

Eğrisel yüzeyler üzerinde film soğutmanın sayısal incelenmesi

İbrahim KOÇ*, Cem PARMAKSIZOĞLU

İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, Enerji Programı, 34469, Ayazağa, İstanbul

Özet

Gaz türbin kanatlarının soğutulmasında film soğutması yaygın olarak kullanılmaktadır. Bu makalede, dört farklı eğrisel yüzey ile bir düz yüzey üzerinde film soğutma etkenliği sayısal olarak incelenmiştir. Modeller bir sırada onbir enjeksiyon deliğinden oluşmuştur. Delik geometrileri tüm modellerde dikdörtgendir ve aynı kesit alanına sahiptir. Üfleme oranları 0.5 ile 2.0 arasında ve delik enjeksiyon açıları ana akış yönü ile 30° alınmıştır. Modellerde rüzgâr tüneli ve delikler için sırasıyla hexahedral ve tetrahedral elemanlar kullanılarak ağ yapısı oluşturulmuştur. Sayısal modellerde optimum ağ kullanılmıştır. Enjeksiyon delik kesitlerinde ve jetler ile ana akışın karıştığı bölgelerde diğer bölgelere göre daha sık ağ aralığı kullanılmıştır. Modellerimizde $k-\epsilon$ türbülans modeli, enerji denklemi, ana akış ve soğutucu akışkan olarak hava ve duvarlar için standart duvar fonksiyonları seçilmiştir. Ayrıca sistemin kararlı, duvarlarda ısı kaybının olmadığı ve havanın ideal gaz olduğu kabulleri yapılmıştır. Düşük üfleme oranlarında ana akış, jeti daha kolay bükebilmekte ve böylece jet yüzey üzerine yapışabilmektedir. Bu nedenle düşük üfleme oranlarında film soğutma etkenlikleri yüksek elde edilmiştir. Delik geometrisi, eğrisel yüzeyin eğimi ve üfleme oranının film soğutma etkenliğine önemli etkileri vardır. Sonuçlar, verilen bir yüzey eğriliğinin hem ana akış hemde ana akışa dik yönde film soğutma etkenliğinin, yukarıda ifade edilen parametrelerin uygun seçimine bağlı olduğunu göstermiştir. İyi bir film soğutma için optimum yüzey eğriliği yada gaz türbini kanat eğriliğine uygun enjeksiyon delik geometrisi ve üfleme oranı seçilmelidir.

Anahtar Kelimeler: Film soğutma, eğrisel yüzeyler, film soğutma etkenliği, sayısal inceleme.

*Yazışmaların yapılacağı yazar: İbrahim KOÇ. i.koc@hho.edu.tr; Tel: (212) 663 24 90 dahili: 4341.

Bu makale, birinci yazar tarafından İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, Enerji Programı'nda tamamlanmış olan "Gaz türbin kanadı üzerinde film soğutmanın sayısal ve deneysel incelenmesi" adlı doktora tezinden hazırlanmıştır. Makale metni 21.02.2006 tarihinde dergiye ulaşmış, 12.04.2006 tarihinde basım kararı alınmıştır. Makale ile ilgili tartışmalar 30.06.2007 tarihine kadar dergiye gönderilmelidir.

Numerical investigation of film cooling effectiveness on the curved surface

Extended abstract

Gas turbine designers want the gas turbines to have high efficiency. High efficiency is one of the reasons for choosing gas turbines. High turbine inlet temperatures are required to obtain high cycle efficiency in modern gas turbines. The turbine inlet temperature is limited by current blade and vane materials. Some damages and deformations are observed in the blade and vane materials at high temperature. Thus, blade and vane materials should be resistible to such high temperatures.

The resistible production of blade and vane materials at high temperatures is related with the improvements of material technology. The current blade and vane materials are made of special alloys and coatings. Moreover, the manufacturing of new blade materials takes a very long time. Therefore, the resistible manufacturing of blades at high temperature is an expensive method.

Cooling with air is a less expensive method for the protection of blade and vane materials from high temperatures. Therefore, air is used for cooling on gas turbine vanes and blades as commonly.

Film cooling is one of the most commonly used blade and vane cooling methods. Although the film cooling is used commonly it has lots of unknown aspects. Therefore, many researchers are interested in this cooling method. In film cooling, cooling air is injected from holes which are opened with a certain angle to the blade surface and the film layer appears on the blade surface.

In this paper, effectiveness of the film cooling on four different curved surfaces and a flat surface was investigated numerically. Models consist of eleven injection holes aligned in a single row. The hole geometries are rectangle and they have the same cross-sectional area in all models. The blowing ratios vary between 0.5 and 2.0 and the injection angle is 30° . The main flow velocity value is 15 m/s and the injected fluid velocities are calculated from the blowing ratio equation. The main flow temperature is 288 K in the wind tunnel. The injected cooling air temperature is selected as 328 K. The flat plate, curved surfaces and wind tunnel are modeled in 3-D by using GAMBIT and these models were solved with the FLUENT CFD (computational fluid dynamics) software programme. In models, the wind tunnel and the

holes are meshed with hexahedral and tetrahedral map respectively. Optimum mesh has been used in computational models. For the injection hole sections, a finer mesh structure has been used in comparison with that of the other sections.

Standard k - ε turbulence model with standard wall function for walls have been selected. The standard k - ε model is a semi-empirical model based on model transport equations for the turbulent kinetic energy (k) and its dissipation rate (ε). The model transport equation for k is derived from the exact equation, while the model transport equation for ε was obtained using physical reasoning and bears little resemblance to its mathematically exact counterpart. In the derivation of the k - ε model, it was assumed that the flow is fully turbulent, and the effects of molecular viscosity are negligible. A wall function is used between the turbulent zone and the wall,. Therefore, the distance from the wall at the cells adjacent to the wall is determined by considering the range over which the log law is valid.

Steady state solutions have been obtained assuming no heat loss at the injection hole surfaces. Furthermore, it has been accepted that the system is determined, there is no loss of heat in the walls and the air behaves like an ideal gas.

The main flow bends the jet at the low blowing ratios easily and so, the jet gets stuck on blade surface. At high blowing ratios, jet goes in the main flow more easily. This shows that the momentum of jet is better than the momentum of main flow. In that case, the separations from the blade surface have appeared.

The hole geometry, the slope of the curved surface and the blowing ratio have important effects on the film cooling effectiveness. The results show that the film cooling effectiveness of a given curved surface both along the mainstream and spanwise direction depends on the optimum selection of the parameters mentioned above. The best surface is C and the best blowing ratio is 0.5 in the mainstream and in the lateral direction in this study. Either optimum surface curvature or appropriate injection hole geometry and blowing ratio for the blade curvature of gas turbine need to be selected for a good film cooling effectiveness.

Keywords: Film cooling, curved surfaces, film cooling effectiveness, numerical investigation.

Giriş

Gaz türbinlerinde yüksek verim elde etmek için türbin giriş sıcaklığının yüksek olması istenir. Yüksek giriş sıcaklıkları türbin kanat malzemesinin bu sıcaklıklara dayanamama sorununu beraberinde getirir. Türbin kanat malzemesinin güvenli bir şekilde çalışabilmesi için ya yüksek sıcaklıklara dayanabilecek kanat malzemesine ya da kanadın soğutulmasına ihtiyaç vardır. Yüksek sıcaklıklara dayanabilecek kanat malzemesini imal etmek, soğutma yöntemine göre daha pahalı bir yöntemdir. Kanat malzemesinin hava ile soğutulması yüksek sıcaklıklardan korunması ucuz bir yöntemdir. Yüksek verim için malzeme teknolojisindeki gelişmeler ve soğutma yöntemleri birlikte kullanılmalıdır. Türbin rotor (blade) ve stator (vane) kanatçıklarının soğutulmasının bir yöntemi de film soğutmadır. Delik geometrisi, yüzey eğriliği ve üfleme oranı film soğutma etkinliğini etkileyen önemli parametrelerdir.

Eğriliğin etkisini ilk olarak inceleyenler (Nicolas ve Le Meur, 1974; Folley ve Whitelaw, 1976; Mayle vd., 1977). Onların çalışmalarında düşük üfleme oranlarında ($M=0.5$) eğriliğin etkisi düz yüzeylerdeki ile karşılaştırıldığında konveks (dışbükey) yüzey üzerinde film soğutma etkinliği artmış, konkav (içbükey) yüzeyde azalmıştır. Ortalama üfleme oranlarında ($M=1.0$) film soğutma etkinliği konveks yüzeyde, düz ve konkav yüzeye göre daha yüksek olarak bulunmuştur.

Bir airfoilin emme ve basınç kenarlarındaki etkinlik ile düz bir plaka üzerindeki etkinlik verileri karşılaştırılmıştır (Ito vd., 1978). Yüzey eğriliği, soğutma deliği çapı oranına göre eğri yüzeyler (konveks, konkav ve düz plaka) için sonuçlar sunulmuştur (Kruse, 1985; Schwarz ve Goldstein, 1989; Schwarz vd., 1991). Özellikle küçük üfleme oranlarında ana akışa dik z yönde (lateral) ortalama film soğutma etkinliği, eğrilik ile arttığı gözlenmiştir. Konkav yüzeydeki bölgesel etkinliklerin z yöndeki profillerinde konveks yüzeydekinden çok daha fazla iyi olduğunu işaret etmişlerdir (Schwarz vd., 1991). İki sıralı enjeksiyonlar için konveks ve konkav

yüzeyler üzerindeki film soğutma incelenmiştir (Goldstein ve Stone, 1982). Sonuçlar, tek sıralı enjeksiyonlu eğri ve düz yüzey deneysel ölçümler ile karşılaştırılmıştır. Yüzey eğriliğinin bir ve iki sıralı deliklerde film soğutma performansına etki ettiği bulunmuştur.

İki sıra enjeksiyon delikli konveks ve konkav yüzeyler üzerindeki adyabatik film soğutma etkinliği kütle transferi tekniği kullanılarak incelenmiştir (Jung ve Hennecke., 2001). Jung ve Hennecke düşük ve orta üfleme oranlarında buldukları etkenlikleri düz yüzey etkinliği ile karşılaştırdıklarında, konveks yüzeyde etkinliğin arttığını, konkav yüzeyde azaldığını bulmuşlardır. Eğrisel duvar üzerinde film soğutma performansı bileşke açılı delik konfigürasyonu için üfleme oranı 0.5 ile 2.0 arasında deneysel olarak incelenmiştir (Chen vd., 2001). Sonuçlar ileri doğru genişletilen delik enjeksiyonunun basit delik enjeksiyonuna göre yüzeyi daha iyi koruduğunu göstermiştir.

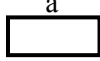
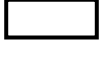
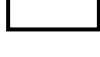
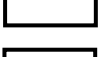

Sayısal çalışmalar son zamanlarda film soğutma araştırmaları için kullanılmaktadır. Hücum kenarına tek sıra olarak yerleştirilen enjeksiyon deliklerinden z yönünde ve diğer yönlerde enjekte edilen bir simetrik türbin rotor kanadı modelinin film soğutması üç boyutlu sonlu hacim metodu kullanılarak hesaplanmıştır (Lakehal vd., 2001).

Sayısal çalışma

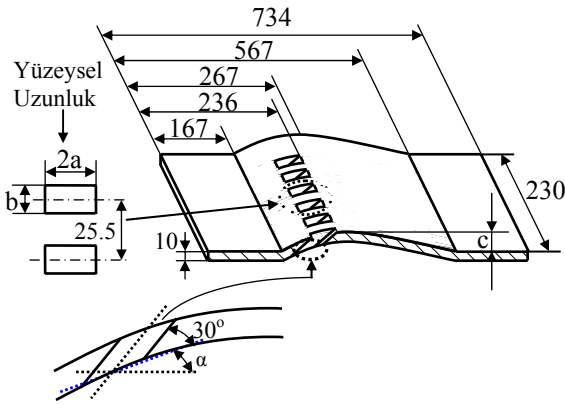
Film soğutmasına yüzey eğriliğinin etkisini incelemek üzere biri düz yüzey olmak üzere beş farklı yüzey durumu dikkate alınmıştır. Herbir yüzeyde tek sıra halinde 11 enjeksiyon deliği vardır. Enjeksiyon açıları yüzeye 30° dir. Tüm modellerde delik geometrileri dikdörtgendir ve aynı kesit alan değerlerine sahiptirler. Yüzeyler ve akışa dik yöndeki enjeksiyon delik boyutları Tablo 1’de verilmiştir.

Mevcut çalışmada göz önüne alınan eğrisel yüzey üzerinde enjeksiyon delikleri modeli Şekil 1a’da gösterilmiştir. Ayrıca rüzgar tüneli modelinin şematik görünümü Şekil 1b’de verilmiştir.

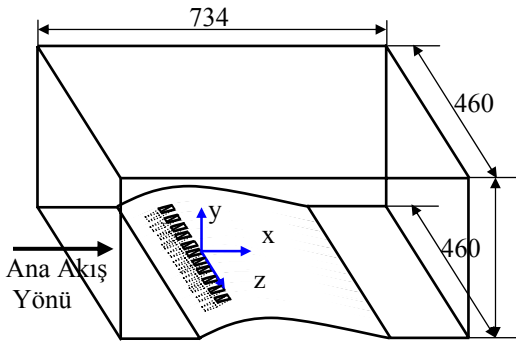
Tablo 1. Yüzeyler ve akışa dik yöndeki delik geometrisi boyutları

Yüzey	Delik kesiti	a	b	Alan	c
A		10	5.68	56.80	0
B		10	5.68	56.80	5
C		10	5.68	56.80	8
D		10	5.68	56.80	10
E		10	5.68	56.80	12

Şekil 1a'da c eğrilik yüksekliği, 267 mm'deki maksimum eğriliğin yataydan olan mesafesi olarak verilmiştir. Tüm geometrilerde c yüksekliği akış doğrultusundan 267 mm olacak şekilde alınmıştır.



Şekil 1a. Eğrisel yüzey üzerinde enjeksiyon delikleri



Şekil 1b. Rüzgar tüneli modelinin şematik görünümü

Düz yüzey, eğri yüzeyler ve rüzgar tüneli GAMBİT kullanılarak üç boyutlu olarak modellenmiş (Fluent 1998a, 1998b) ve üç boyutlu olarak FLUENT'te çözdürülmüştür (Fluent 1998c, 1998d).

Film soğutmasında kullanılan ısı akısı ifadesi aşağıda verilmiştir.

$$q_F = h_F (T_{aw} - T_{surf}) \quad (1)$$

Burada q_F film soğutması için ısı akısı, h_F film ısı taşınım katsayısı, T_{aw} adyabatik duvar sıcaklığı, T_{surf} yüzey sıcaklığı olarak verilmiştir.

Bu çalışmada, rüzgar tüneli hexahedral, delikler tetrahedral mesh yapısı kullanılmış ve enjeksiyon delik bölgesinde, diğer bölgelere göre daha fazla meshleme yapılmıştır. Standart k-ε modeli, enerji denklemi, ana akış ve soğutucu akışkan olarak hava ve duvarlar için standart duvar fonksiyonları seçilmiştir. Sayısal çalışma için kararlı akış, yüzeylerden ısı kaybının olmadığı ve hava ideal gaz kabulleri yapılmıştır.

Ana akış hava hızı ve enjekte edilen soğutucu hava hızı üfleme oranına göre tanımlanmıştır.

$$M = (\rho_j V_j) / (\rho_\infty V_\infty) \quad (2)$$

Burada M üfleme oranı, ρ_j enjekte edilen akışkan yoğunluğu, V_j enjekte edilen akışkan hızı, ρ_∞ ana akış yoğunluğu, V_∞ ana akış hızıdır. M üfleme oranları 0.50, 0.75, 1.0, 1.5, 2.0 olarak alınmıştır. V_∞ hızı 15 m/s alınarak V_j hızı denklem 2' den hesaplanmıştır. Tünelde ana akış sıcaklığı 288 K, enjekte edilen akışkan sıcaklığı 328 K olarak alınmıştır.

Sayısal çalışmalarda grid sayısı etkisi önemlidir. Sayısal çalışmalar için grid analizi yapılmalıdır. Grid sayısının çok miktarda olması bilgisayar kapasitesinin yüksek olması ihtiyacını gerektirir. Eğer yeterli kapasite ve hıza sahip bilgisayarımız yok ise çözümü süresi çok büyük olmaktadır. Bu nedenle optimum grid sayısına ihtiyaç vardır. Grid sayısı ölçüm yapılan yüzeylerde belirli oranlarda artırılarak ölçülen sıcaklık değerlerine etkisi dikkate alınmıştır. 0.5 üfleme oranı için düğüm noktası sayısının 223200'den

242400'e çıkarılmasının sayısal sonuçlar üzerine etkisi Tablo 2'de verilmiştir. Tabloya göre düğüm noktası sayısının 223200 den 242400'e çıkarılması durumunda sıcaklık değerlerinde çok çok küçük değişimler olmuştur. Tüm yüzeylerde 242400 düğüm sayısı kullanılmıştır.

Tablo 2. Düğüm sayısının 223200'den 242400'e çıkarılmasının sayısal sonuçlara etkisi

Yüzey	Sıcaklık değişimi			
	Ana akış yönü		z yönü	
	min (%)	mak (%)	min (%)	mak (%)
A	0.0154	0.0400	-0.0450	0.0154
B	-0.0040	0.0372	-0.0657	0.1509
C	0.0007	0.0502	0.0000	0.0617
D	0.0010	0.0500	0.0006	0.0500
E	0.0184	0.1196	-0.0524	0.1196

Farklı eğrilikte yüzeyler ve üfleme oranları için yüzey sıcaklıkları hesaplanmış ve hesaplanan sıcaklık değerleri kullanılarak aşağıda verilen denklem ile adyabatik film soğutma etkinliği hesaplanmıştır.

$$\eta = \frac{T_{adyabatik} - T_{\infty}}{T_j - T_{\infty}} \quad (3)$$

Burada η film soğutma etkinliğini, $T_{adyabatik}$ adyabatik duvar sıcaklığını, T_{∞} ana akış sıcaklığını, T_j enjekte edilen akışkan sıcaklığını belirtir.

Sonuçlar ve tartışma

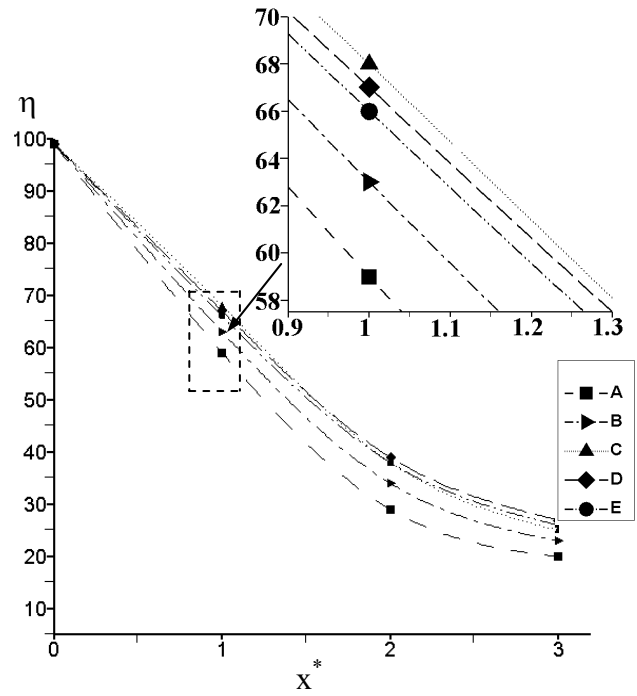
Aşağıdaki sonuçlar, 6. delik sonu koordinat ekseninin başlangıç noktası alınarak, film soğutma etkinliğine ana akış ve z yönünde üfleme oranları ve eğri yüzeylerin etkileri için bulunmuştur.

0.5 üfleme oranında C yüzeyi en yüksek film soğutma etkinliğine sahiptir. $x^*=1$ de 0.5 üfleme oranında C %68'lik film soğutma etkinliğine sahiptir. Burada $x^* = X/L$ karakteristik uzunluktur (L bu çalışmada 7.25 mm alınmıştır). Aynı şartlarda D yüzeyi %67, E yüzeyi %66 film soğutma etkinliğine sahiptir (Şekil 2).

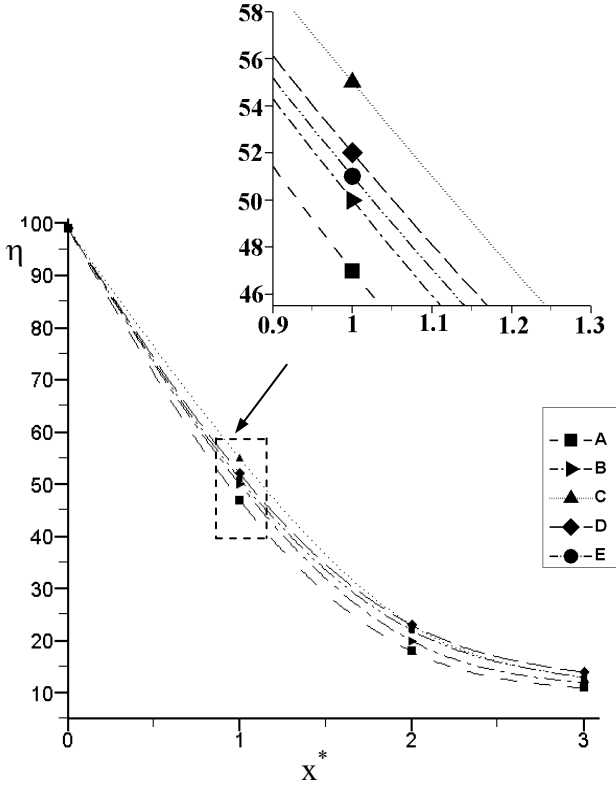
Üfleme oranı 0.5'ten 1.0'e kadar arttırıldığında, film soğutma etkinliği azalır, oysa 1.0 ile 2.0 üfleme oranları arasında etkinlik artar. Örneğin 0.75 üfleme oranında $x^* = 1$ 'de C ve D yüzeyleri sırasıyla %55 ve %52 en yüksek üfleme oranlarındadır. Üfleme oranı 2.0'de, $x^* = 1$ 'de C ve A yüzeyleri sırasıyla %61 ve %58 ile sırasıyla en yüksek etkinliklere sahiptir. 0.5 ile 1.0 üfleme oranı aralığında ikinci en iyi yüzey D olmasına rağmen 1.0 ile 2.0 üfleme oranları arasında ikinci en iyi yüzey A'dır (Şekil 2-6).

Düşük üfleme oranlarında ana akış, jeti daha kolay bükebilmekte ve böylece jet, yüzey üzerine yapışabilmektedir. Bu nedenle düşük üfleme oranlarında film soğutma etkinlikleri yüksek elde edilmiştir (Şekil 2-6).

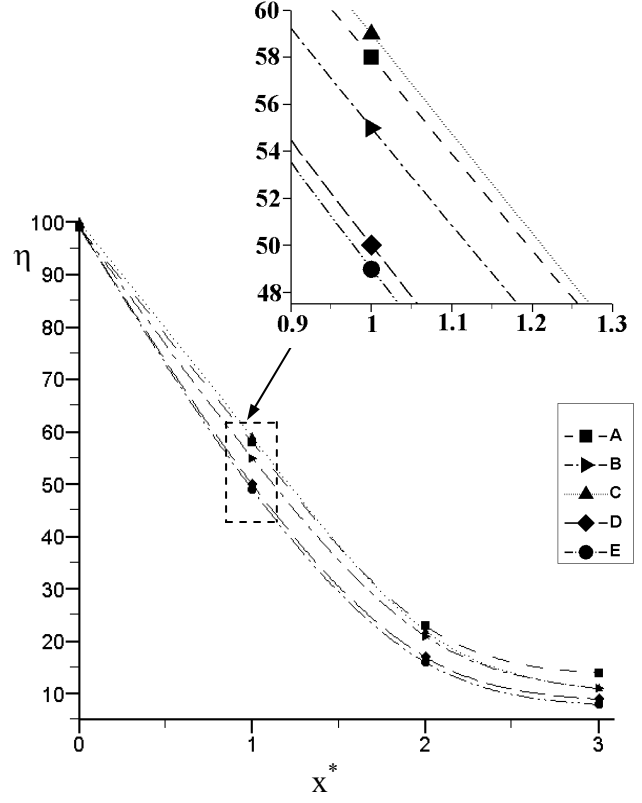
Film soğutma etkinliği için yüzey ve üfleme oranları karşılaştırıldığında, ana akış yönünde en iyi yüzey C, en iyi üfleme oranı 0.5'tir. Yüzey eğriliği çok fazla artırıldığında veya azaltıldığında film soğutma etkinliği azalır. Bu nedenle iyi bir etkenik değeri için optimum bir yüzey eğriliği seçilmelidir. Ayrıca yüzey eğriliğini çok miktarda artırdığımızda yüzeyden ayrılmalar oluşmaktadır (Şekil 2-6).



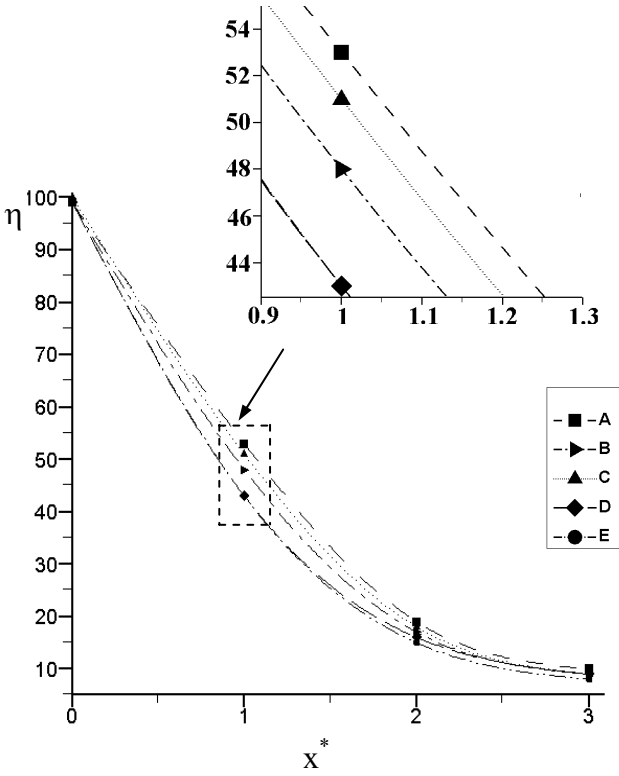
Şekil 2. Ana akış yönünde 0.5 üfleme oranı için yüzeylerin karşılaştırılması



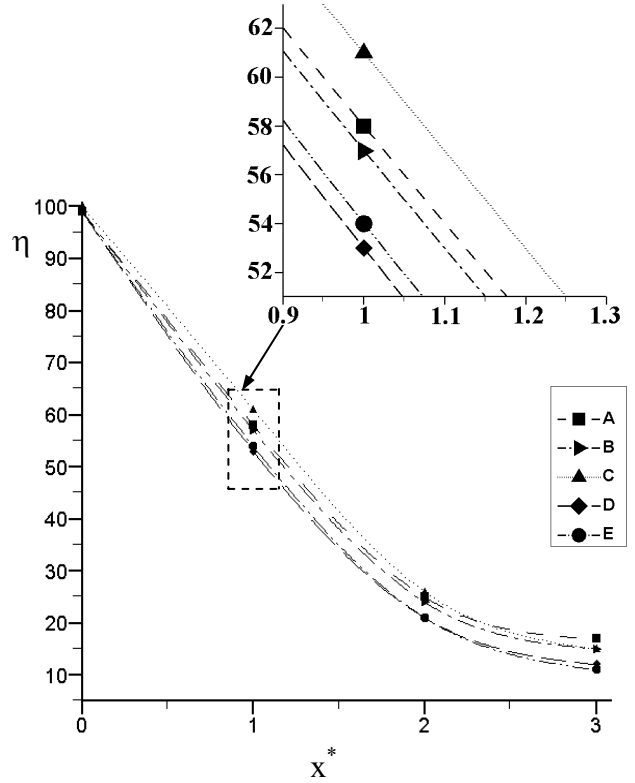
Şekil 3. Ana akış yönünde 0.75 üfleme oranı için yüzeylerin karşılaştırılması



Şekil 5. Ana akış yönünde 1.5 üfleme oranı için yüzeylerin karşılaştırılması

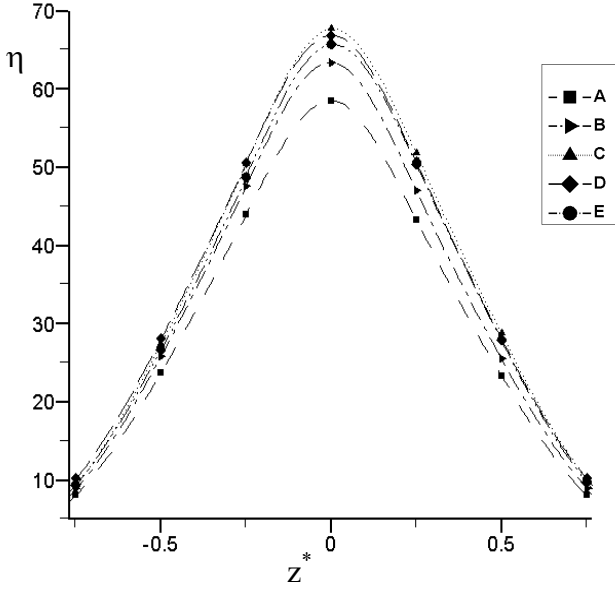


Şekil 4. Ana akış yönünde 1.0 üfleme oranı için yüzeylerin karşılaştırılması

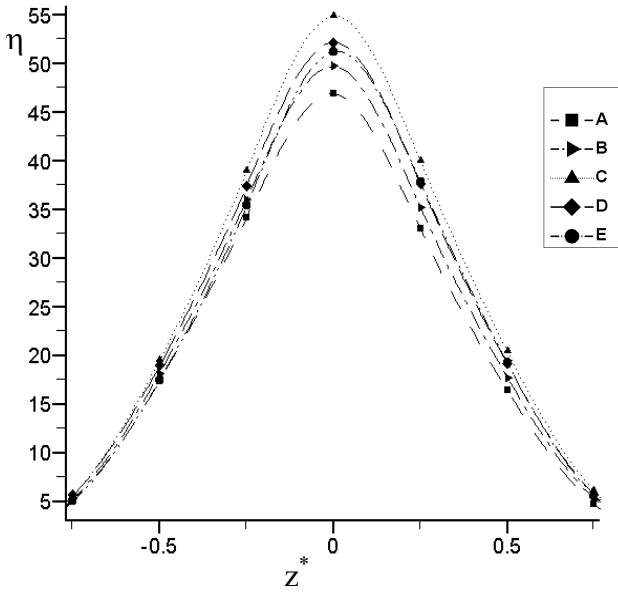


Şekil 6. Ana akış yönünde 2.0 üfleme oranı için yüzeylerin karşılaştırılması

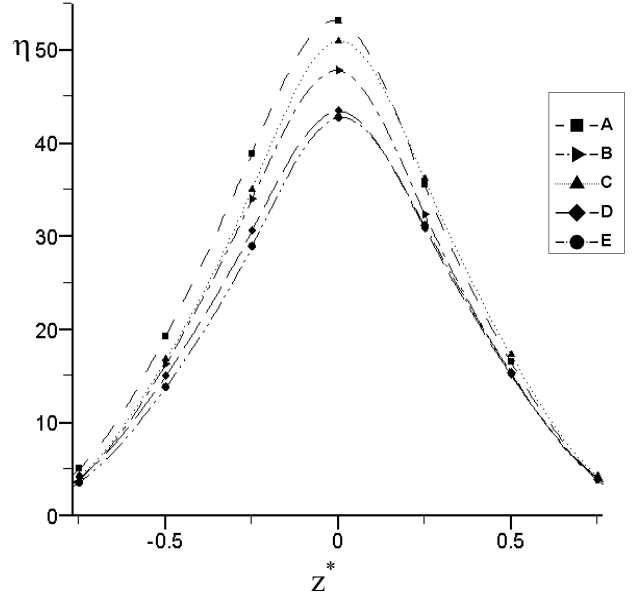
z yönünde film soğutma etkenlik değerleri $x^* = 1$ 'de elde edilmiştir. z yönü z^* ile gösterilmiştir. Burada $z^* = Z/L$ karakteristik uzunluktur (Bu çalışmada $L = 7.25$ mm alınmıştır). Film soğutma etkenliği 0.5 ile 1.0 üfleme aralığında z yönünde azalmasına rağmen 1.0 ile 2.0 üfleme aralığında artar. Üfleme oranları karşılaştırıldığında en iyi üfleme oranı 0.5'tir. Yüzeyler karşılaştırıldığında ise en iyi yüzey z yönünde C'dir (Şekil 7-11).



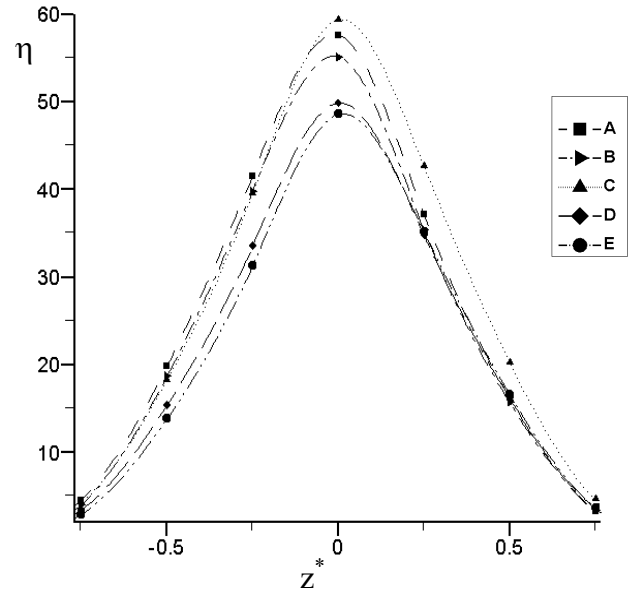
Şekil 7. z yönünde 0.5 üfleme oranı için yüzeylerin karşılaştırılması



Şekil 8. z yönünde 0.75 üfleme oranı için yüzeylerin karşılaştırılması



Şekil 9. z yönünde 1.0 üfleme oranı için yüzeylerin karşılaştırılması



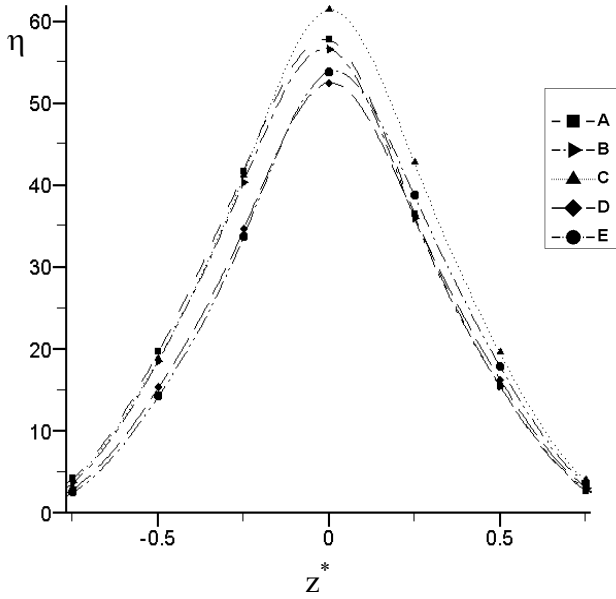
Şekil 10. z yönünde 1.5 üfleme oranı için yüzeylerin karşılaştırılması

Sonuçlar

Beş farklı yüzey ve üfleme oranlarının film soğutma etkenliğine etkileri sayısal olarak incelenmiş ve aşağıdaki sonuçlar bulunmuştur.

- Yüzey eğriliği ve üfleme oranı film soğutma etkenliğini etkiler.
- İyi bir film soğutma etkenliği için optimum yüzey eğriliği seçilmelidir.

- Bu çalışmada, ana akış yönünde ve z yönünde en iyi yüzey tipi C, en iyi üfleme oranı 0.5 bulunmuştur.



Şekil 11. z yönünde 2.0 üfleme oranı için yüzeylerin karşılaştırılması

Kaynaklar

- Chen, P-H., Hung, M-S. ve Ding, P-P., (2001). Film cooling performance on curved walls with compound angle hole configuration, *Annals of the New York Academy of Sciences, Heat Transfer in Gas Turbine Systems*, **934**, 353-360.
- Fluent, (1998a). *Gambit: tutorial guide*, Lebanon: Fluent Incorporated.
- Fluent, (1998b). *Gambit: user's guide*, Lebanon: Fluent Incorporated.
- Fluent, (1998c). *Fluent 5 user's guide*, Lebanon: Fluent Incorporated, **1-4**.
- Fluent, (1998d). *Fluent tutorial guide*, Lebanon, Fluent Incorporated, **1-4**.

- Folayan, C. O. ve Whitelaw, J. H., (1976). The effectiveness of two-dimensional film-cooling over curved surfaces, *ASME Paper*, **76-HT-31**.
- Goldstein, R. J. ve Stone, L. D., (1982). Row-of-holes film cooling of curved walls at low injection angles, *ASME Journal of Turbomachinery*, **20**, 4-5, 193-200.
- Ito, S., Goldstein, R. J. ve Eckert, E. R. G., (1978). Film cooling of a gas turbine blade, *ASME Journal of Engineering for Power*, **100**, 476-481.
- Jung, K. ve Hennecke, D. K., (2001). Curvature effects on film cooling with injection trough two rows of holes, *Proc.RTO/AVT Symp. On advanced Flow Management-Part B: Heat Transfer and Cooling in Propulsion and Power Systems*, Loen, Norway, RTO-MP-69.
- Kruse, H., (1985). Effects of hole geometry, wall curvature and pressure gradient on film cooling downstream of a single row, *AGARD Conference Proceedings*, **390**, 1-13.
- Lakehal, D., Theodoris, G. S. ve Rodi, W., (2001). Three-dimensional flow and heat transfer calculations of film cooling at the leading edge of a symmetrical turbine blade model, *International Journal of Heat and Fluid Flow*, **22**, 113-122.
- Mayle, R.E., Kopper, F.C., Blair, M.F. ve Balley, D.A., (1977). Effect of streamline curvature on film cooling, *ASME Journal of Engineering for Power*, **99**, 77-82.
- Nicolas, J. ve Le Meur, A., (1974). Curvature effects on a turbine blade film cooling, *ASME Paper*, no 74-GT-156.
- Schwarz, S. G. ve Goldstein, R.J., (1989). The two-dimensional behavior of film cooling jets on concave surfaces, *ASME Journal of Turbomachinery*, **111**, 124-129.
- Schwarz, S. G., Goldstein, R.J. ve Eckert, E. R. G., (1991). The influence of curvature on film cooling performance, *ASME Journal of Turbomachinery*, **113**, 472-478.