. Kompresör, yanıcı karışımı karışım alıcıya gönderiyor, karışım buradan motora akarken ateşleniyor ve yanma sabit basınçta gerçekleşiyordu. Bu çevrim günümüz gaz türbinlerinin teorik çevrimi olarak kullanılmaktadır.

Şekil 2.9'de basit bir sabit basınç gaz türbini sistem şeması görülmektedir. Basit bir gaz türbini, ortak bir mile monte edilmiş olan **K** kompresörü, **T** türbini, **YO** yanma odası ve **G** çıkış gücü bağlantısından oluşmaktadır.



Şekil 2.9 Basit Sabit Basınç Gaz türbini

Kompresör **1** nolu noktadan atmosferik havayı alıp **2** noktasındaki basınca kadar yükselterek, yanma odasına gönderir. Yanma odasına ikinci bir noktadan yakıt akışı olmaktadır. Hava içerisine püskürtülen yakıtın yanması sabit basınçta ve sürekli olmaktadır. Yanma ürünleri **3** nolu kısımdan türbine girdikten sonra türbini terk eden gazlar **4** nolu kısımdan atmosfere atılır veya atık ısı kazanlarına gönderilir. Egzos gazlarının basıncı teorik olarak atmosfer basıncındadır. Bu çevrimin Pv ve Ts diyagramları şekil 2.10' da görülmektedir.



Şekil 2.10 Sabit Basınç Bryton Çevrimi P-v , T-s Diyagramı

İdeal Brayton çevrimi aşağıda belirtilen dört içten tersinir hal değişiminden oluşur;

1-2 Kompresörde hava izantropik olarak sıkıştırılır
2-3 Sabit basınçta sisteme enerji verilir
3-4 Yanmış gazlar türbinde izantropik olarak genişler
4-1 Sabit basınçta sistemden çevreye enerji verilir

Akışkanın kütlesel debisi çevrim boyunca değişmez ve ideal hava gibi sabit kompozisyonda bir gaz olarak kabul edilir.

$q - w = h_{ç} - h_{g}$ (Enerji korunumu denklemi) (1)

$$q_{g} = h_{3} - h_{2} = C_{p}\left(T_{3} - T_{2}\right) \quad (2)$$

$$q_{ç} = h_{4} - h_{1} = C_{p}\left(T_{4} - T_{1}\right) \quad (3)$$

$$w_{net} = q_{g} - q_{ç} \quad (4)$$

$$\eta = \frac{w_{net}}{q_{g}} \quad (5)$$

$$\frac{T_{2}}{T_{1}} = \frac{T_{3}}{T_{4}} = \left(\frac{P_{2}}{P_{1}}\right)^{(k-1)/k} \quad (6)$$

$$P_{r} = \frac{P_{2}}{P_{1}} \quad (7)$$

$$\eta = 1 - \left(\frac{1}{P_{r}}\right)^{(k-1)/k} \quad (8)$$

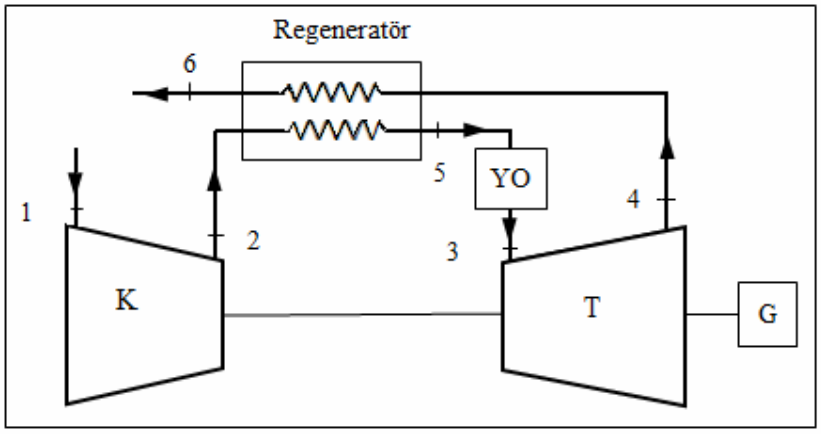
İdeal Brayton çevriminin ısıl veriminin, gaz türbininin basınç oranına ve akışkanın özgül ısılarının oranına bağlı olduğu görülmektedir. Isıl verim her iki parametre ile doğru orantılı olarak artmaktadır.

2.3.2 Regeneratörlü Brayton Çevrimi

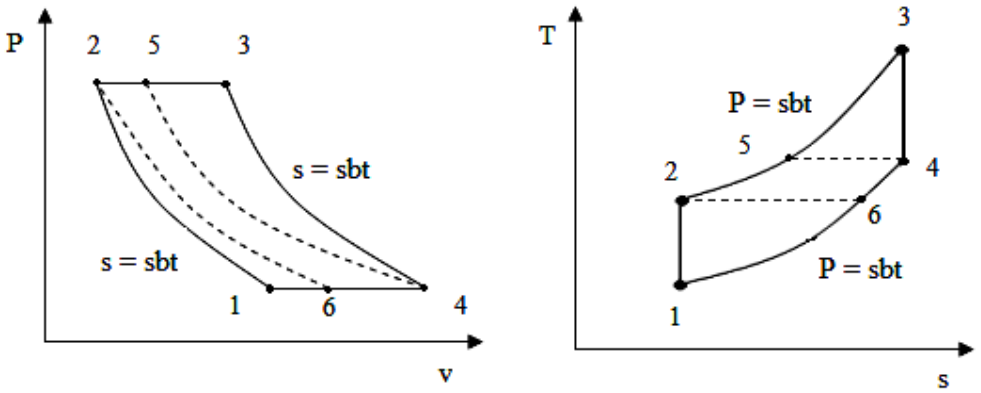
Gaz türbinlerinde türbinden çıkan egzos gazlarının sıcaklığı, kompresörden çıkan havanın sıcaklığından çok daha yüksektir. Bu nedenle, kompresörden çıkan yüksek basınçlı hava, regeneratör adı verilen ters akışlı bir ısı değiştiricisinde türbinden çıkan egzos gazları ile ısıtılabilir.

Böylece basit çevrimdeki egzos gazları ile çevreye verilen ısının bir bölümü yanma odasına giren havayı ısıtmak için kullanılır. Bu şekilde, aynı net iş için yanma odasında çevrime verilen ısı azalır ve çevrim verimi regeneratör kullanımı ile artar.

Regeneratördeki en yüksek sıcaklık, ideal durumda türbinden çıkan egzos gazlarının sıcaklığı olan T_4 sıcaklığı olabilir.



Şekil-2.11 Regeneratörlü Brayton çevrimini gösteren şema



Şekil-2.12 Regeneratörlü Brayton çevriminin P-v , T-s diyagramları

Regeneratörlü Brayton çevriminde gerçekleşen işlemler aşağıdaki gibidir.

1-2 Kompresörde hava izantropik olarak sıkıştırılır
2-5 Sıkıştırılmış havaya regeneratörde sabit basınçta enerji verilir
5-3 Yanma odasında sabit basınçta sisteme enerji verilir
3-4 Yanmış gazlar türbinde izantropik olarak genişler
4-6 Sabit basınçta, egzos gazından regeneratörde sıkıştırılmış havaya enerji verilir
6-1 Sabit basınçta sistemden çevreye enerji verilir

Yanma ile sisteme verilen ısı :

$$q_g = C_p(T_3 - T_5) = C_p(T_3 - T_4) \qquad (9)$$

Sistemden atılan ısı :

$$q_ç = C_p(T_6 - T_1) = C_p(T_2 - T_1) \qquad (10)$$

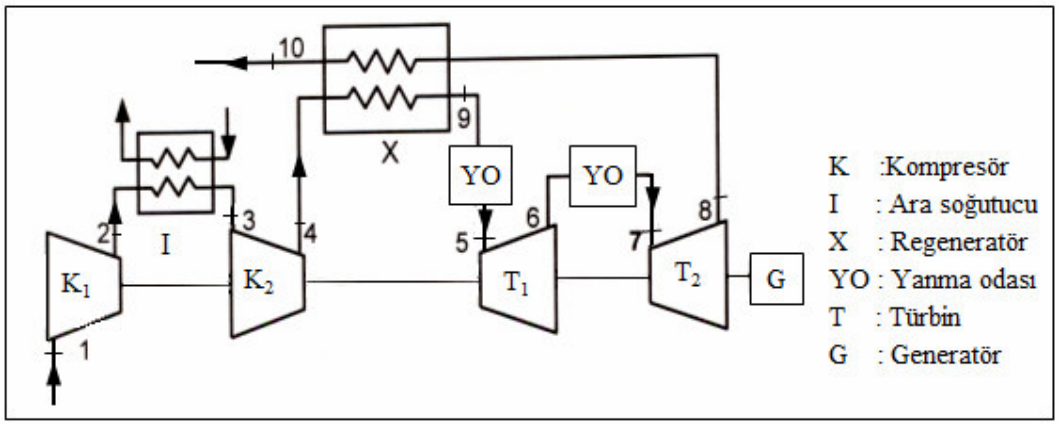
Çevrimin ısıl verimi :

$$\eta = 1 - \left(\frac{T_1}{T_3}\right)(P_r)^{(k-1)/k} \qquad (11)$$

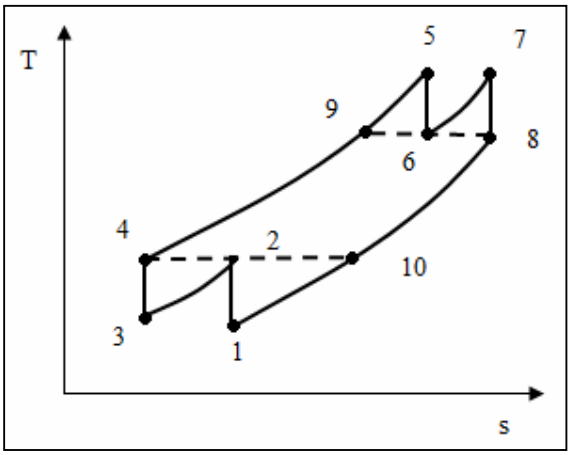
2.3.3 Ara soğutmalı, ara ısıtmalı regeneratörlü Brayton çevrimi

Bir gaz türbini çevriminin net işini bulmak için, kompresör işi türbin işinden çıkarılır. Bu nedenle net işin artması türbin işinin ve kompresör işinin azalmasıyla gerçekleşebilir. Havayı sıkıştırmak için gerekli iş, sıkıştırma işlemini kademelerde yaparak ve kademeler arasında havayı soğutarak azaltılabilir. Bu işleme ara soğutmalı çok kademeli sıkıştırma işlemi adı verilir. Benzer biçimde, belirli bir basınç aralığında çalışan bir türbinin yaptığı iş, genişlemeyi kademelerde yaparak ve kademeler arasında gazı ısıtarak artırılabilir. Bu işleme ise ara ısıtmalı çok kademeli genişleme işlemi adı verilir.

Ara soğutma ve ara ısıtma yapıldığı zaman, akışkan, basit çevrime oranla kompresörden daha düşük, türbinden ise daha yüksek bir sıcaklıkta çıkar. Bu durumda, kompresörden çıkan sıkıştırılmış hava ile türbinden çıkan egzos gazı sıcaklıkları arasındaki fark yükseldiği için çevrime bir regeneratör eklenmesi yararlı olur.



Şekil-2.13 Ara soğutmalı, ara ısıtmalı regeneratörlü Brayton çevrimini gösteren şema



Şekil-2.14 Ara soğutmalı, ara ısıtmalı regeneratörlü Brayton çevriminin T-s diyagramı

Ara soğutmalı, ara ısıtmalı regeneratörlü Brayton çevriminde gerçekleşen işlemler aşağıdaki gibidir;

1-2 Kompresörde hava izantropik olarak sıkıştırılır
2-3 Sabit basınçta hava soğutulur
3-4 Kompresörde hava izantropik olarak sıkıştırılır
4-9 Sıkıştırılmış havaya regeneratörde sabit basınçta enerji verilir
9-5 Yanma odasında sabit basınçta enerji verilir
5-6 Yanmış gazlar türbinde izantropik olarak genişler
6-7 Yanma odasında sabit basınçta enerji verilir
7-8 Yanmış gazlar türbinde izantropik olarak genişler
8-10 Sabit basınçta, egzos gazından regeneratörde sıkıştırılmış havaya enerji verilir

Ara soğutma ve ara ısıtma , gaz türbini çevriminin geri iş oranını olumlu yönde etkiler. Fakat bu , ısıl verimin de artacağı anlamına gelmez. Gerçekte, ara soğutma ve ara ısıtma, regenerasyonla birlikte uygulanmadığı zaman ısıl verim her zaman azalır. Bunun nedeni, ara soğutmanın çevrime ısı verilen ortalama sıcaklığı azaltması, ara ısıtmanın ise çevrimden ısı atılan ortalam sıcaklığı yükseltmesidir. Bu nedenle gaz türbini uygulamalarında ara soğutma ve ara ısıtma yapılıyorsa sisteme bir regeneratör eklenmelidir.

2.3.4 Gerçek ve teorik çevrimlerin mukayesesi

Gerçek çevrimin performansı aşağıdaki nedenlerle teorik çevrimlerinkinden farklıdır:

a) Teorik çevrimde sıkıştırma işlemi sırasında kinetik enerji değişimi ihmal edilir. Ancak turbomakinelerde akışkan hızları yüksek olduğunda kinetik enerji değişimi ihmal edilemez. Ayrıca işlemler tersinmez adyabatik olduğu için entropide artış olmaktadır.

b) Yanma odaları emme ve egzos kanaları ve ısı eşanjörlerinde sürtünmeden dolayı basınç kayıpları oluşur.

c) Yataklarda ve mekanik aksamda sürtünme kayıpları oluşur.

d) Sıcaklık ve kimyasal kompozisyondaki değişimlere bağlı olarak akışkanın $\boldsymbol{C_p}$ ve $\boldsymbol{k}$ değerleri değişmektedir. Genel olarak, normal çalışma basınç ve sıcaklık bölgesinde sabit basınç özgül ısısı (C_p) sadece sıcaklığın fonksiyonudur. Aynı özellik (k) için de doğrudur. Hava/yakıt oranı azaldıkça C_p artmakta, k azalmaktadır.

e) Gerçek yanma işleminde verim kayıpları olacağı için ekserji analizi de yapılarak yanma verimi saptanmalıdır.

3. GAZ TÜRBİN KANATLARINDA SOĞUTMA

3.1. Gaz Türbin Kanatlarında Soğutma İhtiyacı

Gaz türbinleri, havacılıkta, elektrik üretim santralinde ve endüstriyel uygulamalarda kullanılır. Gaz türbinlerinde kullanılan hava temel olarak üç ana görevi vardır. Bunlardan birincisi yanma için gerekli oksijeni sağlamaktır. İkinci olarak ise yüksek sıcaklıklara maruz kalan parçaların bu sıcaklıklar nedeniyle zarar görmesini önlemek için soğutma görevi yapmaktır. Son olarak ise türbinin belirli bölümleri arasında sızdırmazlığın sağlanması için sızdırmazlık havası olarak kullanılır.

Gaz türbinlerinin ısıl verimi ve çıkış gücü, türbin giriş sıcaklığı ile doğru orantılı olarak artar. Bu nedenle ısıl verim ve çıkış gücü önemli ölçüde gaz türbini giriş sıcaklığına bağlı bir fonksiyondur. Diğer bir deyişle, türbin giriş sıcaklığının arttırılması, gaz türbini performansını artırmadaki anahtar teknolojilerden biridir. Aşağıdaki formülasyonlarda türbin giriş sıcaklığının verim ve çıkış gücü üzerindeki etkisi görülmektedir.

$$\eta = \frac{q_{23} + q_{41}}{q_{23}} = 1 - \frac{T_4 - T_1}{T_3 - T_2} = 1 - \left(\frac{1}{p_r} \right)^{\frac{k-1}{k}} = 1 - \frac{T_4}{T_3} \tag{12}$$

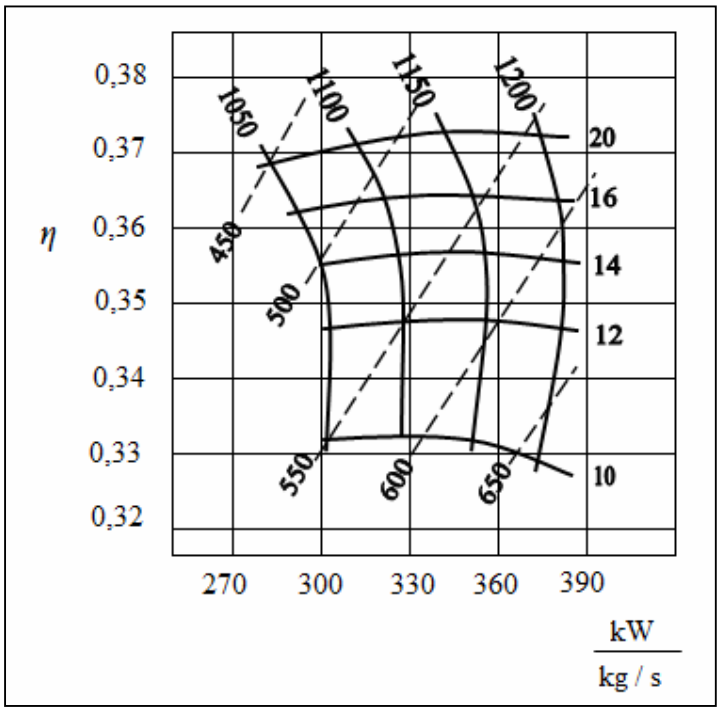
$$\frac{T_1}{T_2} = \frac{T_4}{T_3} = \frac{T_4 - T_1}{T_3 - T_2} = \left(\frac{1}{p_r} \right)^{\frac{k-1}{k}} \tag{13}$$

$$\frac{w}{C_p T_1} = t_r \left(1 - \frac{1}{p_r^{\frac{k-1}{k}}} \right) - \left(p_r^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \tag{14}$$

$$t_r = \frac{T_3}{T_1} \tag{15}$$

$$p_r = \frac{P_2}{P_1} = \frac{P_3}{P_4} \tag{16}$$

Sabit basınçta $P_r = P_2 / P_1 = P_3 / P_4$ basınç(sıkıştırma) oranı, $t_r = T_3 / T_1$ sıcaklık oranıdır. k özgül ısı oranı ve C_p özgül ısıdır. Gaz türbinlerinde çevrim verimi türbin giriş sıcaklığı ve basınç oranına büyük ölçüde bağlıdır. Turbojet makineler için önemli bir parametre olan özgül iş (14) denkleminde görüldüğü gibi sıcaklık ve basınç oranının bir fonksiyonudur. (12) ve (14) denklemlerinde T_3 türbin giriş sıcaklığının artışı iş ve verim ifadelerinin büyümesine sebep olmaktadır.

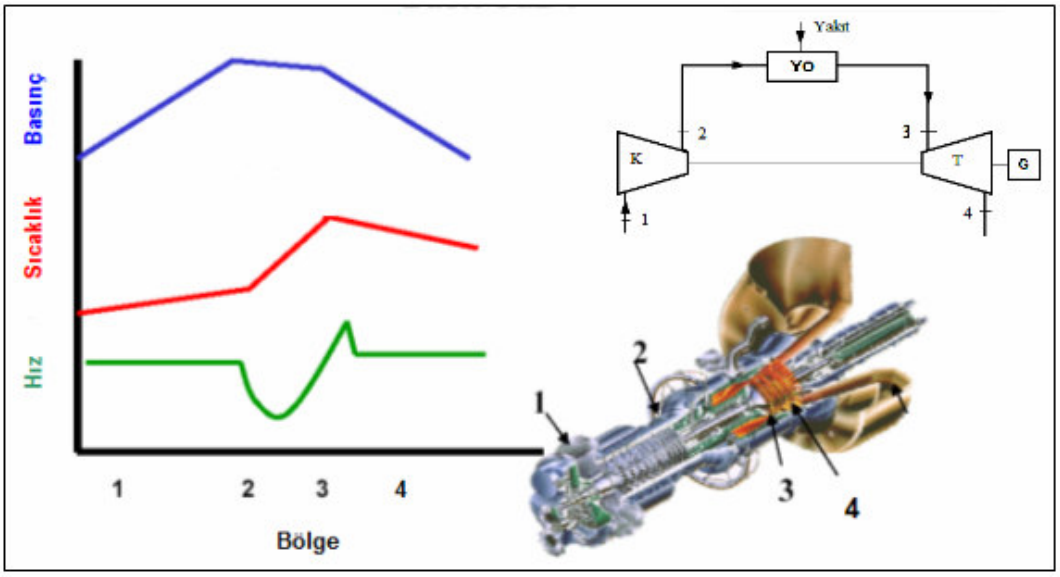


Şekil-3.1 Gaz türbini işletmesinde, birim zamanda yakılan yakıttan elde edilen güç ile verim arasındaki ilişkinin, türbin giriş-çıkış sıcaklıkları ve basınç oranlarına bağlı olarak değişimi

Gaz türbini çevrimindeki en yüksek sıcaklık, yanma işlemi sonucunda oluşan türbin giriş sıcaklığıdır. Bu sıcaklık, türbin kanat malzemelerinin dayanımıyla sınırlıdır. Sınırlanan bu sıcaklık değeri aynı zamanda çevrimin basınç oranını da sınırlamaktadır. Türbin giriş sıcaklığı ve çevrim basınç oranı değişiminde güç ve verim artışı için optimum bir çalışma noktası olduğu şekil-3.1 görülmektedir.

Yüksek yanma odası çıkış sıcaklıkları ile gaz türbini veriminin geliştirilmesi ve böylece yakıt/hava oranının düşürülmesi sağlanabilir. Benzer olarak, havacılık

uygulamalarında yüksek sıcaklık itme kuvvetinin artırılmasını sağlar. Gelişmiş gaz türbinlerinde türbin giriş sıcaklıkları kanat malzemesinin erime noktası sıcaklığından çok yüksektir. Bu durumda türbin kanatlarının ve diğer sıcak gaz yolu ekipmanlarının zarar görmemesi ancak uygun bir yöntemle ve gereken miktarda soğutulmasıyla sağlanabilmektedir. İleri teknoloji gaz türbinlerinde türbin giriş sıcaklığının yanısıra verim ve çıkış gücünü arttırabilmek amacıyla kompresör sıkıştırma oranı da yüksek tutulmaktadır.



Şekil 3.2 Brayton Çevrimi esasına göre çalışan gaz türbini içerisindeki kademelere göre basınç, sıcaklık ve akış hızı gösterimi

Gerçek çalışma prensibine göre bir gaz türbinindeki, kompresör ve yanma odasının giriş-çıkış, türbin rotor giriş, türbin çıkış ve egzos kısımlarında tespit edilen basınç, sıcaklık ve hız değişimleri şekil 3.2'de gösterilmiştir. Yanma odası içerisindeki yanma sonrası gazlar, kompresörden gelen hava ile soğutulmakta ve türbine soğutulmuş olarak gönderilmektedir. Bunun sebebi ise, yaklaşık 1800 ^{o}C'ye ulaşan gazın soğutulmadan gönderilmesi halinde türbin sıcak gaz yolu üzerindeki parçaların eriyecek olmasıdır.

Türbin içerisindeki kanatlar, çalışma esnasında temel olarak aşağıdaki zorlamalara maruz kalırlar;

1) Mekanik zorlanmalar
   a) Sürünme : Yüksek sıcaklıkta sabit (yada belirli yönde değişken) yük altında kalan malzemede meydana gelen deformasyon şekli
   b) Yorulma : Malzemenin tekrarlanan yükler altında deforme olması.
2) Isıl zorlanmalar
   a) Oksidasyon : Malzemelerin oksijen ile reaksiyona girerek eksik elektron seviyesine inmesidir.
   b) Yüksek sıcaklık korozyonu : Malzemelerin yüksek sıcaklık etkisiyle kimyasal reaksiyon göstererek bozunması; (bazen yüksek sıcaklık nedeniyle hem oksidasyon hem de redüksiyon yani malzemenin elektron alması) yüksek sıcaklık korozyonu olarak değerlendirilir.

Gaz türbin giriş sıcaklığının artması, aynı zamanda türbin kanatları ve sıcak gaz yolu üzerindeki diğer ekipmanların maruz kaldığı ve yukarıda açıklanan zorlamaların etkisini de ciddi ölçüde arttırmaktadır. Ve bundan en çok nasibini alan da türbin kanatlarıdır. Bu durum göz önüne alındığında; türbin kanat malzemesinin iyileştirilmesi , kanat kaplamaları ve kanat soğutma yöntemleri konuları üzerinde mühendislik çalışmaları yoğunlaştırılmıştır.

Günümüzde, malzeme teknolojisi oldukça ileri düzeylere ulaşmasına rağmen gaz türbinlerinin giriş sıcaklıkları, kanat malzemelerinin dayanma sıcaklıklarından çok daha yüksektir. Bu nedenle, ileri malzeme teknolojisi ile üretilen türbin kanatlarının da mutlak surette soğutulması gerekmektedir. Soğutmanın bu denli önemli olması, gaz türbini üreticilerini özellikle kanat soğutma teknolojileri konusunda yoğun araştırmalar yapmaya yöneltmiştir.

3.2 Soğutma İle Sağlanabilecek Avantajlar

Yukarıda bahsedildiği gibi gaz türbini giriş sıcaklığı, gerek türbin parçalarının ömrü gerekse türbin verimi ve çıkış gücü üzerinde en etkili parametredir. Türbin giriş sıcaklığının artması veya azalması ise türbin parçalarının dayanımı ile doğru orantılı olarak gelişmektedir. Türbin parçalarının dayanımı ise, kullanılan malzeme bileşimine, imalat yöntemine ve maruz kaldıkları sıcaklığın azaltılabilmesine bağlıdır. Türbinde kullanılan parçalardan olan türbin kanatları ise hem mekanik hem de ısıl zorlanmalara maruz kaldıklarından en kritik parçalar olmaktadır. Özellikle rotor kanatları hem basınçlı gazın oluşturduğu mekanik zorlamaya maruz kalmakta hem de yüksek hızda dönmenin etkisiyle oluşan merkez kaç kuvvetlerinin etkisi altında bulunmaktadır. Bu nedenle en kritik parçalar olarak kabul edilmektedir. Bu parçaların maruz kaldığı sıcaklık etkisiyle oluşan ısıl zorlanmaları en aza indirmenin yolu ise türbin kanatlarının soğutulmasıdır. Türbin kanatlarının soğutulması ile aşağıda belirtilen avantajlar sağlanabilecektir.

a) *Malzeme ömrü uzatılabilir:* Aynı yanma odası giriş sıcaklığına sahip türbinlerde türbin kanatlarında uygulanacak doğru bir soğutma yöntemi ile türbin kanadının ömrü çok daha uzun olacaktır.

b) *Kapasite kullanım faktörü arttırılabilir:* Türbin kanatlarının soğutulması ile türbin periyodik bakımlarının ve kanatların değiştirme sürelerinin daha uzun aralıklarla gerçekleştirme imkanı doğacağından bakım süreleri kısalacak ve dolayısıyla ünitelerin emreamadelik süreleri (çalışma süresi) ve kapasite kullanım faktörleri arttırılabilecektir.

c) *Bakım maliyetleri azaltılabilir:* Türbin kanatlarının soğutulması sayesinde hem malzeme ömrünün uzayacağı hemde emre amadeliklerin artacağını belirtmiştik. Bu sayede bakım maliyetleri hem zaman, hem malzeme hem de işçilik açısından ciddi oranda düşecektir.

d) *Türbin çıkış gücü arttırılabilecektir:* Türbin kanatlarının uygun bir yöntemle soğutulması ile istendiği takdirde daha yüksek türbin giriş sıcaklıklarında türbinin çalışmasına imkan sağlanabilir. Daha yüksek sıcaklıklarda ise gazın iş görme potansiyeli ve türbine verilen ısı enerjisi artacağından türbin çıkış gücüde buna bağlı olarak artacaktır.

e) *Türbin verimi artacaktır:* Daha önceki konularda türbin giriş sıcaklığı ile verim arasındaki ilişki teorik formülasyonlarla açık bir şekilde gösterilmişti. Buna göre türbin kanatlarının soğutularak daha yüksek türbin giriş sıcaklıklarında çalışılması doğal olarak türbin veriminin de artmasını sağlayacaktır.

f) *İşletme birim üretim veya hizmet maliyetleri düşecektir:* Gaz türbini kanatlarının soğutulması ile sağlanan tüm bu avantajlar doğal olarak türbinlerin kullanım amacına bağlı olarak sunulan hizmetin (havacılık vb.) veya yapılan üretimin (elektrik santrali, güç üretim türbinleri vb.) birim maliyetlerinin düşmesini sağlayacak ve işletmenin piyasa koşullarında rekabet etmesinde ciddi avantajlar sağlayacaktır.

3.3 Soğutma Sırasında Karşılaşılan Dezavantajlar

Soğutma için kompresörden çekilen hava nedeniyle türbin çıkış gücünde bir miktar düşüş yaşanmaktadır. Soğutma amacıyla kullanılan hava yanmış gazla karıştığında yanmış gazın entalpi ve basınç değerinde küçük de olsa bir düşüşe neden olmakta , bu da çıkış gücünü olumsuz yönde etkilemeketedir.

Kompresörden soğutma için çekilen hava bazen yanma odasına giren akışın değişmesine neden olduğu için yanma odasındaki akışın bozulmasına yol açabilmektedir.

Yukarıda sayılan dezavantajlar, soğutmada kompresör havası yerine eksoz gazının kullanılması ile belli ölçüde giderilebilir, ancak bu uygulamanın da bazı dezavantajlar doğuracağı muhakkaktır.

Türbin kanatlarında soğutma yöntemlerinin uygulanması yatırım maliyetlerinde de artışa sebep olmaktadır.

Bu dezavantajlar gözönüne alınarak yapılacak olan bir soğutma dizaynı ile en optimum sonuçlara ulaşılmasını mümkün olacaktır.

3.4 Kanat Soğutma Teknolojilerinin Gelişim Süreci

Gaz Türbin kanatlarının soğutulması ile ilgili tarihsel süreç aşağıdaki gibi gelişmiştir. Hava soğutmalı türbin kanatları ilk olarak 1929 yılında üretilmiştir. Kanatları soğutulmuş ilk turbo jet türbin ise II. Dünya savaşından kısa bir süre önce üretilen Alman savaş uçağında kullanılmıştır. Bu makinede, türbin kanatlarında soğutma uygulamanın amacı türbin giriş sıcaklığını yükseltmekten ziyade , sıcaklık dayanımı düşük olan malzemelerin kullanımına olanak sağlamaktı.

II. Dünya savaşından sonra, gaz türbini malzemeleri ve parçaların soğutulması alanlarındaki araştırmalar tümüyle çevrim verimini artırmak için yapılmıştır. 1947 yılında NASA, kanat soğutması ile ilgili deneysel çalışmalar üzerine gizli olmayan birkaç rapor yayınladı. Bu raporlar, gaz türbini kanat soğutulması konusunda yayınlanan ilk literatür dökümanlarıdır. Modern gaz türbinlerinde 1960 yılından sonra yapılan araştırmalar neticesinde türbin giriş sıcaklığında her yıl ortalama 20 ^{o}C artış sağlanmıştır.

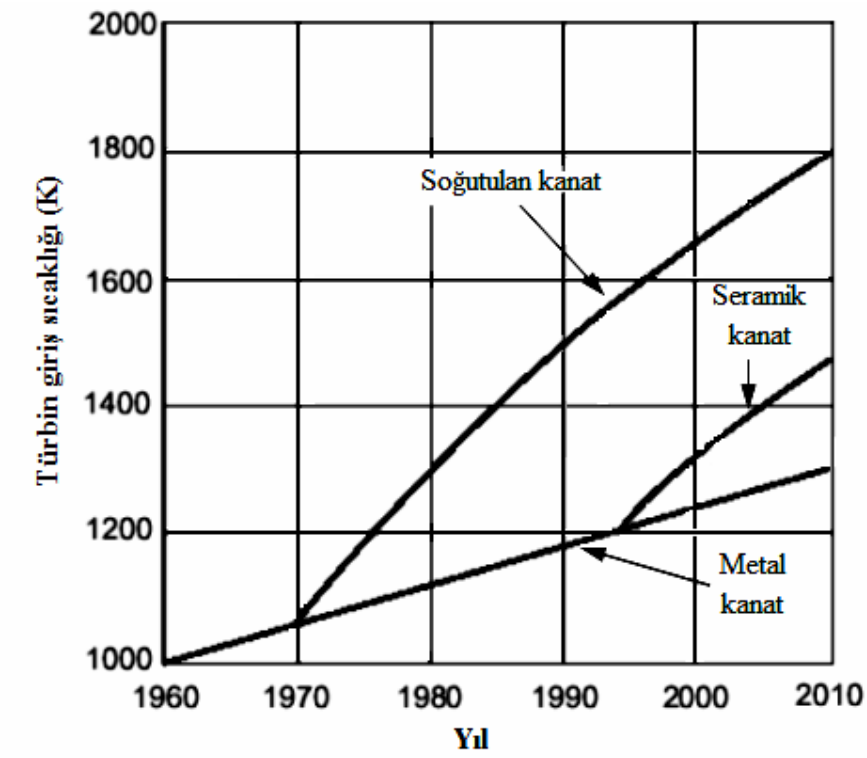
1960'lı yılların başında General Electric (GE) firması tarafından 1.kademe kanatlarda hava soğutması, endüstriyel tip türbinlerde kullanılmaya başlanmıştır. Türbin sıcak gaz yolu ekipmanlarının soğutulmasında kullanılan hava kompresörden sağlanmaktadır. Bununla birlikte GE firması gaz türbininde su ile soğutmadaki gelişime öncülük etmiş ve ilk laboratuar modelini 1973'de test etmiştir.

Kanat soğutma gaz türbin mühendisliğinde sürekli ve hızla gelişen bir alandır. Son yıllarda litaratüre girmiş en önemli gelişmeler, buharlı kapalı çevrim soğutma yöntemleri ve seramik esaslı kaplamalı malzemelerin kullanılmaya başlanmasıdır .

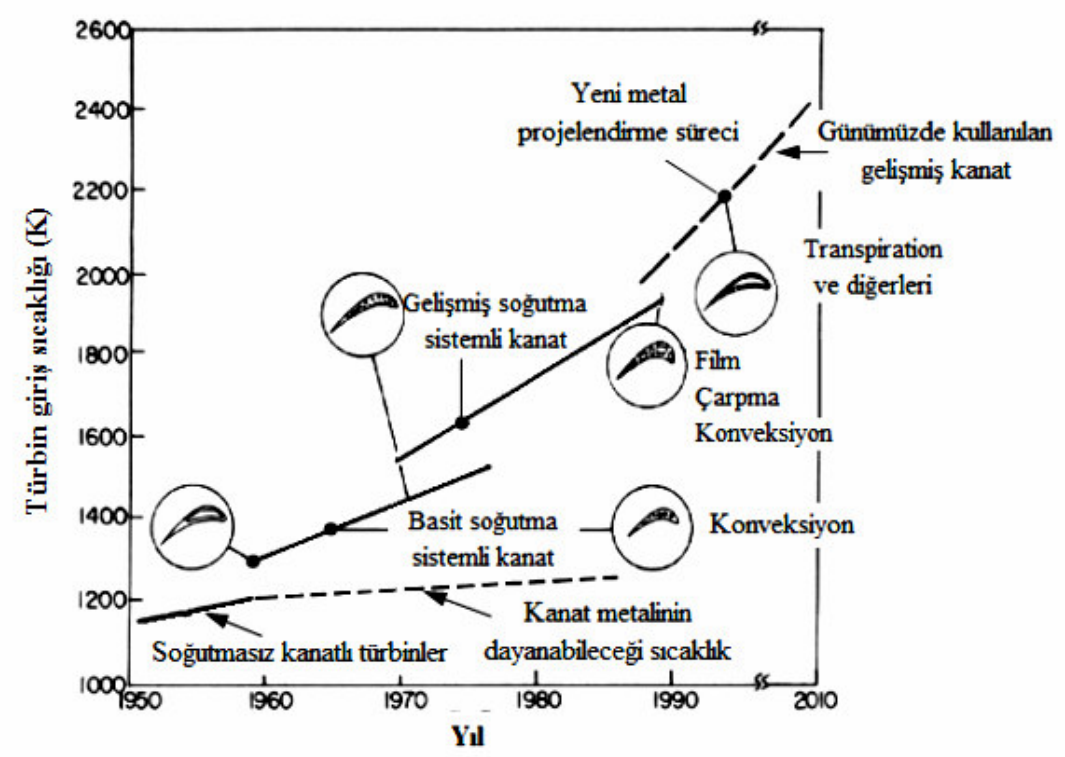
Bir Japon firması buharla ve hava ile soğutulmuş kanatlar ile türbin giriş sıcaklığını 1500 ^{o}C'nin üzerindeki sıcaklıklarda kombine çevrim gaz türbini olarak üretmiştir. Türbin giriş sıcaklığı 1700 ^{o}C'ye çıkarma araştırmaları sürmektedir.

Üretilen ilk gaz türbinlerinin verimi yaklaşık %20 gibi küçük bir değere sahipti. Günümüze kadar yapılan mühendislik çalışmaları, gaz türbinlerinin gücünü ve verimini artırma amaçlı olmuştur. Özellikle son yıllarda gaz türbinlerinin verimini ve gücünü artırmak için yapılan bu çalışmalar, kompresör basınç oranı ve yanma gazlarının türbine giriş sıcaklığının artırılması konusunda yoğunlaşmıştır. Yapılan çalışmalar neticesinde, yaklaşık % 40 verimli ve 300 MW güce ulaşan gaz türbinleri üretilebilmiştir.

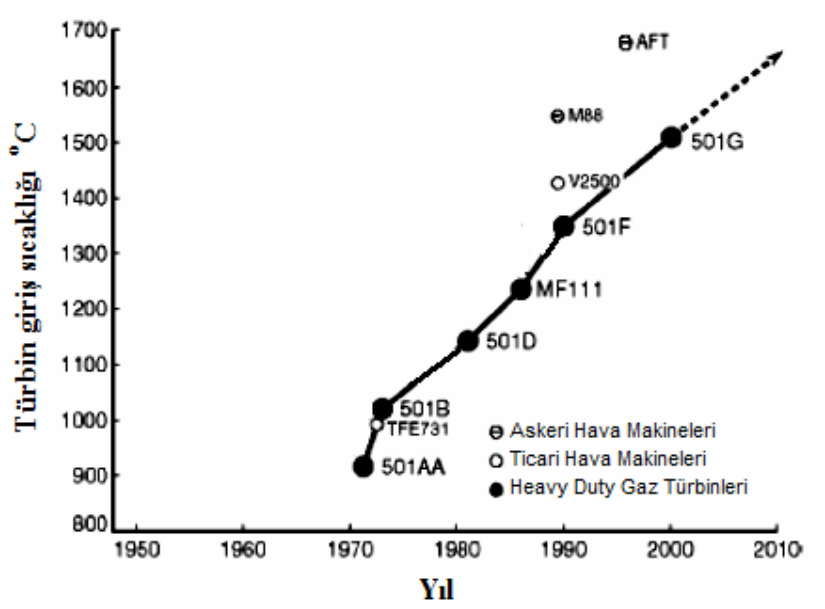
Gaz türbinlerinin yıllara göre tarihsel gelişimlerini gösteren ve farklı kaynaklardan alınmış grafikler aşağıda sunulmuştur.



Şekil 3.3 Yıllara göre türbin giriş sıcaklığı değişimi



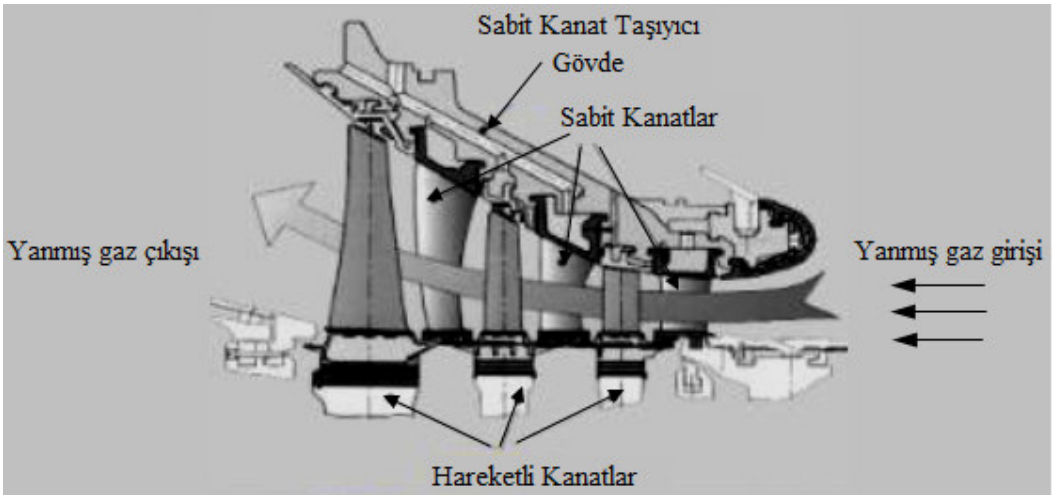
Şekil-3.4 Türbin giriş sıcaklığının yıllara ve soğutma yöntemlerine göre değişimi



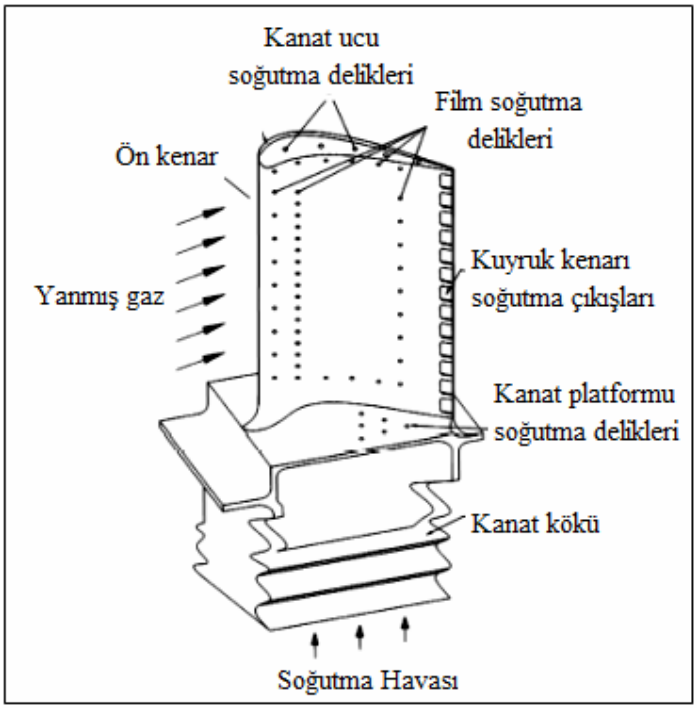
Şekil-3.5 Askeri, ticari ve santral gaz türbinlerinde türbin giriş sıcaklığının değişimi

3.5 Gaz Türbin Kanatlarında Isı Transferi

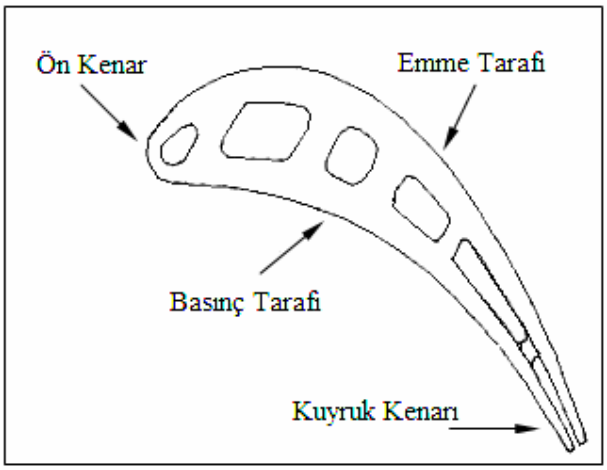
Aşağıdaki şekillerde gaz türbinlerinde, akışkanın türbin içerisinde ve kanat bölgesindeki akış hareketleri gösterilmiştir.



a) Gaz türbini içerisindeki sabit, hareketli kanatlar ve yanmış gaz akışı

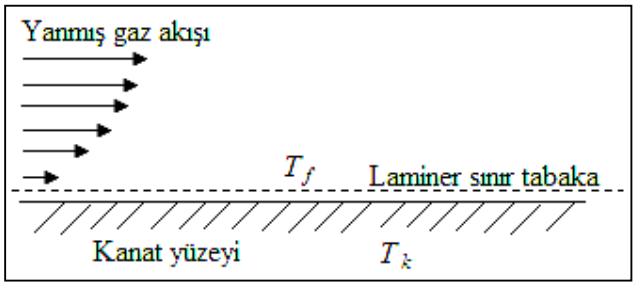


b) Kanat için kullanılan bazı terimleri gösteren resim



c) Kanat için kullanılan bazı terimleri gösteren resim

Şekil-3.6 a, b, c resimleri ile türbin ve kanatlar için kullanılan bazı terimler gösterilmiştir



Şekil-3.7 Türbin kanadı yüzeyindeki akış şeması

Şekil-3.7'deki yüzeyden türbin kanadına geçen ısı miktarı aşağıdaki şekilde ifade edilebilir.

$$q = h\left(T_f - T_k\right) \qquad (17)$$

q : türbin kanadına geçen ısı miktarı

h : ısı transfer katsayısı

T_f : sınır tabaka film sıcaklığı

T_k : kanat yüzey sıcaklığı

Şayet, $T_f = T_k$ olursa ki bu ideal durumdur. Bu durumda kanada hiç ısı taşınımı olmayacaktır. Soğutma ile hedeflenen bu ideal duruma yaklaşmaktır. Eğer bu ideal durum olabilseydi türbin giriş sıcaklığını sınırsız olurdu ki bu gerçekte mümkün değildir.

Yukarıdaki (17) eşitliğinde dört adet değişken vardır. Bu değişkenlerden gazın sıcaklığı, kanat yüzeyi sıcaklığı kolaylıkla ölçülebilir. Ancak kanada geçen ısı miktarı bu kadar kolay ölçülemez. Çünkü ısı transfer katsayısının (h) tespiti oldukça zordur. Isı transfer katsayısı deney ortamlarında gerekli hesaplamaların yapılmasıyla tespit edilebilmektedir.

4. GAZ TÜRBİN KANATLARI SOĞUTMA YÖNTEMLERİ

Gaz türbin kanatlarında kullanılan Soğutma teknolojileri litaratürde, açık sistem ve kapalı sistem soğutma (Jordal,2001) ve ayrıca, içten soğutma, dıştan soğutma (Carcasci ve Facchini,1996; Bredberg,2002; Altorairi,2003) olarak iki farklı şekilde sınıflandırılmıştır. Bu iki ayrı sınıflandırma aşağıdaki gibi açıklanmaktadır.

Jordal'a (2001) göre yapılan sınıflandırma;

Açık sistem soğutma

a) Konveksiyon soğutma

b) Çarpma soğutma

c) Film soğutma

d) Transpiration (effusion) soğutma

Kapalı sistem soğutma

a) Konveksiyon soğutma

b) Çarpma soğutma

Açık sistem soğutmada, soğutucu akışkan ısıyı kendi üzerine aldıktan sonra kanattan çıkar ve yanmış gaz akışına karışır. Kapalı sistem soğutmada ise soğutucu akışkan, kanatların içinden geçerken ısıyı kendi üzerine alır ve kanatlardan çektiği ısıyla kanat dışına çıkararak yoğuşturucuda dışarı atar. Yoğuşturucudan alınan ısı enerjisi sistem içerisinde kullanılacağı için çevrim veriminin artışı yönünde bir katkı sağlar. Açık sistem hava soğutması, gaz türbini parçalarını soğutmak için en yaygın yol ise de kapalı sistem buhar soğutması üzerinde de bir çok araştırma yürütülmektedir.

Carcasci ve Facchini (1996), Bredberg (2002) ve Altorairi'ya (2003) göre yapılan sınıflandırma;

İçten soğutma

a) Konveksiyon yoluyla soğutma

i) Kanal soğutma

ii) Çıkıntı türbülatörlü kanal soğutma

iii) Pin-fin türbülatörlü soğutma

iv) Kapalı sistem buharlı soğutma

b) Çarpma soğutma

Dıştan soğutma

a) Film soğutma

b) Transpiration (veya effusion) soğutma

Gaz türbinlerinin hava ile soğutulmasında genellikle konveksiyon, çarpma ve film soğutma yöntemlerinin kombinesi uygulanmaktadır.

Litaratürde yapılan sınıflandırmalara bakıldığında kanat soğutmasında; konveksiyon, çarpma, film ve transpiration soğutma olarak dört ana metod olduğu görülmektedir.

Yukarıda yapılan sınıflandırmada bahsedilen içten soğutma yönteminde soğutucu akışkan kanat içinde dolaşarak ısıyı kendi üstüne alarak soğutma sağlanır. Dıştan soğutma yönteminde ise soğutucu akışkan kanat dışında yanmış gaz ile kanat yüzeyi arasında bir tabaka oluşturularak soğutma sağlanır.

İncelememiz, yukarıda bahsedilen sınıflandırmalardan Carcasci ve Facchini (1996), Bredberg (2002) ve Altorairi'ya (2003) göre olan sınflandırma baz alınarak yapılacaktır.

4.1. İçten Soğutma Yöntemleri :

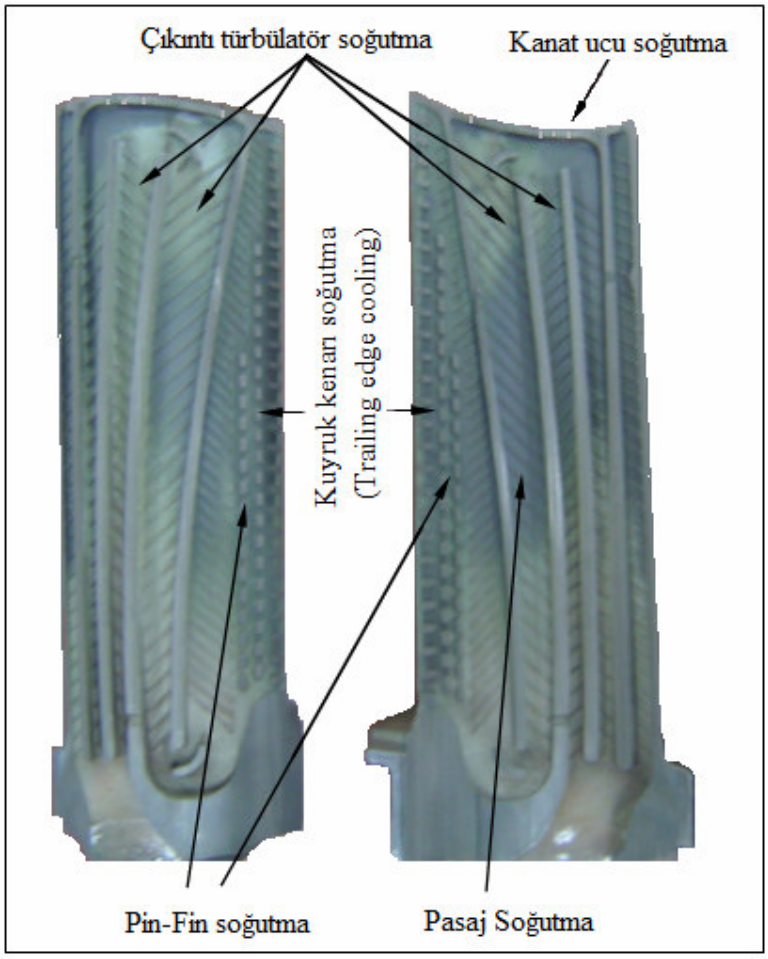
İçten soğutmada soğutucu hava kompresör kademesinden alınır ve kanat iç kanallarından geçirilir. Bu en genel tekniktir ve kanal soğutma olarak adlandırılır. Maksimum ısı çekebilmek için havanın, kanat iç çeperlerine çarpmasına izin verilir. Bu teknik çarpma soğutma olarak adlandırılır. (Altorairi,2003) Uygulanan bu yöntemlerde soğutucu akışkan işini bitirdikten sonra ana akışkana karışır ve böylece açık bir sistem oluşturur.

İçten soğutma yönteminin en gelişmiş olanı ise kapalı çevrim soğutma sistemidir. Kapalı sistem soğutmada buhar kullanılarak genelde birinci kademe sabit kanatlar soğutulur. Kullanılan buhar yanmış gaz akışına karışmaz.

4.1.1 Konveksiyon yoluyla soğutma :

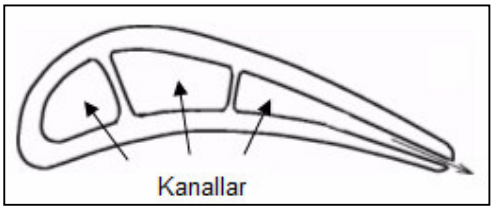
Kanat soğutmada uygulanan ilk metoddur. Kanat içindeki kanallarda soğutucu akışkan kendisi ısınırken kanadı soğutur. Isı transferini artırmak için soğutucu akışkan olarak görevlendirilen havanın hızının yüksek olması istenir. Yüksek hızlarda oluşan türbülans; kanallardaki çıkıntı ve pin-fin olarak adlandırılan türbülatörlerle artırılabilir. Fakat bu tip kanatların üretimi oldukça zor ve pahalıdır. Türbülans oluşturmak için dizayn edilen bu çıkıntılar konveksiyonla soğutmada soğutma verimini artıran sistemlerdir.

Konveksiyon soğutma metodu, aşağıdaki şekilden de anlaşılacağı üzere kanal, çıkıntı ve pin-fin soğutması olarak sınıflandırılmaktadır (Han ve Dutta,2000, Han,2004).



Şekil 4.1 Kanat soğutmasında konveksiyon soğutma sistemleri

i) Kanal soğutma :Türbin kanadı içerisinde bulunan kanallarda soğutma akışkanı kanat iç çeperlerini soğutur. Bu uygulanan ilk soğutma metodu olup kanalları, çeperleri düz ve kanalları tek geçişli dizayn edilmiştir. Soğutma kanalları, üretim teknolojisi geliştikçe çok geçişli kanal olarak dizayn edilmişler ve soğutma veriminin artması sağlanmıştır.



Şekil-4.2 Kanat içindeki kanalların kesit görünümü

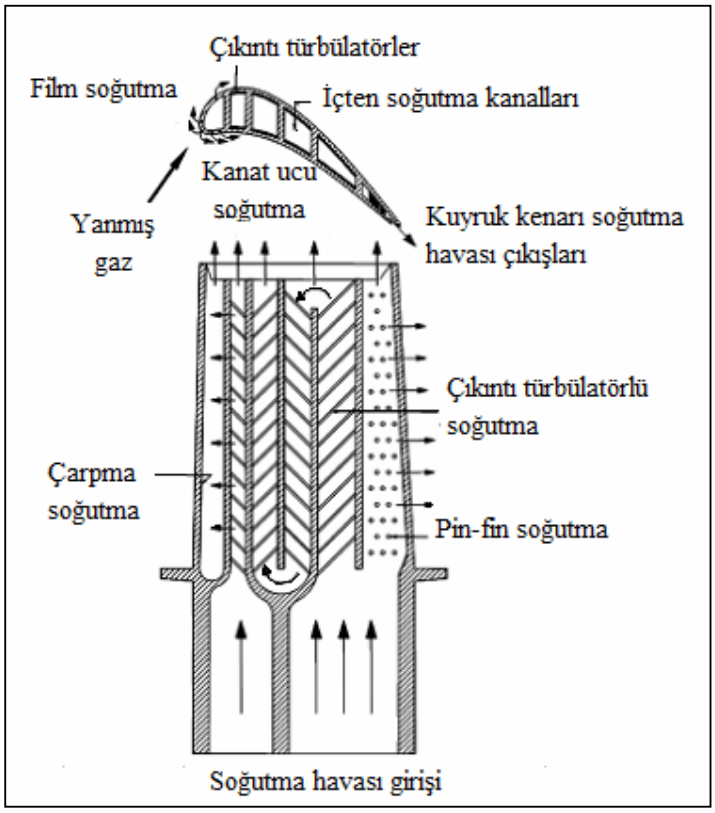
ii) Çıkıntı türbülatörlü kanal soğutma : Gelişmiş gaz türbin kanatlarında, ardı sıra türbülans oluşturucu çıkıntılar, ısı transferini artırmak için içten soğutma kanallarının karşılıklı iki çeperine yerleştirilir. (Bredberg,2002, Han,2004) İçten soğutma kanalları çoğunlukla kısa dikdörtgen veya farklı kenar oranlarıyla kare kanallar gibi modellenir. Çıkıntılı türbülatörlerle dikdörtgen kanallardaki ısı transfer artışı herşeyden önce, çıkıntı türbülatörlerin üzerinde bulunduğu kanal geometrisine, çıkıntı boyutuna, biçimine, dağılımına, akış geliş açısına ve akış Reynolds sayısına bağlıdır. Çıkıntı türbülatörler basınç düşümüne sebep olurlar. Genelde, kanal buyut oranları ¼ 'den (ön kenar yakını) 4'e (kuyruk kenarı yakını) kadar çeşitli oranlarda kanallı soğutucu kanallar için kullanılan tekrarlanmış çıkıntılar, yaklaşık karedir. Tipik çıkıntı yüksekliği soğutucu kanal hidrolik çapının %5-10 dir. Çıkıntı aralığının, çıkıntı yüksekliğine oranı 5-15 arasıdır. Çıkıntının akışa göre açısı yaklaşık 30-60 derecedir. (Han,2004)

Çıkıntı etrafındaki akışta, türbülans miktarı ve böylece düz bir çepere sahip kanal soğutmasından 2-4 kat fazla ısı transferi artar. (Bredberg,2002)

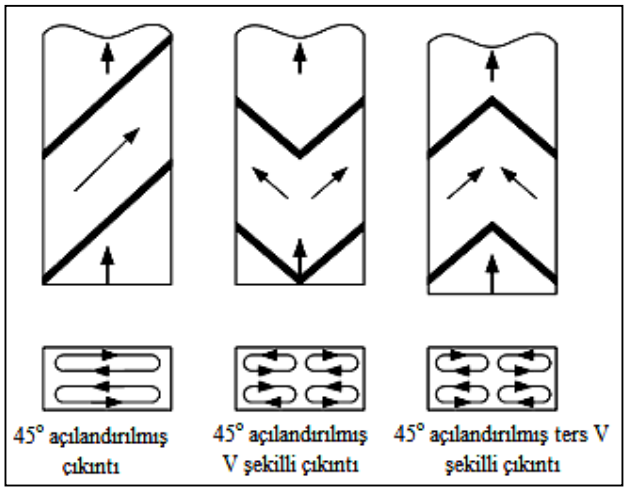
Genelde, yüksekliği küçük olan çıkıntılar, yüksek Re sayılı akışlar ve ısı transferi artışı için daha verimlidir, fakat basınç düşümü Re sayısıyla artar. Örneğin, Re sayısı yaklaşık 30.000, çıkıntı yüksekliğinin kanal hidrolik çapa oranı %6,

çıkıntı aralığının yüksekliğe oranı 10 ve 45^{o} çıkıntı açısı olan kare kanalda beş kat basınç düşümüyle ısı transferi yaklaşık üç kat artırılabilir. V ve delta şekilli çıkıntılar verilen bir basınç düşümü için geometrisi tipik açılı çıkıntıdan daha iyi ısı transfer performansı sağlar. Bununla birlikte, basınç düşümü soğutma dizaynında dikkate alınan ana bir konu değilse, biraz daha fazla ısı transferi artışı oluşturmak için çıkıntı yüksekliğinin kanal hidrolik çapına oranı daha büyük çıkıntı kullanılabilir. (Han,2004)

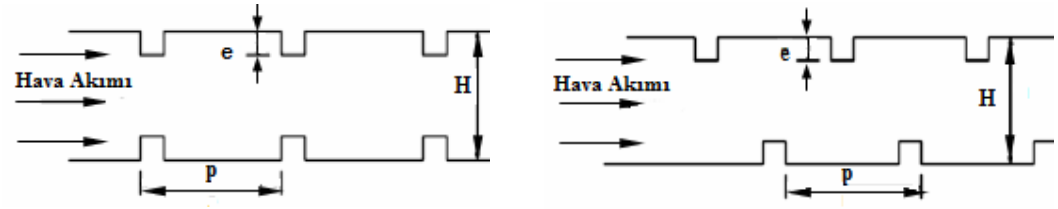
Çıkıntılar, üzerinden geçen akışta ayrılmalara neden olur ve çıkıntılar arasında akış tekrar birleşir. Bu sınır tabakasının bozulması, ısı transferinin artmasına öncülük eder. Ayrılma ve birleşme akışın türbülansını artırır ve akışın ortasındaki soğutucu ile çeper kenarındaki soğutucu akışlar karışır. Yeni ince bir sınır tabakası, herbir çıkıntıdan sonra birleşme noktasında başlar. (Sundberg,2005)



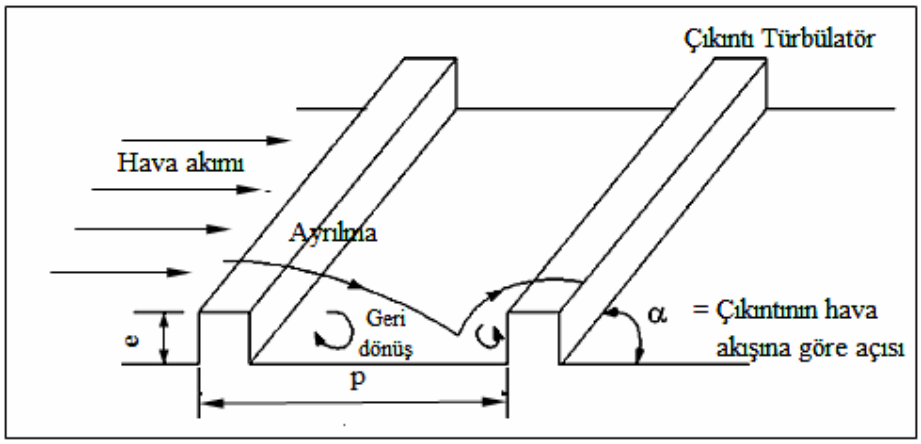
Şekil-4.3 Çıkıntı türbülatörlü soğutma sistemi



Şekil-4.4 Çıkıntıların diziliş şekilleri

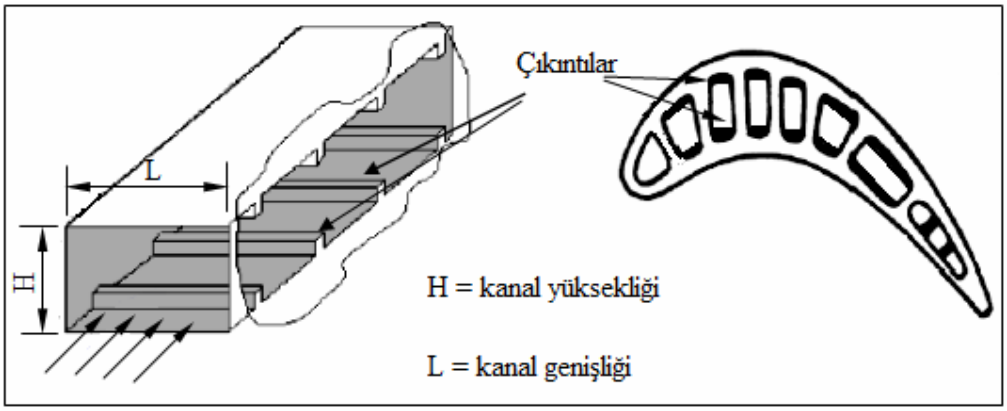


(a)



(b)

Şekil-4.5 a) Kanat soğutma kanalındaki karşılıklı çeperlerinde simetrik (paralel) ve şaşırtmalı çıkıntı düzenleri
b) Akışın şematik gösterimi



Şekil-4.6 Kanal içinde çıkıntıların görünümü (Sundberg,2005)

p / e	Akış örnekleri
→ ∞	X = 6e - 8e
10	
8	
5	
2	
0,75 1,25	

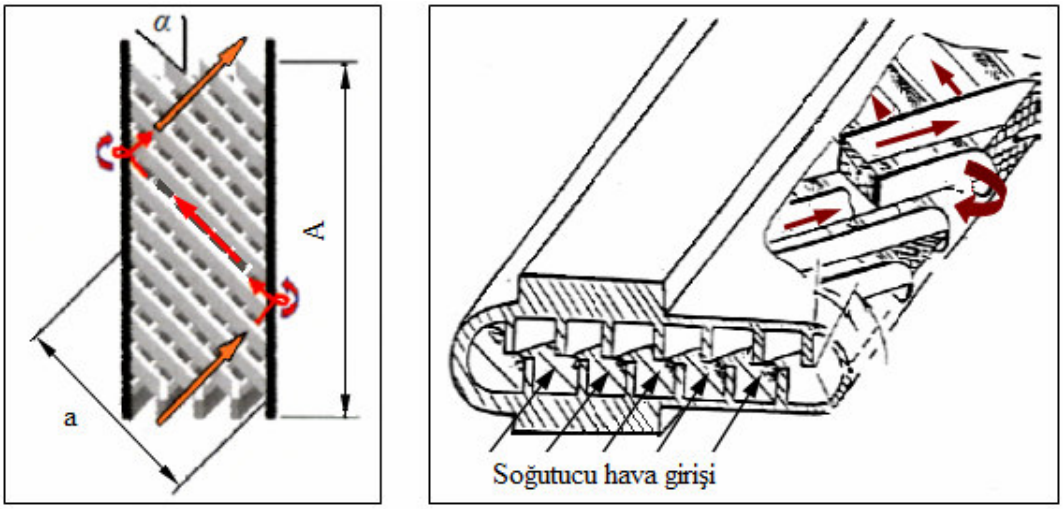
Şekil-4.7 Kanal içindeki çıkıntılar üzerinden akışta p / e'nin fonksiyonu

Çıkıntı dizaynınında $p / e < 8$ olursa kanal zemini ile çıkıntı arasında hava boşluğu oluşur ve akış birleşemez. (Bredberg,2002)

Düz kanalda Nusselt sayısı türbülanslı akış gelişimi yüzünden giriş yakınında en yüksektir. Girişten daha ileride Nu sayısı düşer. Bununla birlikte çıkıntılanmış kanaldaki düz çeper Nu sayısı düz bir kanaldaki Nu sayısından yaklaşık %20 -%60 daha yüksektir. Çıkıntılanmış bir kanalda düz çeper ve çıkıntılanmış yerin ikisinde Nu sayısı, çıkıntılar arasında olan ayrılma ve birleşmeden dolayı azalır ve artar. (Sundberg,2005)

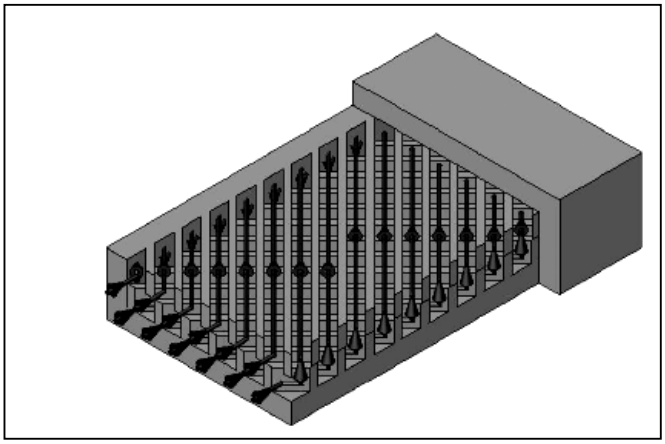
Ayrıca, çıkıntı soğutma yönteminin bir çeşidi de genellikle kanadın kuyruk kenarını soğutmak için kullanılan ve önceki Sovyetler birliği döneminde uzun yıllardır kullanılmakla beraber batıda nispeten tanınmayan matriks soğutma veya kafes soğutma (latticework(vortex)) yöntemidir. Bu yöntem hakkında, bahsedilen nedenden dolayı açık litaratürdeki mevcut bilgi sınırlıdır. (LaGrone,2004, Sundberg,2005)

Bir matriks, zıt açılı boylamsal çıkıntıların iki katmanından meydana gelir. Çıkıntılar, sürekli yön değitiren kanallar ve soğutma havası akışlarından bir sistem oluşturur. Isı transfer katsayısı her bir kanalın girişinde gelişen yeni ince bir sınır tabakasının giriş etkileri yüzünden artar. Akışın, bir kanaldan diğerine geçişinde oluşan girdap ve akış türbülansı artar. Ayrıca, boylamsal çıkıntılar dolayısıyla ısı transfer yüzey alanı artar. Diğer pozitif etkisi boylamsal çıkıntıların parça dayanımını artırmasıdır. Matriks kanallarının α açısı matriks ısı transferi artışında büyük etkiye sahiptir. (Sundberg,2005)



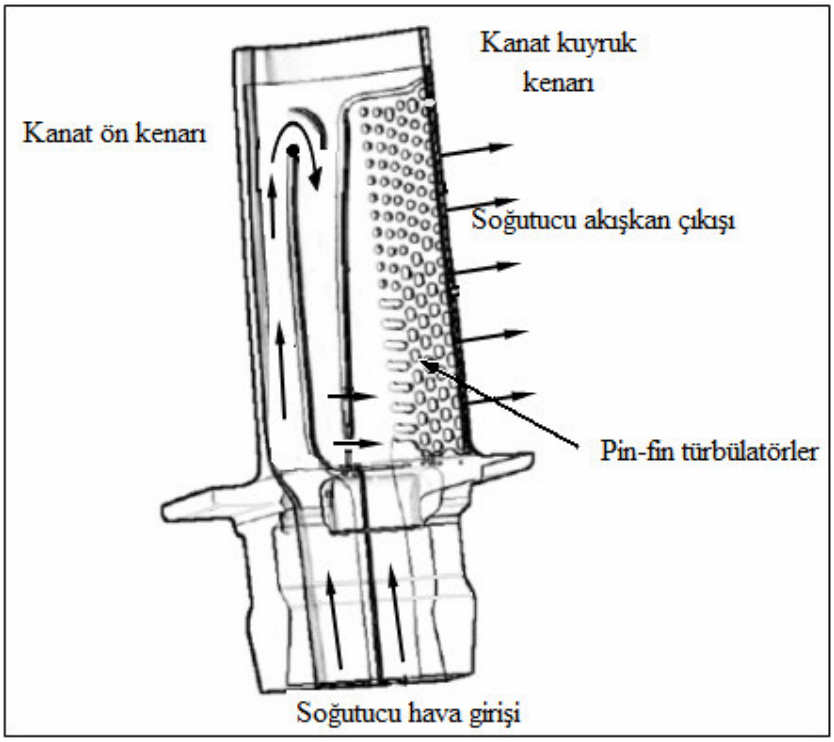
a) b)

Şekil-4.8 a, b) Matriks soğutma yöntemininde soğutucu akışkanın akışını gösteren şekil



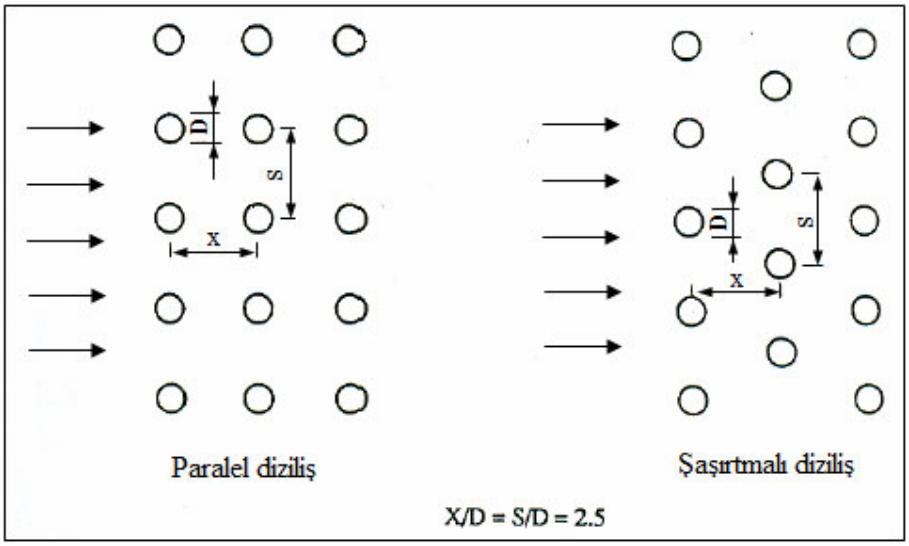
Şekil-4.9 Latticework(vortex) soğutma yöntemi (LaGrone,2004)

iii) Pin-fin türbülatörlü soğutma: Pinler, imalatı zor olduğundan çarpma ve çıkıntılı kanallara yer bulunamayan kanadın dar kuyruk kenarında kullanılır. (Han ve Dutta,2000) Pin-finler genelde yüksekliğinin çapa oranı ½ ve 4 arasında pine sahip olan türbin soğutmasında kullanılır (Han ve Dutta,2000, Lyall,2006). Soğutucu akışkanda türbülans, pimler tarafından oluşturulur. Isı transfer katsayısı dağılımı üzerinde , pim ölçüleri, dağılımı, şekli ve pin-fin soğutmanın etkilerini değerlendiren bir çok çalışma vardır. (Han ve Dutta,2000)

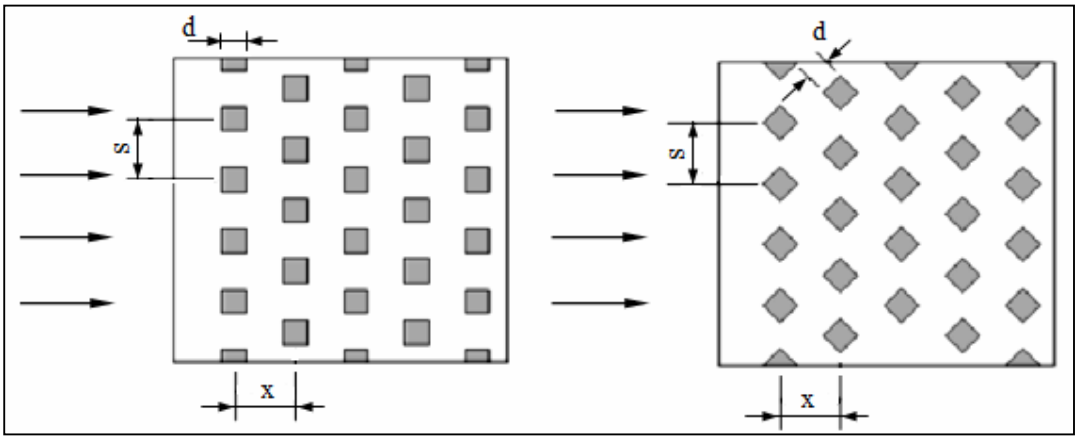


Şekil-4.10 Kanat kuyruk kenarındaki pimlerin kesit resmi

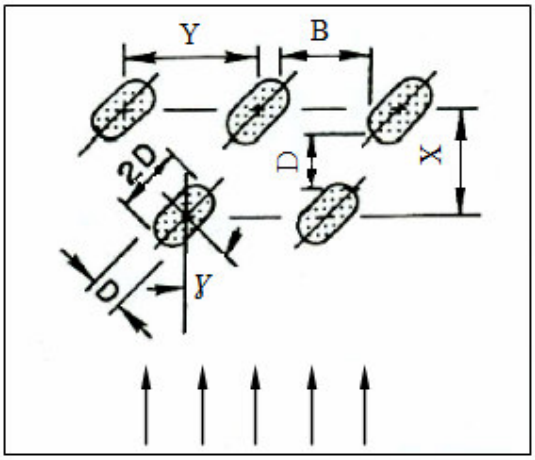
Kanat içindeki pimler veya silindirler dizisi içinden soğutucu akışkan geçerken ısı kanattan uzaklaştırılır. Soğutma kanalının basınç ve emme tarafını birleştiren pimlerle soğutma kanalında ısı transferi artarken ek olarak da yapısal destek sağlanır.



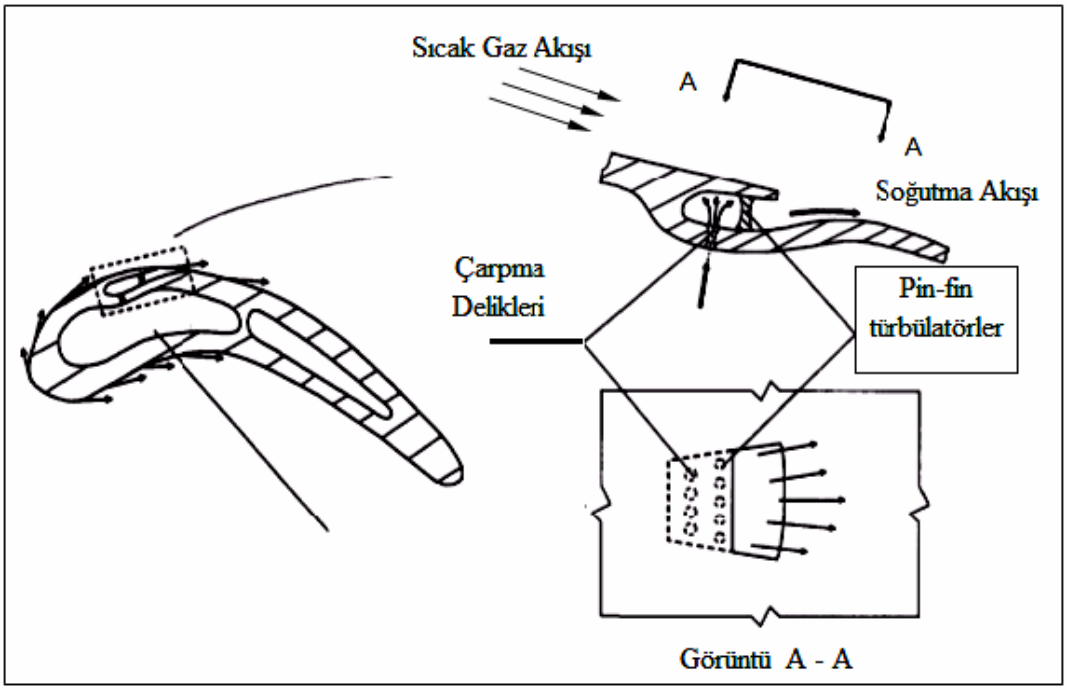
Şekil-4.11 Pimlerin paralel ve şaşıtmalı diziliş şekilleri



Şekil 4.12 Kare ve baklava dilimi(elmas) pimlerin diziliş şekli



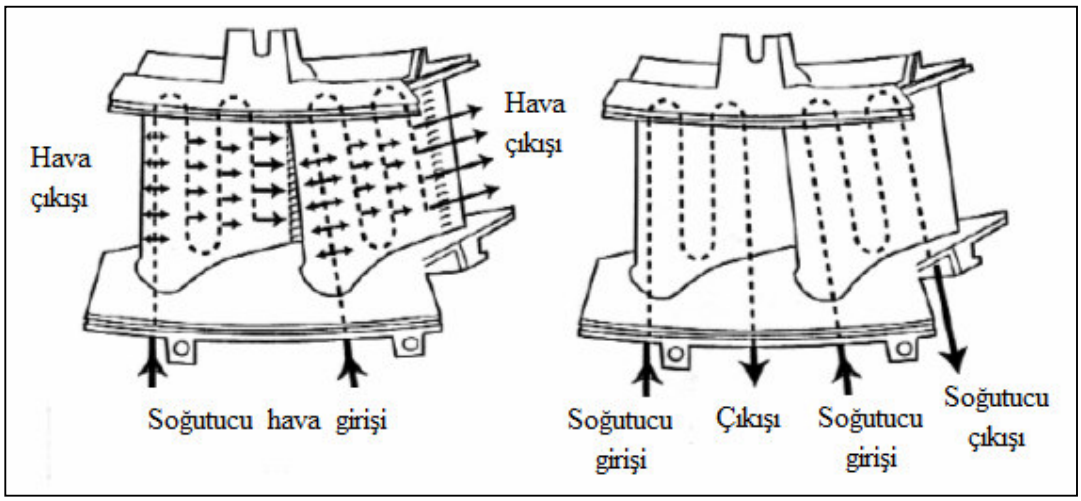
Şekil-4.13 Kuyruk kenarı soğutmasında kullanılan elips pimlerin dizilişi



Şekil-4.14 Çarpma soğutma, pim-fin soğutma ve film soğutma

iv) Kapalı sistem buharlı soğutma : Konveksiyon yoluyla soğutma yöntemlerinden bir tanesi de kapalı sistem soğutma yöntemidir. Kanat kökünden giren soğutma havası kanat iç kısmındaki kanallardan geçer ve delik kısımlardan yanmış gazlara karışır. Bu geçiş sırasında yanmış gazın kanada ilettiği ısıyı, hava üzerine alarak kanattan uzaklaştırmaya çalışır. Havanın daha iyi bir soğutma yapabilmesi için iç kısımlara türbülans oluşturacak türbülatörler dizayn edilmesi de bu soğutma yönteminde sıklıkla uygulanan bir dizayn şeklidir.

Son yıllarda bazı gaz türbin üreticileri, kanat soğutma yöntemlerinde kullanılan soğutucu akışkan olan hava yerine kapalı çevrim olarak çalışan sistemde buharı kullanmaya başlamışlardır. Bu sistem genellikle sabit kanatlara uygulanmaktadır. Böylelikle, yanma odası çıkış sıcaklığını yani türbin giriş sıcaklığını artırmadan bile gaz türbin verimi yükseltilebilir. Çünkü hava ile yapılan soğutmada, hava içten soğutma yaptıktan sonra kanattan çıkarak yanmış gaz akışına karışır ve bu bölgedeki sıcak gazın soğumasına sebep olur. Kanat kademeleri arasındaki yanmış gazın ısı enerjisi azalır ve türbinin verimi düşer.



a) b)

Şekil 4.15 a)Hava soğutmalı 1.kademe sabit kanattan hava çıkışı
b) Buhar soğutmalı 1.kademe sabit kanattan buharın çıkışı

Şekil-4-15'de görülen GE firması H sistem türbinlerinin 1.kademe sabit kanat öncesi ve sonrasında yanmış gaz akımının sıcaklık farkı, açık sistem hava ile soğutulmuş kanat ile kapalı sistem buhar ile soğutulmuş kanattaki durumun karşılaştırılması aşağıda yapılmaktadır.

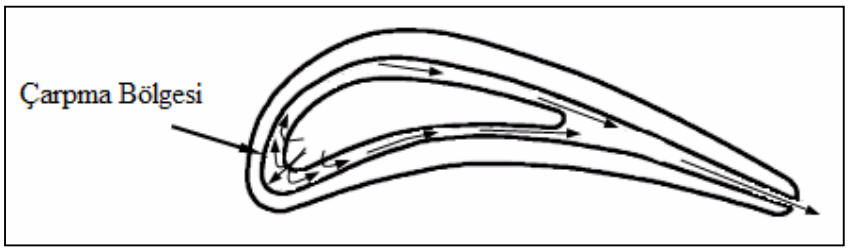
Konvansiyonel gaz türbinlerinde 1. kademe sabit kanatlar kompresör sonundaki hava ile soğutulur. Bu soğutma işleminde, 1. kademe kanatlarda iş gören yanmış gazın sıcaklığı, soğutucu havanın karışması ile yaklaşık 155°C düşer. Bu da, yanmış gazın bir sonraki kanat kademesine çok düşük sıcaklıkta girmesine sebep olur.

Gelişmiş teknolojili gaz türbinlerinde, 1. kademe sabit kanatlarda kapalı sistem buhar ile soğutmada, kanatlarda iş gören yanmış gaza karışım olmadığı için kanat sonrası bölümdeki sıcaklık düşüşü 44°C den daha azdır. Bu durum, H sistem türbinlerin gaz türbini giriş sıcaklığının 1430°C sıcaklık sınıfına ulaşmasına ve konvansiyonel sistemlerdekinden 110°C daha yüksek giriş sıcaklığına ulaşmayı sağlar.

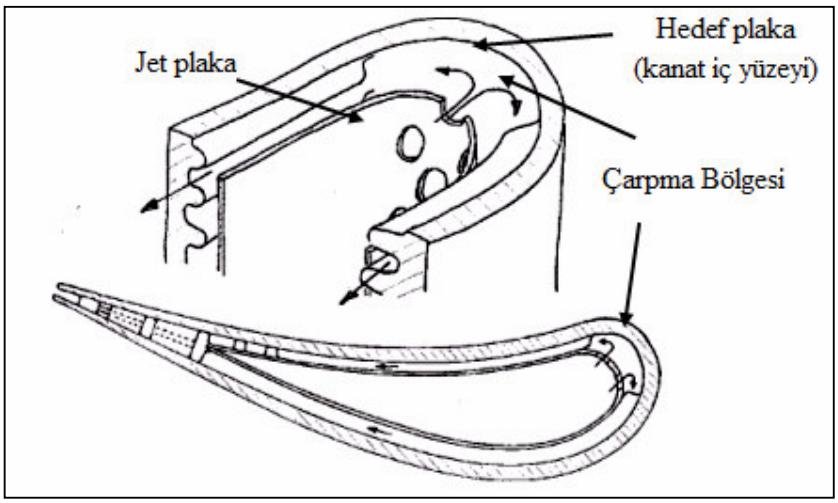
Bu teknolojinin uygulandığı sistemlerin bir diğer avantajı da soğutma görevi gören buharın soğutmanın yanı sıra topladığı ısıyı buhar türbininde kullanarak atık ısıyı değerlendirmesidir. Böylece çevrim verimi de arttırılmış olur. Bu sistemin üçüncü avantajı da kompresör sonu havasının soğutma amaçlı kullanımını da minimize ederek daha fazla yanma havası sağlanması ve böylece türbin gücünün artmasını sağlar. Konvansiyonel gaz türbinlerinde, kompresör havası türbin tarafında 1. kademe sabit kanatlardan sonraki döner ve sabit komponentlerin soğutulmasında da kullanılır. Bu hava çevrim performansını düşürür. Gelişmiş sistem gaz türbinlerinde bu havanın yerine buhar kullanılarak çevrim verimi %2 ye kadar artırılabilir ve çıkış gücünde belirgin bir artış sağlanabilir, böylece kompresör havası tamamen türbine yönlendirilerek faydalı bir şekilde kullanılır.

4.1.2 Çarpma soğutma yöntemi :

Modern gaz türbinlerinin çeşitli bölgelerinin soğutulması için çarpma jetlerinin kullanımı çok yaygındır. Özellikle yüksek basınç türbinlerinde çarpma jetlerinin soğutma verimleri çok yüksektir. Çarpma soğutma genellikle kanadın ön kenarında lokal olarak soğutmak için çok verimli bir yoldur. Hava, kanat içindeki merkeze doğru radyal olarak yönlendirilir ve sonra aksiyel yöne döner ve kanadın iç yüzeyi üzerine küçük delikler vasıtasıyla çarptırma yapılır.



Şekil-4.16 Çarpma yöntemi ile soğutma

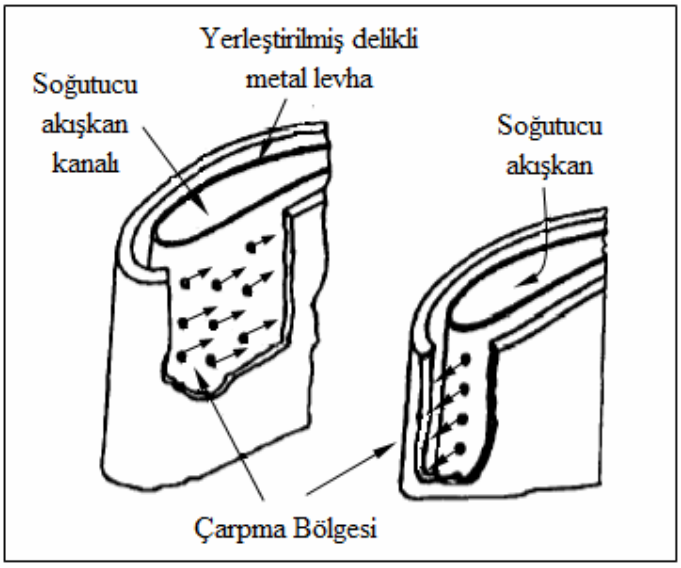


Şekil-4.17 Kanatta Çarpma Soğutma Prensibi

Kompresörden alınan yüksek basınçlı soğutma havası, kanat içine yerleştirilmiş delikli plakadaki deliklerden içeri yüksek hızla akar. Kanat iç yüzeyine hava jeti olarak vurur ve yüzey soğutulur. Soğutma havasının jet olarak çarptığı ve soğuttuğu yüzeye hedef plaka, soğutma havasından jet oluşturabilmek için küçük deliklerden oluşan ve kanat içine yerleştirilen plakaya jet plaka denilir.

Çarpma jetlerinin düzenli olarak dizilişleri, türbin kanatları ve kanat platformlarını uniform ve kontrollü soğutmasını yapmak için kullanılır. Böyle düzenli çarpma dizileri genellikle hedef yüzeylere karşı yönlendirilir.

Çarpma geometrisi, delik çapı , akım yolu , jetten jete olan aralığın mesafesi ve jet orifisi ile hedef plaka arasındaki mesafe ile tanımlanır. Hedef plakaya jetlerin vurduğu yerdeki akış yüksek türbülanslıdır ve çok yüksek ısı transfer katsayısını sağlayan sınır tabakası çok incedir. Çarpma soğutma çok yüksek ısı transferine ihtiyaç olduğu yerde kullanılır. Kanat platformları da çarpma soğutma ile soğutulabilir.



Şekil-4.18 Çarpma yöntemi ile soğutma

$$\eta = \frac{(T_k - T_j)}{(T_s - T_j)} \qquad (18)$$

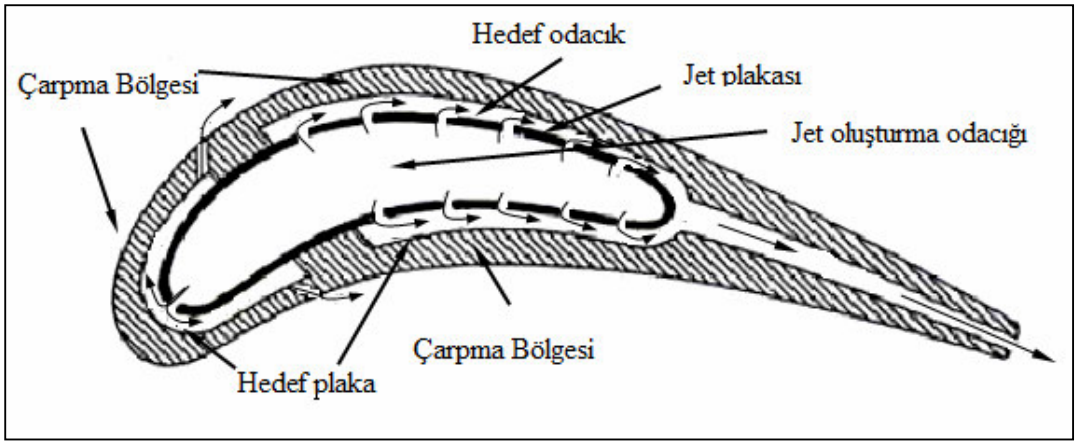
η : çarpma soğutma verimi

Tk : kanat iç duvar sıcaklığı

Ts : soğutucu hava sıcaklığı

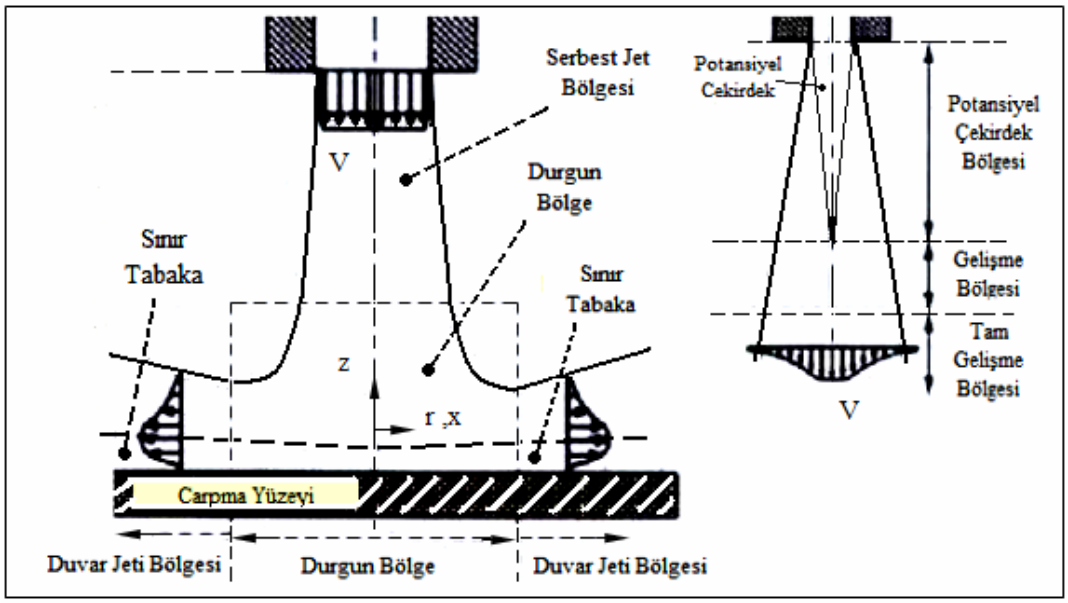
Tj : hava jetinin sıcaklığı

(18) nolu formülde çarpma soğutma verimi ifade edilmektedir.



Şekil-4.19 Kanat içinde çarpma jetleri ile soğutmanın kesit resmi

Tek çarpma jetinin aerodinamiği şekil-4.20' de tanımlanmıştır. Akış, serbest jet bölgesi, durgun bölge ve duvar jeti bölgesi olarak üç bölgeye ayrılır.



Şekil 4.20 Çarpma jeti aerodinamiğini gösteren resim

Serbest jet çarpma deliğinden ayrıldığında, etraftaki hava ile jetin dıştaki bölümü karışır. Bu jet çapını ve akışın türbülansını artırır. Etraftaki havadan etkilenmeyen jetin bölümü, potansiyel çekirdek olarak adlandırılır. Potansiyel çekirdekteki hız sabittir ve jetin çıkışındaki hıza eşittir. Serbest jet bölgesi ardından jetin hedef bölge üzerine çarptığı bölge olan durgun bölge gelir. Durgun bölge gelişen sınır tabakalarıyla kuşatılır.

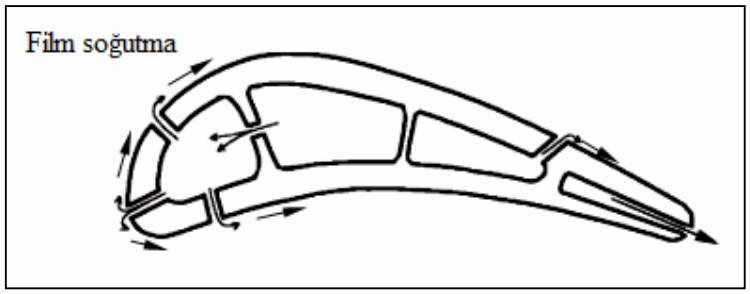
Çarpmadan sonra, kullanılan jet ısı transferini artıran yüksek türbülanslı akışa neden olur. Teoride hızın sıfır olduğu durgun bölgede meydana gelebilecek ısı transferi yoktur. Fakat gerçekte, durgun bölge çok düzenli değildir ve her zaman hareket vardır. Böylece durgun bölgedeki ısı transfer katsayısı ince laminer sınır tabası yüzünden çok yüksektir. Isı transfer katsayısı durgun noktadan mesafe arttıkça düşer. Bununla birlikte, duvar jeti laminerden türbülanslı akışa geçtiğinde, bir an için belirli Re sayısı ve z/d oranınında (d delik çapı) maksimum ısı transferi meydana gelebilir. Duvar jeti bölgesindeki akış, çarpma plakasına paraleldir ve hız profili şekil 4.20'de tanımlanmıştır. Çarpma soğutma sistemi, jet oluşturma ve hedef odacığı olarak iki odacığa sahiptir. Jet oluşturma odacığı hedef odacıktan daha yüksek basınca sahiptir.

4.2. Dıştan Soğutma Yöntemleri :

Dıştan soğutmada, hava kompresör kademesinden alınır kanat içerisinden geçip küçük deliklerden dış çeper üzerinden çıkar. Bu hava, kanat dış çeperi üzerinde ince bir soğutucu film tabakası oluşturur. Bu yöntem film soğutma olarak adlandırılır. Bu film koruma sağlar ve böylece kanadın ömrünü artırır. (Altorairi,2003) Ayrıca, film soğutma uygulamasının komple kanat üzerine uyarlanmasıyla tranpiration (effusion) soğutma yöntemi geliştirilmiştir.

4.2.1. Film soğutma yöntemi :

Film soğutma, sıcak gazlarla çevrelenen kanat yüzeyini korumak için verimli bir yoldur. Soğutma havası kanat yüzeyindeki deliklerin içinden geçer ve kanadın üzerinde nispeten düşük sıcaklıklı bir koruma filmi şekillenir. Film soğutma yöntemi, günümüz yüksek sıcaklık gaz türbinlerinin gelişimine imkan sağlamıştır. Film soğutma, genellikle birinci kademe hareketli ve sabit kanatlar gibi gaz türbininin en sıcak parçalarında uygulanır.



Şekil-4.21 Film Soğutma yöntemi

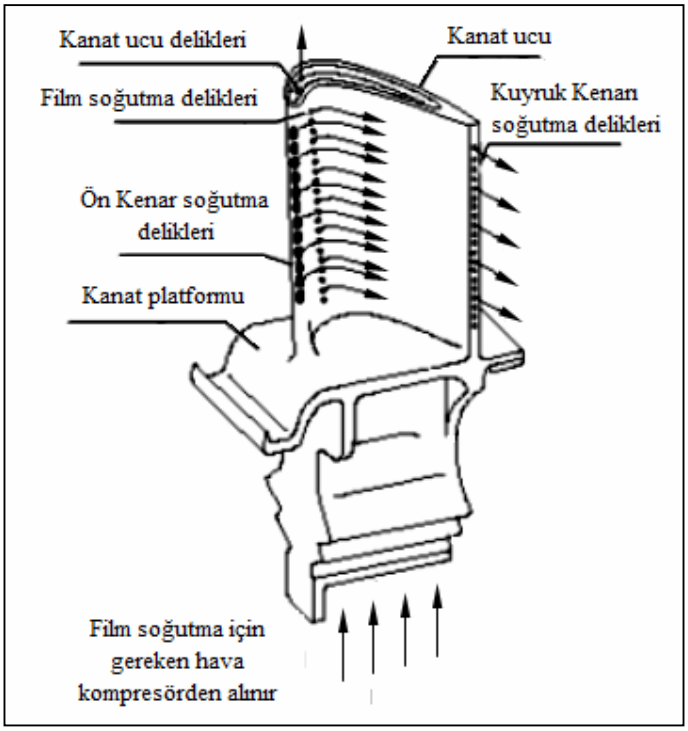
Kanat yüzeyinde, soğutma havası hem koruyucu bir film tabakası oluşturur hem de kanada geçmesi muhtemel ısıyı üzerine alarak ortamdan uzaklaştırmaya çalışır. Anlaşıldığı üzere, film soğutması için gerekli soğutucu akışkan, önce kanadın içindeki kanallardan geçer ve içten soğutma görevini yapar. Yani bu soğutma yöntemi aslında iki yöntemin birleşiminden oluşmaktadır. Kanat yüzeyleri,

kanat uçları ve kanat platformlarının soğutulmasında özellikle film soğutma yöntemi kullanılır.

Film soğutmada kullanılan akışkanın sıcaklığı, gaz türbininden geçen yanmış gaz akış sıcaklığından oldukça düşüktür. Kanat üzerinde oluşturulan ince bir film tabakası ile kanada ısı transferi azaltılır ve böylece kanadın ömrü artar. Eğer kanadın işletme sıcaklığı, maksimum dizayn sıcaklığının 10 ^{o}C üzerinde ise, bu kanadın ömrünü yaklaşık %50 azaltabilir. (Altorairi,2003)

Film soğutma performansı, çeper eğriliği, üç boyutlu dıştan akış yapısı, serbest akış türbülansı, sıkıştırılabilirlik, akış kararsızlığı, delik ölçüsü, şekli, yeri ve enjeksiyon açısı tarafından etkilenir. (Garg,2001)

Film soğutmada serbest akım türbülansının etkisi üzerinde bazı araştırmacılar araştırma yapmışlardır. Yapılan araştırmada adyabatik film soğutma verimliliğinin incelenmesinde likit kristal termografi yöntemi kullanılmıştır. Ayrıca, araştırmada serbest akım türbülansının, film soğutma üzerinde bir etkisinin var olduğu fakat o derece önemli olmadığı ve çok yüksek üfleme oranlarında ihmal edilebileceği rapor edilmiştir.



Şekil-4.22 Kanat soğutmasında film soğutma yöntemi

Genelde, soğutma verimi ve ısı transfer katsayısı çalışma ortamındaki bir çok parametrelerin fonksiyonlarıdır. En etkili parametreler aerodinamik ve geometrik olarak iki katogoride gruplandırılabilir. Özellikle soğutma verimi ve ısı transfer katsayısı soğutma geometrisi ve aerodinamik özelliklerin bir fonksiyonudur.

Film soğutma yönteminde etkili olan parametreler :

- Kanat üzerinde oluşan soğutucu film tabakasının uzunluğunun, delik çapına oranı x/D
- Soğutucu akışkan delik geometrisi (delik uzunluğu, delik aralığı, üfleme açısı gibi)
- Yanmış gaz akışı mach sayısı yani, akışkan için bölgesel ses hızı, Ma=ses hızı/akışkanın hızı
- Yanmış gaz akış türbülansının durumu,
- Film soğutma akışkanı üfleme oranı, *M*

Enjekte edilen soğutucu akışkan hızının, yanmış gaz akışkan hızına oranına üfleme oranı denir.

$$M = \frac{\rho_f V_f}{\rho_\infty V_\infty} \qquad (19)$$

ρ_f : film soğutma akışkanının yoğunluğu

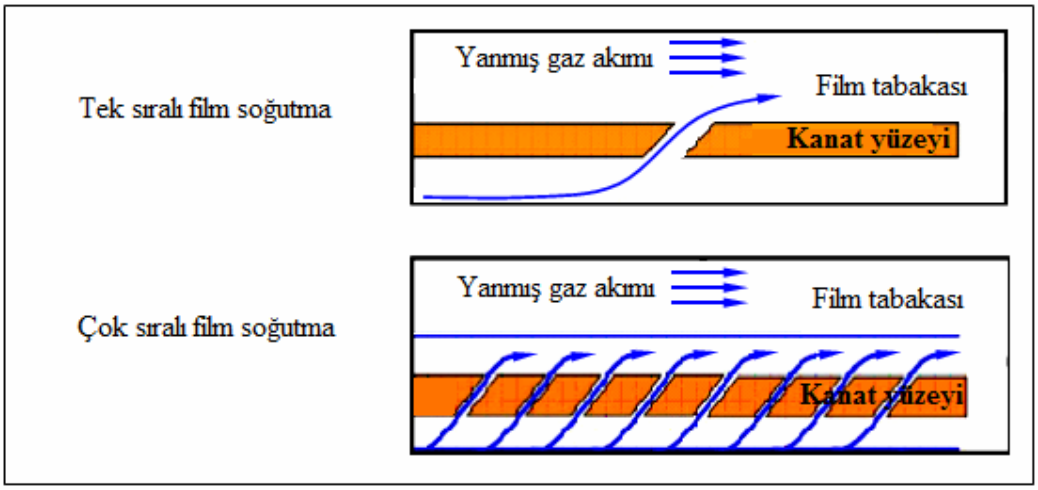
ρ_∞ : yanmış gaz akışkanının yoğunluğu

Vf : film soğutma akışkanının hızı

V_∞ : yanmış gaz akışkanının hızı

Film soğutma yöntemi kanat yüzeyi ve kanat platformunda iki değişik şekilde uygulanabilmektedir:

i. Tek sıralı (Ayrık) film soğutması
ii. Çok sıralı (Düzgün) (Uniform) film soğutması



Şekil-4.23 Tek ve çok sıralı film soğutma yöntemi

Tek sıralı film soğutması: Soğutucu akışkan filmi kanadın dış yüzeyinde koruyucu bir tabaka oluşturmak için soğutucu akışkanın soğutma kapasitesinden yararlanır. Bir film soğutma işlemi birçok parametreye bağlıdır. Film soğutmayı etkileyen ilk fiziksel özellikler, yanmış gaz akışına göre soğutucu akışkanın üfleme oranı, sıcaklık oranı, yoğunluk oranı ve türbülans yoğunluğudur. Ayrıca, geometrik karakteristiklerin film soğutma üzerinde etkisi vardır. Bu yüzden kanadın geometrisi ve film soğutma delikleri onların dağılımı ve yeri üzerinde geniş çaplı çalışmalar yapılmaktadır.

Soğutucu akışkanın, soğutma filmi etkinliğinin ifadesi aşağıdaki (20) nolu denklemle ifade edilmektedir;

$$\varepsilon = \frac{T_\infty - T_f}{T_\infty - T_s} \qquad (20)$$

T_f : film soğutma akışkanının sıcaklığı

T_∞ : yanmış gaz akışkanının sıcaklığı

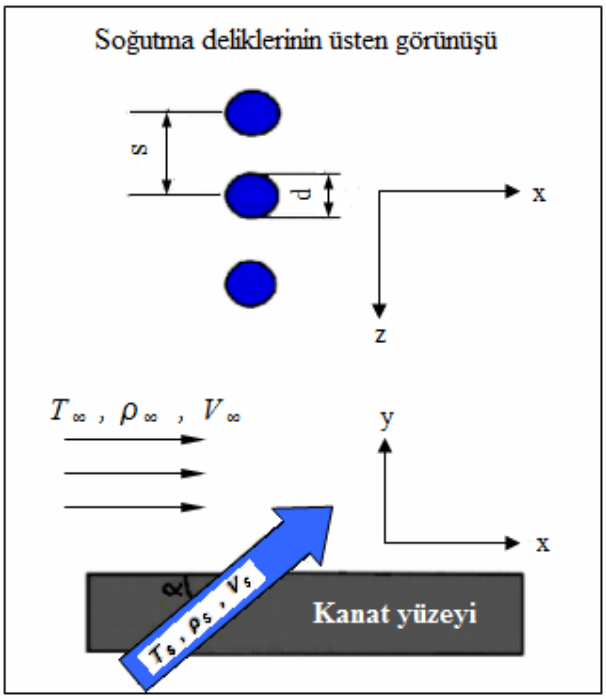
T_s : soğutucu akışkanının hızı

Soğutmanın etkinliğini belirleyen faktörler aşağıdaki gibidir;

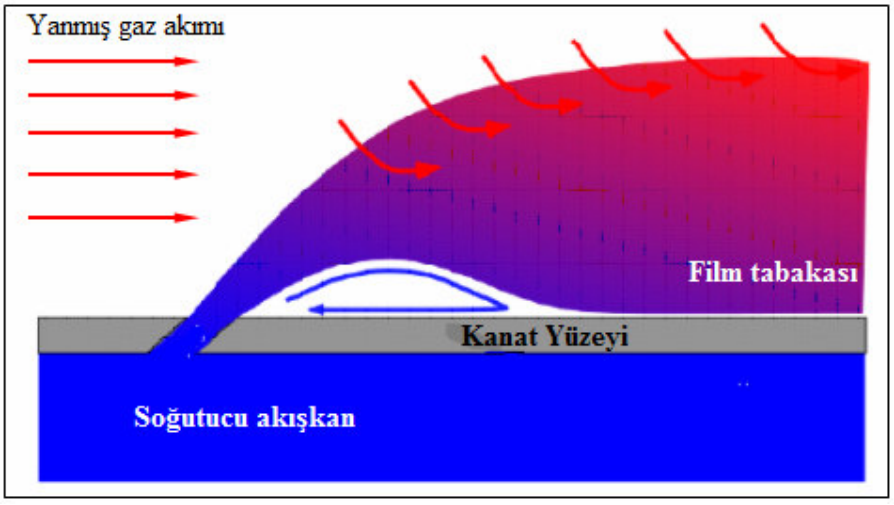
1. Soğutma havasının yanmış gaz akış hacmine oranı
2. Film tabakası oluşturacak akışkanın, deliklerden püskürtme açısı
3. Film tabakası oluşturacak soğutma havasının deliklerden çıktıktan sonraki yayılımı
4. Kanat üzerindeki film soğutma deliklerinin sayısı ve birbirine olan mesafesi
5. Yanmış gaz ve film soğutma akışkanında oluşan türbülanslar
6. Kanat yüzeylerinin eğimleri

Tüm bu parametreler uygun seçildiğinde en iyi soğutmayı yapmak mümkün olmaktadır. Bunlara ek olarak soğutma havasının (19) üfleme oranı soğutma için uygun seçilmesi gereken parametrelerden birisidir.

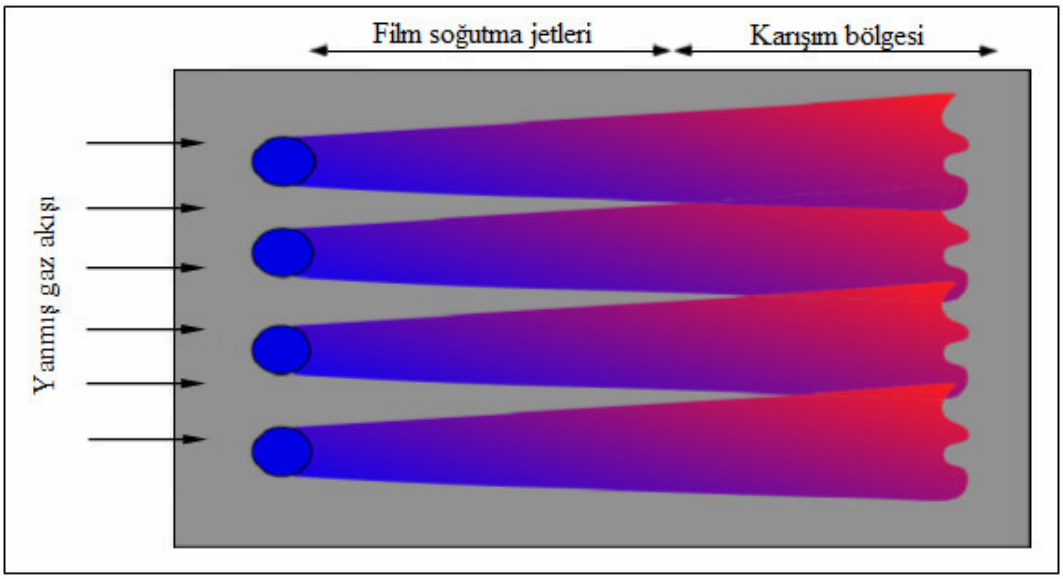
Tüm bunlardan sonra tek sıralı film soğutma yöntemi daha anlaşılır olacaktır. Tek sıralı film soğutma yönteminde, şekil-4.25'de görülebileceği gibi tek sıra deliklerin içinden geçen hava kanat yüzeyinden geçerken soğutucu bir film tabakası oluşturmaktadır.



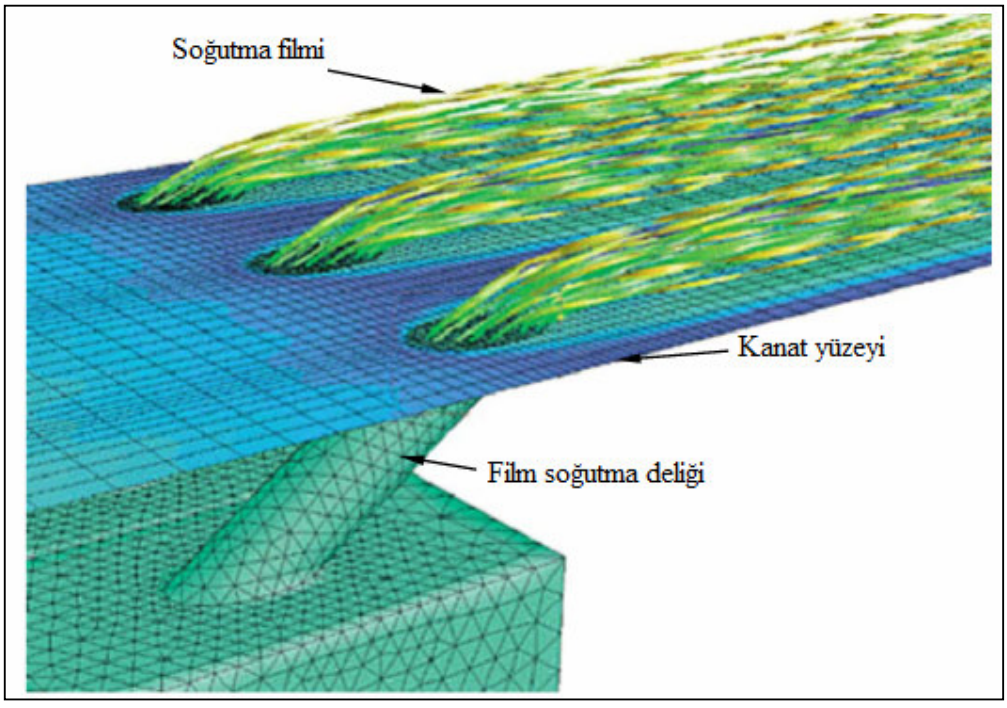
Şekil-4.24 Tek sıralı film soğutmanın dizayn parametreleri



Şekil-4.25 Soğutma filminin kanat üzerindeki yapısı

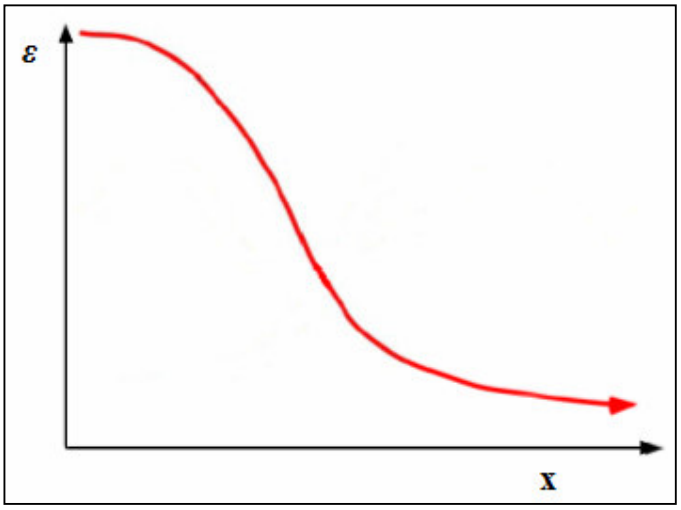


Şekil 4.26 Soğutma filminin kanat üzerindeki yapısı

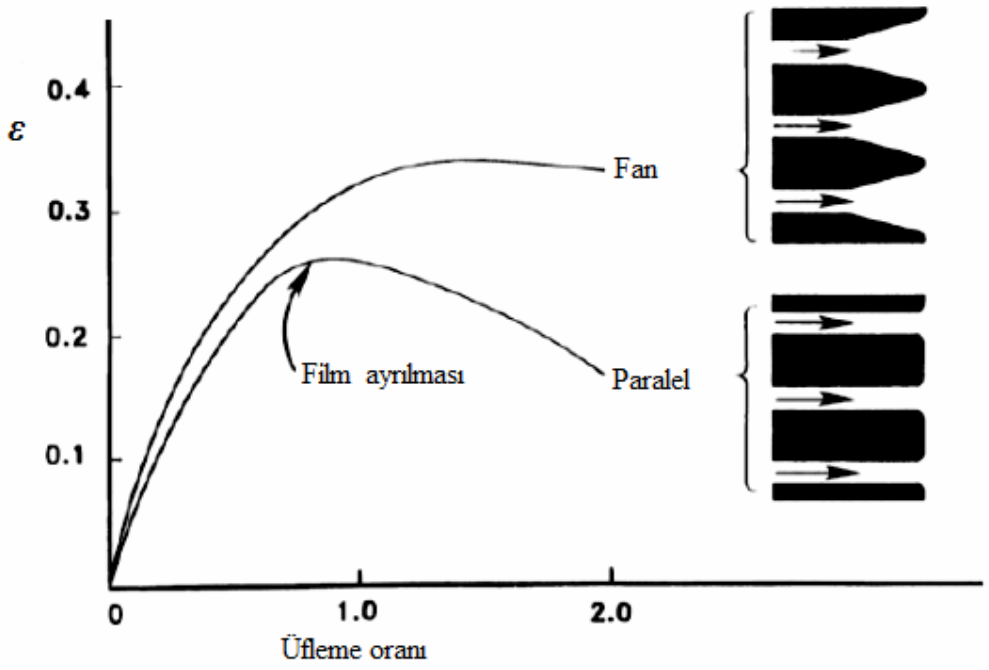


Şekil-4.27 Soğutma filminin kanat üzerindeki yapısı

Ancak soğutma filminin kanat üzerindeki şeklinden de anlaşılacağı gibi delikten uzaklaştıkça soğutma filminin etkinliği azalmaktadır. Bu durumda, soğutucu akışkanın soğutma deliğinden uzaklaşma mesafesi ile film etkinliğinin değişimi şekil 4.28'deki grafik gibi olacaktır.

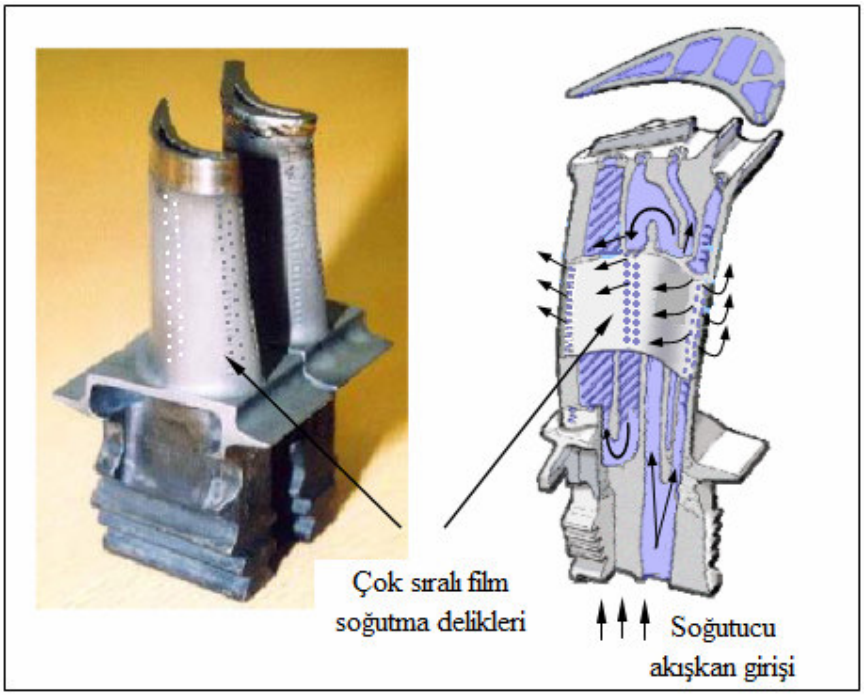


Şekil-4.28 Soğutma film etkinliğinin mesafeye göre değişimi



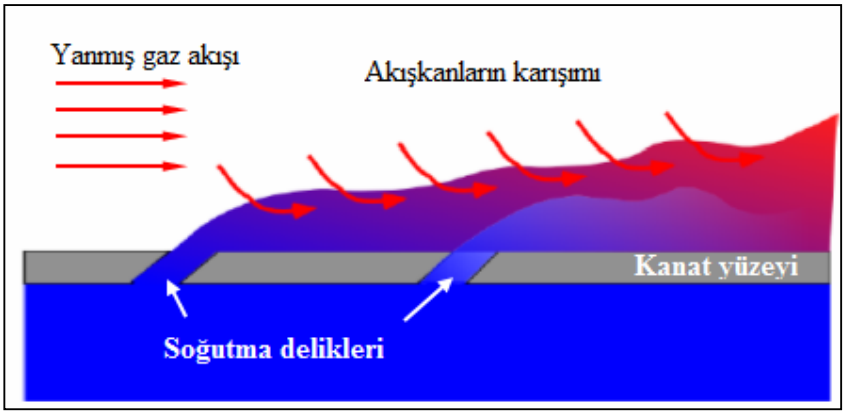
Şekil-4.29 Soğutma film etkinliğinin üfleme oranı ve delik çıkış şekillerine göre değişimi

Çok sıralı film soğutması: Aşağıdaki şekilde çok sıralı film soğutmasına örnek bir kanadın fotoğrafı ve şematik gösterimi görülmektedir.



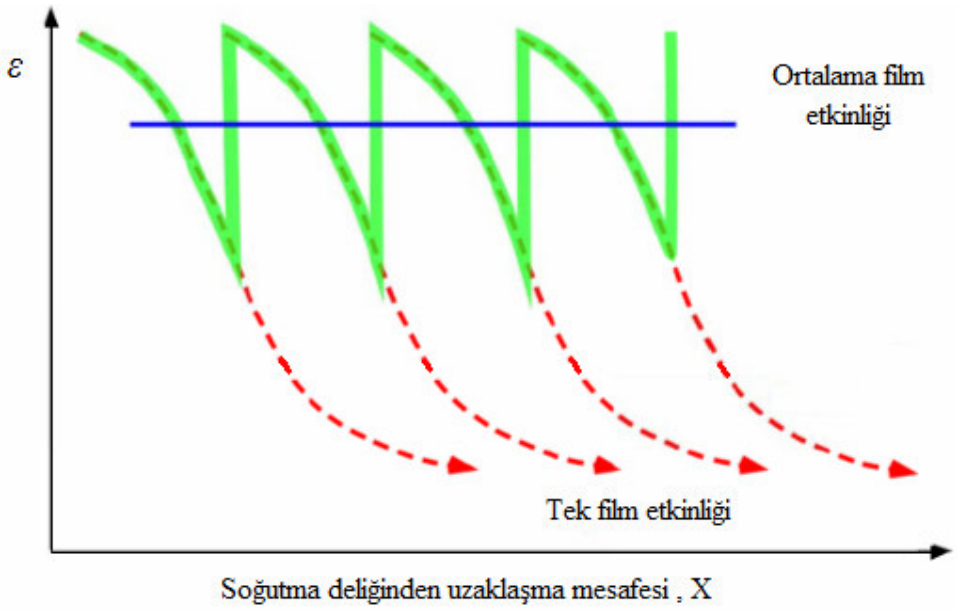
Şekil-4.30 Çok sıralı film soğutması

Şekil 4.30'de görüldüğü gibi, kanat yüzeyinde film soğutma uygulaması için yanmış gazın akış yönünde birden fazla sıralı delikler bulunmaktadır. Kanat üzerindeki çok sıralı film tabakasının oluşması ile yanmış gaz akışının davranışını gösteren şematik resim şekil-4.31'dedir.



Şekil-4.31 Kanat üzerindeki soğutma film tabakası

Bu durumda soğutma filminin etkinliği kanat yüzeyi boyunca düşmekle birlikte bir sonraki soğutma deliklerinin bulunduğu bölgede tekrar arttırılarak kanat yüzeyinin yüksek sıcaklıktan korunması süreklilik kazanmaktadır. Bu şekilde daha iyi bir soğutma elde etmek mümkün olmaktadır. Aşağıdaki grafikten de açıkça anlaşılacağı üzere, soğutma film etkinliğinin sürekliliğinde en önemli parametre çok sıra soğutma deliklerinin arasındaki mesafedir. Delik sıraları arasındaki mesafe uygun şekilde ayarlanırsa kanat yüzeyi üzerinde daha geniş bir film tabakası oluşturulabilir.



Şekil-4.32 Çok sıralı film soğutma etkinliğinin mesafeye göre değişimi

Çok sıralı film soğutma etkinliğini bu durumda hesaplamak istersek aşağıdaki formüller elde edilecektir.

1.Sıra deliğin soğutma etkinliği,

$$\varepsilon_1 = \frac{T_\infty - T_{f1}}{T_\infty - T_s} \qquad (21)$$

Bu formülü düzenleyecek olursak;

$$1 - \varepsilon_1 = \frac{T_{f1} - T_s}{T_\infty - T_s} \qquad (22)$$

2. Sıra deliğin soğutma etkinliği ise,

$$\varepsilon_2 = \frac{T_{f1} - T_{f2}}{T_\infty - T_s} \qquad (23)$$

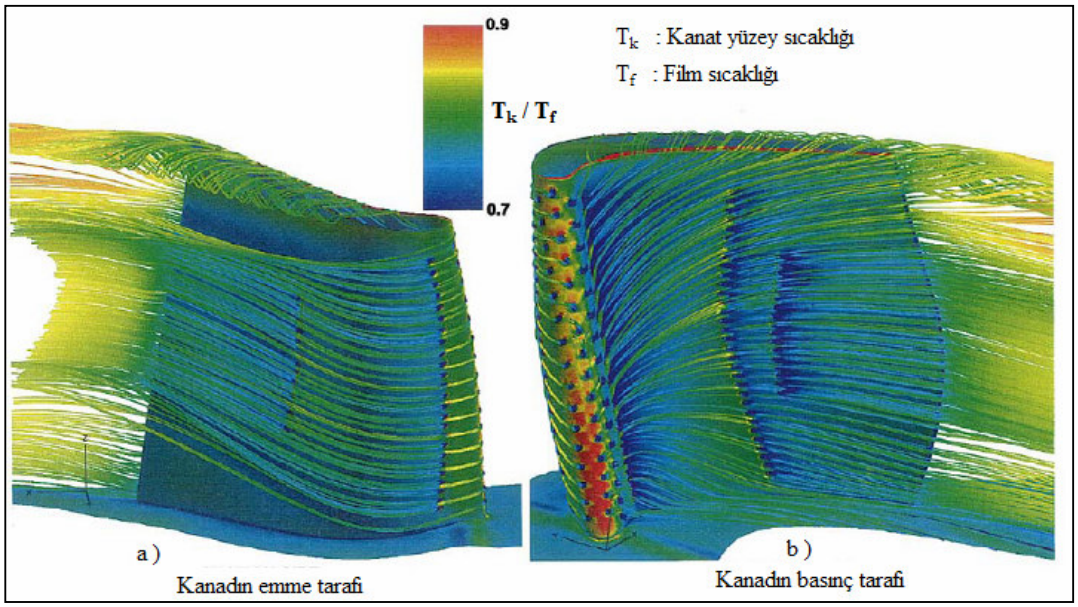
Bu formülü de düzenleyecek olursak;

$$1 - \varepsilon_2 = \frac{T_{f2} - T_s}{T_{f1} - T_s} \qquad (24)$$

Birleştirilmiş soğutma etkinliği ise;

$$\varepsilon_2 = \frac{T_{f2} - T_s}{T_{f1} - T_s} = 1 - (1 - \varepsilon_1)(1 - \varepsilon_2) \qquad (25)$$

formülü elde edilecektir. Bu formül n sayıda delik sırası için genel bir formül olarak kullanılabilir.



Şekil-4.33 Film soğutmalı kanadın yüzeyindeki renklendirilmiş akım çizgileri

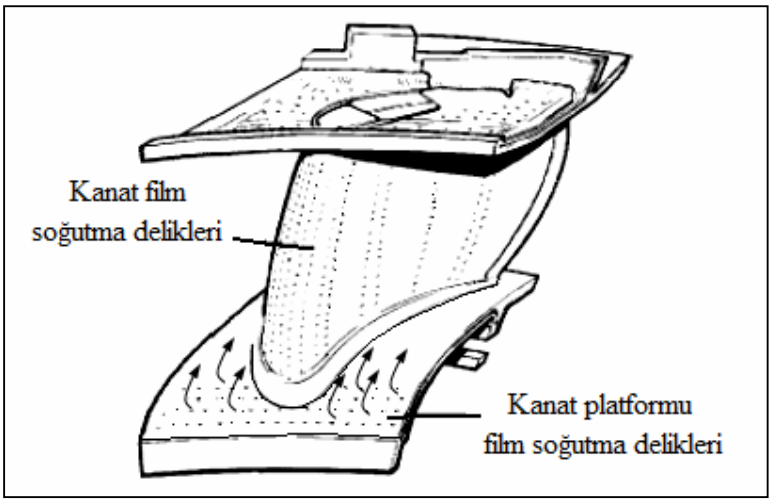
Şekil-4.33'de film soğutmalı kanattaki soğutma deliklerinden çıkan soğutucu akışkanın kanat yüzeyindeki hareketi ve sıcaklık olarak etkisi görülmektedir. Delik bölgelerindeki kanat yüzeyinin daha soğuk olduğu görülmektedir.

Kanat yüzeyinde bulunan film soğutma deliklerinden çıkan soğutucu akışkanın düşük üfleme oranlarında yanmış gaz akışı, film soğutma jetini daha kolay bükebilmekte ve böylece jet, kanat yüzeyi üzerine yapışabilmektedir. Bu nedenle film soğutucu akışkan jetinin düşük üfleme oranlarında film soğutma etkinlikleri yüksek olmaktadır. Kanat üzerindeki film soğutma etkinliğinde üfleme oranının yanı sıra kanat yüzey eğriliği de çok önemlidir. Kanat yüzey eğriliği çok fazla artırıldığında veya azaltıldığında film soğutma etkinliği azalır. Bu nedenle iyi bir etkinlik değeri için optimum bir yüzey eğriliği seçilmelidir. Ayrıca, kanat yüzey eğriliğini çok miktarda artırdığımızda yüzeyden ayrılmalar oluşmaktadır

Film ile soğutulmuş gaz türbin kanadı üzerinde yapılan ısı transferi araştırmalarında, artırılan üfleme oranının, kanadın emme tarafı üzerindeki film soğutma deliklerinin bir sırası için soğutmanın azaldığı ve şaşırtmalı delik düzeni için soğutmanın geliştiği bulundu. Çok yüksek film soğutma verimliliği delik bölgesi yakınında bulunur. Yoğun soğutucu akışkan, verimliliği ve emme tarafı

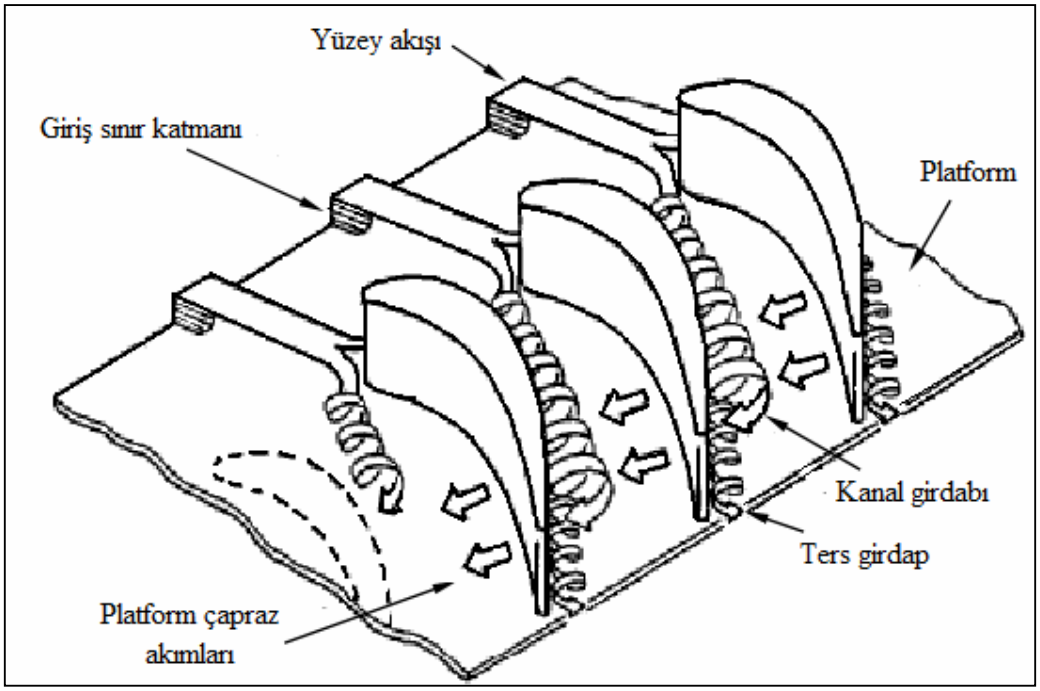
üzerindeki ısı transferini artırır. Basınç tarafı üzerindeki ısı transferini düşürür. Yanmış gaz akışının zayıf türbülans yoğunluğu, emme tarafı üzerindeki soğutmayı etkiler. Basınç tarafındaki verimlilik yüksek türbülans seviyelerinde artırılır ve kanada ısı transferi oranları düşürülür.

Film soğutma yöntemi ile kanat platformları da soğutulmaktadır. Bu yöntemde soğutucu akışkan, türbin kanat platformunda bulunan deliklerden çıkar. Deliklerden ayrıldıktan sonra, soğutucu akışkan, korunan yüzey ve sıcak gaz akımı arasındaki koruyucu bir tabaka oluşturur.



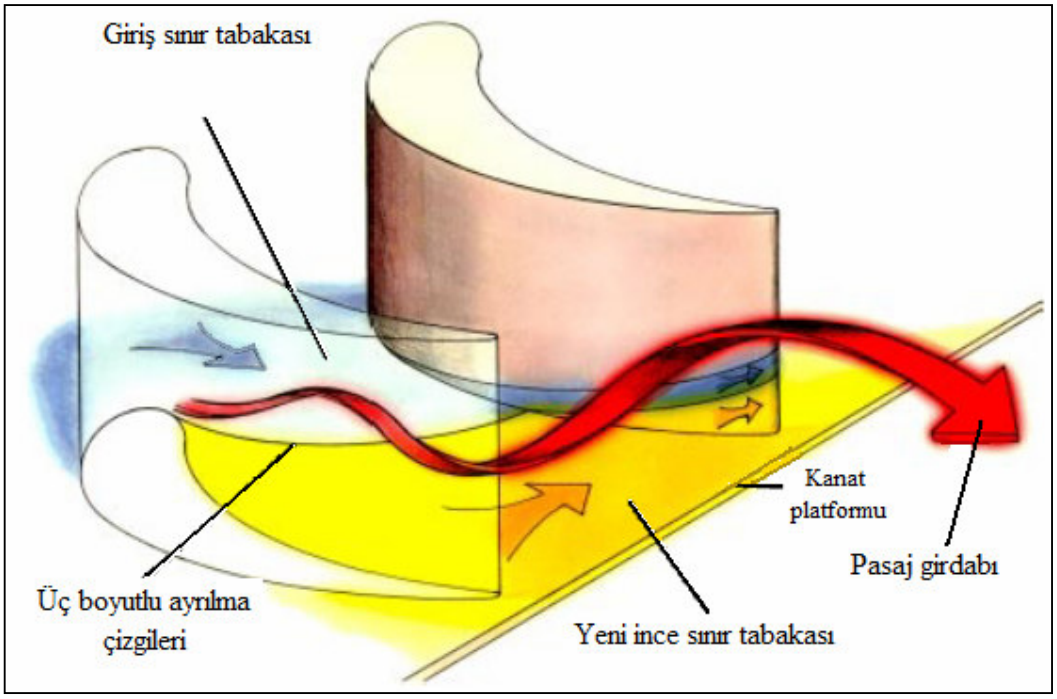
Şekil-4.34 Kanat ve kanat platformu film soğutma deliklerinin gösterimi

Enjekte edilen soğutucu akışkan, kanat platformu civarında yanmış gaz akışı ile birbirini etkiler ve bu süreçte aerodinamik ve termodinamik kayıplar meydana gelir. Bu türbin kademe verimini düşürür ve bununla birlikte soğutma havası sarfiyatı toplam çevrim verimine zararlıdır. Bir soğutma sistemi optimizasyonunda, çevrim verimi artışına karşın çok yüksek türbin giriş sıcaklıklarına ulaşabilme konusu birlikte incelenmelidir. Maliyet ve ağırlık gibi faktörler de dizayn aşamasında dikkate alınmalıdır.



Şekil-4.35 Kanatlar arasındaki akışın davranışı

Kanat platformu civarındaki yanmış gaz akışı içine enjekte edilen soğutucu akışkan, niteliği gereği üç boyutludur. Kanatlar arasındaki kanallar içinde, ana akışın dönmesi kanattan kanada platform sınır tabakaları içindeki akışın enlemesine bileşenini oluşturan basınç gradyenleri meydana getirir. Giriş sınır tabakası üç boyutlu ayrılma döneminden geçer ve kanat platformu civarında şekillenen girdaplar içine çekilir. Enjekte edilen soğutucu akışkan bu üç boyutlu akış ile birbirini etkiler. Yanmış gaz akışı, soğutucu akışkan yörüngelerini etkiliyebilir ve ayrıca soğutucu akışkan enjeksiyonu da üç boyutlu akışı etkileme potansiyeline sahiptir.

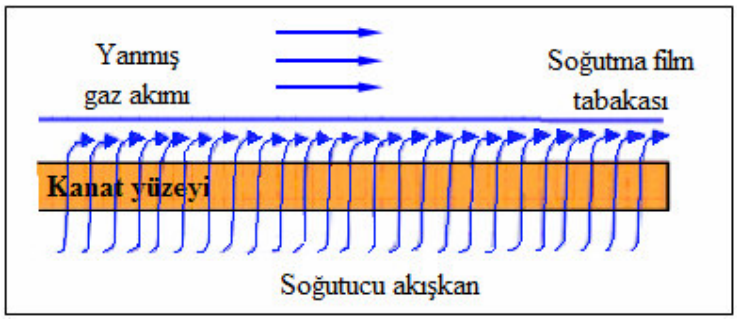


Şekil-4.36 Kanatlar ve platform yüzeyindeki üç boyutlu akış

Bu üç boyutlu ayrışmanın akış yönüne ters kısmı, platform giriş sınır katmanı genellikle kalın ve türbülanslı olarak düşünülür. Akış yönünde olan kısım ise ince laminer sınır katmanı oluşturur. Platform sınır katmanının durumu ve kalınlığının platform üzerindeki lokal ısı transferinde güçlü bir etkisi vardır. Buna ilaveten, girdaplar şeklinde oluşan sıcak noktalar platform üzerini süpüren sıcak gaz akışına neden olur.

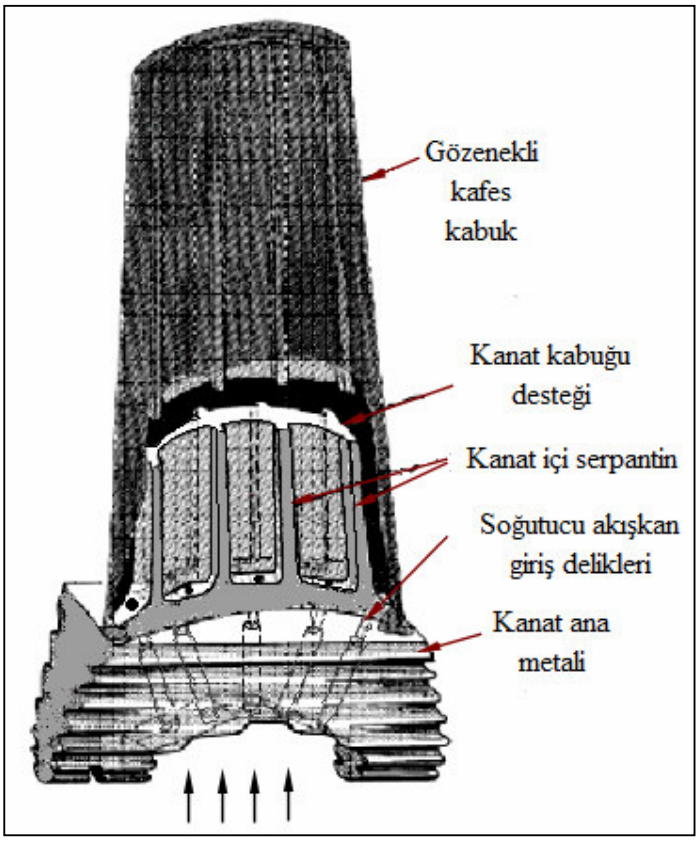
4.2.2 Transpiration soğutma

Transpiration soğutma yönteminin, çoğunlukla en verimli soğutma metodu olduğu iddia edilir. Soğutucu akışkan, gözenekli kanat yüzeyinin içinden geçmeye zorlanır ve yüzeyi koruyan sürekli bir film tabakası oluşur. Ancak üretim ve malzeme problemleri transpiration soğutmanın hala bir varsayım olarak kalmasına öncülük etmiştir. Yapılan deneylerde bu yöntemle metalde bozulma olmadan çok yüksek sıcaklıkara çıkılabildiği ispatlanmıştır. Bu yöntemle %60 verimle çalışan bir gaz türbini yapılması hedeflenmiş ancak şu ana kadar varılan nokta bu hedefin çok çok altında kalmıştır. Ayrıca bu yöntemde kullanılan kanatların kafes yapıları kanadın dik tutmak için mekanik ve termal zorlamalara karşı yeterince karşı koyamamıştır.



Şekil 4.37 Transpiration film soğutma

Kanat soğutmasını yaparken kanadın çalışma sıcaklığının üzerindeki sıcaklığa çıkması istenmez. Bu sebeple kanadın çalışma sıcaklığını yükseltecek ısının kanada tranferi engellenmelidir. Yani kanadın sıcaklığını artıracak ısının soğutucu akışkanla kanattan çekilmesi sağlanmalıdır. Bu şekilde, kanada taşınacak ısı ile kanattan çektiğimiz ısının eşit olmasını ve bu durumun kanadın her bölgesinde sağlanması arzu edilir. İşte bu durumu gerçekleştirebilmek için tasarlanan ve oldukça iyi sonuçlar alınan bir yöntem de transpiration soğutma yöntemidir.



Şekil-4.38 Transpiration film soğutmalı kanat

Şekil 4.38'de, transpiration soğutma için dizayn edilen bir kanat görülmektedir. Bu kanadın iç kısmında kanat gövdesi diye tabir edebileceğimiz ve dış metal kabuğu destekleyen ana metal kısım bulunmaktadır. Bu kısım şekilde de görüldüğü gibi kıvrımlara sahiptir. Bu kıvrımların alt noktasında soğutma havasının bu kıvrımlara dolmasını sağlayan nozullar bulunmaktadır. Kanat kökünden kanada geçen soğutma havası bu nozullardan geçerek kanadın içindeki kıvrımlara dolmakta ve çok ince gözenekli dış metal kafes tel kabuğun gözeneklerinden dışarı sızarak kanat yüzeyinde çok düzgün bir film tabakası oluşmasını sağlamaktadır. Bu yöntemde uygulanacak formüller de çok sıralı soğutma yönteminde uygulanan formüllerle benzerdir.

5. KANAT SOĞUTMAYI ETKİLEYEN TEMEL PARAMETRELER

Gaz türbini kanatlarının soğutulması ile ilgili yapılan çalışmalarda daha verimli bir soğutma yapılabilmesi için bazı temel parametrelerin göz önünde bulundurulması ve buna uygun optimum bir dizayn yapılması şarttır. Bu parametreler kısaca aşağıdaki gibi açıklanabilir.

Kanat Malzemesi: Kanat malzemesi ve kanat yüzeyinin yapısı, yapılacak soğutmayı direkt etkileyen bir faktör olarak karşımıza çıkmaktadır. Öncelikli olarak kanat malzemesi doğrudan ısı iletim katsayısını etkilediğinden, kanat malzemesinin seçimi yapılırken yapılacak olan soğutmanın türüne uygun olarak ısıl iletkenlik katsayısı seçilmeli ve buna uygun malzemeler kullanılmalıdır. İkinci olarak ise kanat malzemesi ve kanadın iç ve dış yüzeyinin yapısı sürtünmeye bağlı olarak sıcak gazın ve soğutucu akışkanın akış şeklini etkilediğinden doğrudan ısı transferini etkileyecektir. Bu nedenle optimum bir soğutma sağlayabilmek için bu parametrenin göz önünde tutulması gerekir.

Kanat geometrisi: Gaz türbinlerinde kanadın geometrisi direkt olarak akışın şeklini ve kanadın maruz kaldığı ısıl ve mekanik zorlamaların hangi bölgelerde ve ne büyüklükte olacağını etkiler. Bu itibarla, gerek soğutma yönteminin seçiminde gerekse uygulanmasında, soğutmaya kanadın hangi bölgelerinde ne oranda ihtiyaç duyulduğunun tespiti açısından kanat geometrisi faktörü çok iyi analiz edilmelidir. Bunun yanı sıra kanadın yapısı gereği kanat kuyruk kısımları çok ince tasarlandığından soğutma için bu bölgelerde yapılacak olan dizayn şekillerinde kanadın mekanik mukavemetinin azaltılmaması hususuna da çok dikkat edilmelidir. Ayrıca kanat iç geometrisi soğutucu akışkanın maksimum verimle iş yapmasını sağlayacak şekilde dizayn edilmelidir. Bu amaçla kanat içerisinde soğutma yüzeyini artırıcı ve türbülans oluşturucu kanal, çıkıntı, çarpma jeti vb. geometrik unsurlardan faydalanmak gerekir. Bununla birlikte film soğutma için kullanılan deliklerde; deliklerin yeri , miktarı, yerleşim şekli ve delik çıkış çap ve geometrileri en uygun soğutma verimini sağlayacak şekilde seçilmelidir.

Soğutma Tipi: Gaz türbinlerinde yapılacak olan soğutmalarda en uygun sonucu alabilmek için gaz türbini yapısına, kanadın yapısına, kanat malzemesine, gaz türbininin kullanım amacına, bakım ve işletme maliyetlerine uygun olarak soğutma tipi seçilmelidir.

Soğutucu akışkanın hızı ve mikatarı: Soğutucu akışkanın gerek kanat içerisinde gerekse kanat dış yüzeyinde en verimli bir şekilde soğutma yapabilmesi için soğutucu akışkanın hızının ve miktarının hassas bir şekilde tespit edilmesi gerekir. Soğutma görevi gören akışkanın hem kanat içerisinde yeterli soğutmayı yapacak kadar kalabilmesi buna mukabil etkili bir soğutma yapılabilmesi için uygun bir akışa sahip olacak kadar hızda olması sağlanmalıdır. Ayrıca özellikle film soğutmasında uygun film kalınılığını sağlayacak buna karşılık filmin kopmasını önleyecek bir hızda olması gerekir.

6. SONUÇ

Görüldüğü gibi gaz türbinlerinde kanatların soğutulması türbin giriş sıcaklığının arttırılabilmesi için en önemli ve geliştirilmeye en açık konulardan bir tanesidir. Türbin giriş sıcaklığının artması, gerek türbin çıkış güçlerinin arttırılması ve gerekse gaz türbini çalışma verimlerinin yükseltilmesi açısından en önemli faktörlerden birisidir. Enerji kaynaklarının giderek azaldığı günümüz şartlarında enerjinin verimli kullanılması konusu her alanda olduğu gibi gaz türbinlerinde de en önemli araştırma konularından birini oluşturmaktadır.

Gaz türbini kanatlarında soğutma yöntemlerinin seçiminde ve uygulanmasında en uygun sonucu alabilmek için tezimizde açıklanan hususlar dikkatle incelenerek en uygun kanat soğutma teknolojisi uygulanabilir.

Şu ana kadar yapılan çalışmalar neticesinde ortaya çıkan soğutma teknolojileri sayesinde 1950 li yıllarda yaklaşık 800 ^{o}C olan türbin giriş sıcaklığı değerleri günümüzde 1500 ^{o}C sıcaklığa kadar ulaşabilmiştir. Bu sayede gaz türbinleri %40 verim ve 300 MW çıkış gücüne sahip türbinlerin üretilmesine olanak sağlanmıştır. Ayrıca, bazı türbin üreticileri, türbin giriş sıcaklığını 1700 ^{o}C'ye çıkarabilmek için teorik çalışmalarını yapmakta olup yakın bir zamanda üretime geçeceklerdir.

Gaz türbini kanat soğutma teknolojileri üzerinde yapılacak olan deneysel ve teorik çalışmalarla bu değerler çok daha üst seviylere taşınabilir. Böylece, gaz türbini endüstrisinde yer alan firmalar rekabet gücünü arttırabilir. Ayrıca, çok daha verimli türbinler kullanılarak birim enerji başına harcanan yakıt azaltılabilir. Daha verimli türbin kullanılması ile ulusal ekonomiye ciddi katkılar sağlanır ve günümüzün en önemli problemlerinden biri olan çevre probleminin çözümüne yardımcı olunabilir.

Kanat soğutma yöntemlerinin her birinin avantajları ve dezavantajları olmakla birlikte bu yöntemlerden bir veya birkaçı ihtiyaca göre seçilerek gaz türbinlerinde uygulama alanı bulmaktadır.

Konveksiyon yoluyla soğutmada kompresörden çekilen hava miktarı ve yanmış gazın sıcaklığındaki düşüş daha az olmakla birlikte soğutma verimi ve soğutma miktarı kısıtlıdır. Ancak düşük sıcaklıklarda ihtiyacı karşıladığı takdirde kullanılabilir. Bununla birlikte en iyi soğutma yöntemlerinden biri olarak kabul edilen kapalı çevrim buharlı soğutma yöntemi de konveksiyon yoluyla soğutma yöntemlerinden birisidir. Bu

yöntemle gaz türbini çıkış gücünde ve verimde ciddi bir azalmaya neden olmaksızın çok verimli bir soğutma gerçekleştirilebilir. Ancak bu yöntemde yatırım maliyeti açısından oldukça pahalı bir yöntemdir.

Film soğutma yöntemi özellikle kanat yüzeyinde iyi bir soğutma etkisi göstermekle birlikte yanmış gazın sıcaklığını düşürdüğünden türbin kademelerinden enerji çekiş miktarını azaltmakta ve bu durum belli bir düzeyde verim ve çıkış gücü kaybına neden olmaktadır.

Yukarıda belirtilen dezavantajların minimize edilmesi amacıyla konveksiyon yoluyla soğutma ve film soğutma yönteminin kombine bir şekilde uygulaması yapılmıştır. Bu sayede verim ve çıkış gücündeki azalma minimize edilmekte, bununla birlikte soğutma verimi ve miktarı arttırılmaktadır. Bu nedenle günümüzde en çok uygulanan soğutma yöntemi olarak karşımıza çıkmaktadır.

Transpiration soğutma yöntemi ise kanat yüzeyinin yüksek sıcaklıktan korunması açısından en etkili soğutma yöntemi olarak gözükmektedir. Çünkü kanadın tüm yüzeyi soğutucu akışkan filmi ile kaplanmakta ve kanada geçecek olan ısı sürekli olarak kanat yüzeyinden uzaklaştırılmaktadır. Ancak bu yöntemde de gaz türbini çıkış gücü ve verimi azalmaktadır. Ayrıca bu yöntem için tasarlanan kanatların dışında yer alan gözenekli kafes yapı mekanik zorlamalara karşı yeterli mukavemeti sağlamakta zorlanmaktadır. Bu durumda bu tip kanatlar çok çabuk deforme olabilmektedir.

KAYNAKLAR

Tezler

Al-aqal, O.M.A., 2003, "Heat Transfer Dıstrıbutıons On The Walls Of Narrow Channel Wıth Jet Impıngement And Cross Flow", University of Pittsburgh

Altorairi, M., 2003, " Fılm Coolıng From Cylındrıcal Holes In Transverse Slots", King Fahad University of Petroleum and Minerals

Bredberg, J. 2002, "Turbulence Modelling For İnternal Cooling of Gas Turbine Blades", Chalmers University of Technology, Göteborg, Sweden

Bubb, J.V., 1999, "The Influence of Pressure Ratio on Film Cooling Performance of a Turbine Blade", Blacksburg, Virginia

Friedrichs, S., College,G., 1997, "Endwall Film-Cooling in Axial Flow Turbines", Cambridge University

Gustafsson, K.M.B, 2001, "Experimental Studies of Effusion Cooling", Chalmers University of Technology ,Göteborg, Sweden

Immarigeon,A.A., 2003, "Advanced Impingement/Film-Cooling Schemes for High-Temperature Gas Turbines - Numerical Study", Concordia University Montreal, Quebec, Canada

Jordal, K., 2001, "Modeling and Performance of Gas Turbine Cycles with Various Means of Blade Cooling", Lund University, Sweden

Jovanonic, M., 2006, "Film Cooling Through Imperfect Holes", Belgrado
Lyall, M.E., 2006, "Heat Transfer From Low Aspect Ratıo Pın Fıns", Blacksburg, VA

Nasir, H. 2004, "Turbine Blade Tip Cooling and Heat Transfer", B.S., Bangladesh University of Engineering and Technology,

Nix, A.C., 2003, "Effects Of Hıgh Intensıty, Large-Scale Freestream Combustor Turbulence On Heat Transfer In Transonıc Turbıne Blades", Blacksburg, Virginia

Suhr, S.A., 2006, "Prelımınary Turboshaft Engıne Desıgn Methodology For Rotorcraft Applıcatıons", Georgia Institute of Technology

Sundberg,J., 2005, "Heat Transfer Correlations for Gas Turbine Cooling", LITH-IKP-EX--05/2313—SE

Sveningsson, A., 2003, "Analysis of the performance of different v^2-f turbulance models in a stator vane passage flow", Chalmers University of Technology, Sweden

Teng, S., 2000, "Gas Turbine Blade Film Cooling And Blade Tip Heat Transfer", Texas A&M University

Kitaplar

Çetinkaya, S., 1999, "Gaz Türbinleri", Nobel Yayın Dağıtım, Ankara

Derbentli, T., 1996, "Mühendislik Yaklaşımıyla Termodinamik", Literatür Yayıncılık, İstanbul

Seminer ve Konferanslar

Keyser, J., 2001, "Improved Cooling of Gas Turbine Blades by Effusion Technology", Dresden University

Kurz,R., "Introduction to gas turbines and applications", Solar Turbines

LaGrone,J., 2004, "Lattıcework Coolıng Wıth Rotatıon And Fılm Extractıon", LSU

Rubini, P., "Turbine Blade Cooling", Cranfield University

Makaleler

Carcasci, C., 1996, "A numerical procedure to design internal cooling of gas turbine stator blades", University of Florence

Garg,V.K., 2001, "Heat Transfer in Gas Turbines", AYT Research Corporation, Ohio

Han,J., Dutta,S., 2000, "Recent Developments In Turbine Blade Internal Cooling", USA

Han,J., 2004, "Recent Studies in Turbine Blade Cooling", International Journal of Rotating Machinery, 10(6): 443–457

Matta,R.K. vd, 2000, "Power Systems for the 21st Century – "H" Gas Turbine Combined-Cycles ", GER-3935B, GE Power Systems Schenectady

Polezhaev, J., 1997, "The Transpiration Cooling For Blades Of High Temperatures Gas Turbine", Elsevier Science Ltd., GB, Energy Convers. Mgmt Vol. 38, No. 10-13, pp. 1123-1133

Roclawski, H., Jacob, J.D., 2001, "Experımental And Computational Investigation of Flow in Gas Turbine Blade Cooling Passages", 31st AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit , Anaheim, CA

Takeishi,K., Aoki,S., 2000, "Contrıbutıon Of Heat Transfer To Turbıne Blades And Vanes For Hıgh Temperature Industrıal Gas Turbınes", Mitsubishi Heavy Industries Ltd., Japan

ÖZGEÇMİŞ

Serdar TOPRAK 1975 yılında Yozgat'da doğdu. İlk, orta, lise öğrenimini Ankara'da tamamladı. 1992 yılında girdiği Uludağ Üniversitesi Mühendislik Mimarlık Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü'nden 1997 yılında Makine Mühendisi olarak mezun oldu. 1998-99 yılları arasında askerlik görevini Yedek Subay olarak yaptı. 2000 yılında Hamitabat Elektrik Üretim A.Ş. Genel Müdürlüğü'nde Makine Mühendisi olarak başladığı göreve Bakım Onarım ve Ar-Ge Müdürü olarak devam etmektedir.