

複合式噴射孔構型對平板表面薄膜冷卻效率分佈之數值研究

賴正權* 覃宏科** 苗志銘***

*國防大學中正理工學院航空工程學系 **國防大學中正理工學院國防科學研究所

***國防大學中正理工學院機械工程學系

摘要

本研究之目的在利用計算流體力學模擬方法分析雙排交錯排列複合式噴射孔薄膜冷卻平板之三維熱流場結構特性。研究內容包括圓直孔(CYSA)與前擴孔(FDSA)二種噴射孔構型和三種跨向角($\beta = 0^\circ$ 、 15° 和 30°)複合效應對平板表面薄膜冷卻效率分佈之影響，在吹出比的設定，計有0.5、1.0、1.5和2.0等四種。所建構之結構性網格系統，模擬冷卻流由供應槽流入、通過冷卻流噴射孔流出與主流場交互作用所引發之複雜熱流場結構。以有限體積法的軟體 FLUENT 6.2.16 為數值運算器，求解雷諾平均那維爾-史托克方程組，在紊流模式則採用雙方程式 $\kappa - \varepsilon$ 紊流模式進行模擬。模擬結果可得如下結論：當噴射孔形狀由圓直孔改為前擴孔時，冷卻流出口之動量降低，增高面平均薄膜冷卻效率值，在吹出比1.5時最高；在增加跨向角後，會破壞反旋渦流對之流場結構，增加冷卻流停滯於測試面的範圍，在跨向角 15° 時，提供了較高的面平均薄膜冷卻效率值。綜合吹出比與跨向角的效應，前擴孔形較圓直孔形的面平均薄膜冷卻效率值提升約14%。

關鍵詞：薄膜冷卻效率，複合式噴射孔，圓直孔，前擴孔，吹出比

Effect of Compound Configuration Hole to Film Cooling Effectiveness Distribution over a Flat Plate Using Numerical Simulation

Cheng-Chyuan Lai*, Hong-Ka Ching**, and Jr-Ming Miao***

* Department of aeronautical Engineering, Chung Cheng Institute of Technology, National Defense University

** Graduate School of Defense Science, Chung Cheng Institute of Technology, National Defense University

*** Department of Mechanical Engineering, Chung Cheng Institute of Technology, National Defense University

ABSTRACT

The purpose of this study is to investigate the 3-D flow structure of a film-cooled flat plate with two-staggered rows of compound configuration film-cooling holes using CFD method. The effect of compound configurations to surface film-cooling effectiveness distribution has been studied for CYSA and FDSA cooling holes for three different spanwise angles and four blowing ratios. A multi-blocks structured grid system was constructed to simulate the complicated 3-D flow field induced by the interaction between coolants and mainstream flow. A finite-volume solver, FLUENT 6.2.18, was used to solve the Navier-Stokes equations. The $\kappa - \varepsilon$ turbulence model was used for turbulence closure. The results reveal that: (1) the area-averaged film cooling effectiveness will increase and reach to peak value at blowing ratio 1.5 when cooling holes are changed from CYSA to FDSA. (2) The area-averaged film-cooling effectiveness will also increase with the increase of spanwise angles. FDSA holes with 15° spanwise angle show highest value. In general, FDSA holes show 14% higher area-averaged film-cooling effectiveness than CYSA.

Keywords: film-cooling effectiveness, compound configuration hole, cylindrical simple angle (CYSA), forward diffused simple angle (FDSA), blowing ratio

文稿收件日期 94.11.9.; 文稿修正後接受日期 95.4.17.

Manuscript received November 9, 2005; revised April 17, 2006.

一、前言

高推力燃氣渦輪機在工業上的應用相當廣泛，從國防科技上的戰鬥載具如戰機、戰車與船艦到民生工業所使用的發電廠或石化工業上的汽電共生系統，都須用到渦輪機以產生所需之動力。掌握先進渦輪機之設計與研究開發所需關鍵技術，對民生工業的發展及軍事力量的提升皆具有極重要之影響並可視為國力之指標。現代強調高效率與推力的燃氣渦輪機在其設計上不斷地朝向提高渦輪段的入口溫度，以利增高輸出推力及熱循環效率，因此，保護渦輪葉片使其能夠在高溫高壓之嚴苛環境下運作，已成為目前在渦輪葉片構型設計上的重要課題之一。

現今燃氣渦輪機上的渦輪轉子和定子皆為了保護葉片避免發生熱損壞並延長其使用壽命，而採用多種冷卻模式，如在葉片外部形成冷卻流保護膜之薄膜冷卻模式與葉片內部高熱通量區的葉片頭端前停滯流區所使用的衝擊冷卻以及內部 U 型通道安裝如條肋式(rib)對流熱傳強化機構、圓柱狀散熱鰭片(pin-fin)之內部冷卻等。其中以外膜冷卻模式之研究最具挑戰性，因為其流場主要是由橫向主流場與各股冷卻噴射流交會作用所形成之三維渦漩流場結構所主控，冷卻流渦漩流場之強度會直接影響到渦輪葉片表面薄膜冷卻效率與熱傳係數之分佈情形，而藉由參數分析可知必須考量之因素有雷諾數、紊流強度、吹出比、密度比、噴射孔幾何形狀、噴射孔複合角以及壓力梯度等等，很不容易從理論推導上建立一套簡易且可行的預測模式，而是必須依據實驗量測與計算流體力學(Computation Fluid Dynamics, CFD)模擬結果的運用，以產生合理的預測結果。

二、文獻回顧

早期有關薄膜冷卻模式之研究大多將噴射孔幾何形狀設定為圓直孔，藉由改變孔徑／長度比、複合角度或是相鄰噴射孔之間距，去探討吹出比或是主流場紊流強度之效應，如 Ligarani 等人 [1]、Goldstein 等人[2] 和 Baldauf 等人 [3、4]。另外亦有利用不同冷卻流工作流體以研究密度比對於薄膜冷卻效率分佈的研究，如 Loftus 和 Jones[5]與 Ammari 等人[6]。

由於測試件表面的薄膜冷卻效率與熱傳係數分佈受到由噴射孔噴出之冷卻流與橫向主流交會(jet-in-crossflow)之複雜三維多股渦漩流場所影響，因此了解冷卻流在噴射管內之發展中流場特性，也是關鍵要素之一。Cho 和 Goldstein[7]利用奈揮發質傳法與油膜可視化技巧，對薄膜冷卻圓直孔管內部與噴射孔排附近區域之熱流場特性進行探討，在其結論中將冷卻孔管內的發展中流場結構分成四個區域：靠近冷卻孔入口背風面邊緣之分離/回流區、再附著區、靠近迎風面而孔管內壁之發展區與靠近冷卻孔下游出口面之受主流直接影響區，結果顯示薄膜冷卻效果會因為不同吹出比下之冷卻流在噴射孔管內部流場結構發展程度之不同而受到直接影響。Lee 等人[8]也利用油膜可視化的技術，針對薄膜冷卻圓直管內流場現象進行研究，並發現冷卻管內發展中冷卻流所形成的四個流場區域與冷卻管長度及管徑之比值有相當程度的關連性，當管長度與直徑比值為 2 時，文獻[7]所描述的四個流場區域同樣可以明顯地觀察到；另外也發現吹出比的大小對於冷卻流在噴射孔出口面直接與主流場交會處的速度與溫度分佈也有一定的關係。Leylek 和 Zerkle [9]利用數值模擬與實驗方法，分析一排具五個直圓孔構型之薄膜冷卻平板，冷卻流具有 35° 的流向角，且冷卻流與主流密度比維持為 2，其結果清楚地呈現出在測試平板上不同流向距離之冷卻流與主流混合後速度場與溫度場發展歷程，且觀察到每股冷卻噴射流皆會伴隨著一對反旋渦流(counter-rotating vortex pair, CRVP)。

Jung 和 Lee[10]利用熱液晶動態顯像實驗方法分析噴射孔複合跨向角對平板上絕熱薄膜冷卻效率分佈的影響，發現將噴射孔採取跨向角配置時對測試平板上面平均薄膜冷卻效率值有提升效果，特別是在高吹出比時更為顯著。而當噴射孔構型由圓直孔形改變為扇形孔形時，Lee 等人[11]則利用流場可視化與液晶熱顯像法再度探討複合角效應，同樣發現當高吹出比時，在配置上採用複合角方式對於薄膜冷卻效率之提昇可以達到 55%之高。

Yuen 和 Martinez-Botas [12、13]利用穩態液晶熱像的實驗方法，探討冷卻流噴射孔與主流場在 30、60 和 90 度三種等不同的流向傾斜角度下，量測在不同吹出比時單一圓直孔測試平板上詳細之薄膜冷卻效率與熱傳係數分布情

形。Mayhew 等人[14]同樣以平板作為測試件，探討主流場紊流強度對薄膜冷卻效率分佈之影響，結果發現增高主流場紊流強度會降低在低吹出比時之面平均薄膜冷卻效率值。原本存在於高吹出比且低主流紊流強度，有較多的冷卻流升離(lift off)測試件表面之現象會因為主流場紊流強度之提高而抑制升離現象之發生，故可增加測試件上面平均薄膜冷卻效率值。

當高吹出比時，發生在圓直孔冷卻流之升離現象而降低薄膜冷卻保護效果的不利結果是可以藉由將冷卻孔構型改變為前擴孔或是扇形孔而得到改善[15]。由於大多數研究者皆未考量到跨向角效應，因此 Taslim 和 Khanicheh[16]以單排具 45 度跨向角扇形孔之平板作為測試件，探討三種吹出比下之薄膜冷卻效率值，將結果與不具跨向角之圓直孔數據相互比較後可以發現，增加冷卻流出口截面積及採用跨向角之配置確實可以降低冷卻流離開噴射管時的動量進而降低冷卻流穿透入主流場之程度，因此可增高薄膜冷卻效率值。同時，Brauckmann 和 Wolfersdorf[17]則使用紅外線熱像儀測量單排扇形孔採取不同跨向角時，平板表面的熱傳係數和薄膜冷卻效率值分佈，結果顯示當跨向角由 0 度改變到 45 度僅對緊鄰噴射孔附近區域之薄膜冷卻效率值有所提升，而在 10 倍孔徑下游處之跨向平均絕熱薄膜冷卻效率值的影響不大，但會增加薄膜冷卻平板的熱傳係數。有關曲面薄膜冷卻的研究，如苗志銘和覃宏科[18]利用數值模擬模式針對具有不同流向角與跨向角組合之單排五孔冷卻噴流凸面下之薄膜冷卻效率進行分析，結果顯示複合角對於噴射孔附近區域的冷卻保護效果有明顯地提昇。Miao 和 Ching[19]則著重在不同冷卻流供應方向與吹出比下，對雙排冷卻流噴射孔在凹面下之薄膜冷卻效率進行分析，結果顯示直吹式的冷卻流供應通道構型，其跨向平均之薄膜冷卻效率均較側吹式的冷卻流供應通道為高。

由上面的文獻回顧可了解，有關薄膜冷卻熱流場特性之研究是相當受到重視的一個課題，而且影響薄膜冷卻效率值分佈的因素也相當多。然而針對不同噴射孔形狀與具有跨向角之複合組合下之雙排噴射孔冷卻平板上之薄膜冷卻效率值分佈，就現有的文獻中較少有一完整且系統性的進行三維熱流場模擬分析與參數探討。本研究之目的在於：(1)完整地三維雙

差排複合孔薄膜冷卻平板全域熱流場模擬，亦即數值模型含括冷卻流供應槽、雙差排圓直孔管與前擴孔管及主流通道。(2)探討不同吹出比下，六種幾何構型組合之複合角與噴射孔形對平板上局部、跨向與面平均薄膜冷卻效率值分佈之影響。(3)藉由不同流線方向與跨向截面溫度與速度等值圖與向量圖之呈現，可釐清不同構型下冷卻噴射流與橫向主流交會時所引發之三維複雜流動機制。

三、研究方法

在計算流體力學的研究程序上可概分為三個步驟：前處理器、數值運算器與後處理程序。前處理，主要在產生數值計算所需之空間網格結構，即將模擬的計算域予以離散化。因應所模擬的計算域包含雙差排薄膜冷卻噴射管、內部冷卻流供應槽及外部矩型主流道等複雜構型，本研究採用 ICEM/CFD 軟體製作出適體性之結構化多區塊六面體網格系統，以達到數值運算器上較佳之通量守恆要求。其次是數值運算器，本研究所採用的求解器為有限體積法的 FLUENT 6.2.16 計算流體力學軟體。在後處理器方面則採用 Fieldview 和 Tecplot 軟體進行流場可視化與數據之處理分析。

圖 1 顯示本研究所製作之計算域實體模型圖與相關尺寸定義，其中位於上方之主流道橫截面之寬*高尺寸為 10cm*10cm。在距離入口面 20 倍噴射孔徑處安置有雙排圓直形(cylindrical simple angle, CYSA)與前擴形(forward diffused simple angle, FDSA)（見圖 2(a)和(b)）之噴射孔，噴射孔入口直徑(d)皆為 0.5cm，相鄰兩噴射孔中心距為 1.5cm，噴射管長(l)與孔管入口面直徑(d)的比率為 3.5，兩排噴射孔以交錯方式排列且中心距離同樣也是 3 倍孔管入口面直徑，前擴形噴射孔之設計是在距離入口面管長 0.55cm(l_f)處，沿流線方向導入 15°之傾斜角，增加出口面積，其目的在於當吹出比相同時，若與圓直孔形相比，則前擴孔形噴射流之出口動量會降低以避免升離現象之發生。提供冷卻流之供應槽位於實際模型之下方，其構形為長*寬*高尺寸為 20cm*6cm*10cm 之矩形區域。為探討噴射孔幾何構形以及跨向角對平板上薄膜冷卻效率值分佈之影響，本研究共進行六種組合（研究矩陣如表 1），在四種吹出比下之全域熱流場模擬工作。符號 CY 和 FD 分別代表圓直孔

形與前擴孔形，而編號 0、15 和 30 分別代表跨向角為 0°、15°與 30°，而跨向角定義為噴射孔出口面幾何中心線與主流場流線方向間之夾角，如圖 2(c)所示。必須說明的是，所有測試條件組合構型之噴射孔流向角皆固定為 35°。

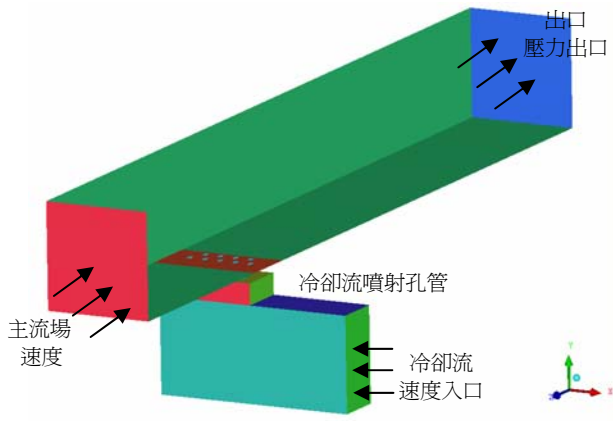


圖 1. 數值模擬幾何模型圖。

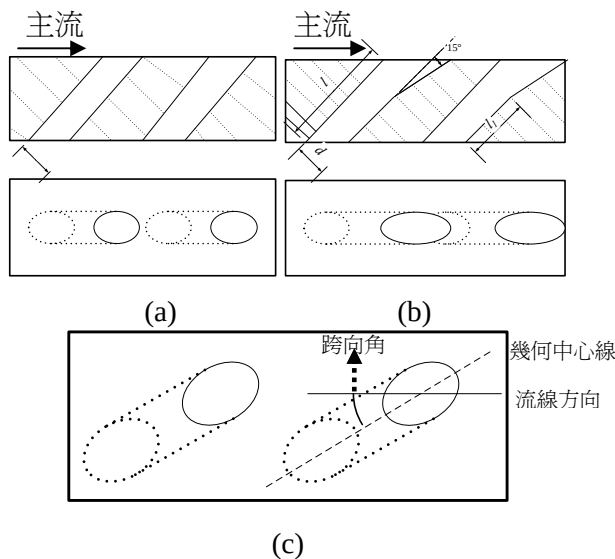


圖 2. 噴射孔之幾何示意圖(a)圓直形孔(CYSA)；(b)前擴孔形(FDSA)；(c)跨向角定義。

表 1. 研究矩陣

編號	流向角	跨向角	吹出比	孔形
CY0	35°	0°	0.5	直圓孔
CY15		15°	1.0	
CY30		30°	1.5	
			2.0	
FD0	35°	0°	0.5	前擴孔
FD15		15°	1.0	
			1.5	
FD30		30°	2.0	

如前所述，本研究採用 ICEM/CFD 之

HEXA 模組以建構出多區塊且結構性網格系統，計算域中各區塊之格點配置考量，係配合流場現象而採用非均勻分佈，亦即在流場變化較顯著的位置（如噴射孔管內，以及鄰近噴射孔排之區域）將格點配置進行加密處理。圖 3(a)與(b)分別是編號 CY0 與 FD0 測試件表面之網格分佈情形，為提高網格正交性，因此在噴射孔外圍與內部皆採用 O 型網格之架構，此外在測試平板之邊界層法線方向以及靠近雙排噴射孔洞內的第一層格點之厚度為 10^{-4}m ，並以 1.05 之倍率漸增。分別製作約 140 萬、200 萬和 320 萬等三種不同網格數，經網格獨立測試並以測試平板各流線方向位置之跨向平均絕熱薄膜冷卻效率值變化量皆小於 2% 為基準，比較此三種不同網格之計算結果，200 萬網格系統與 320 萬之網格系統間之差異小於百分之五，後續即採取 200 萬之網格系統為計算網格。

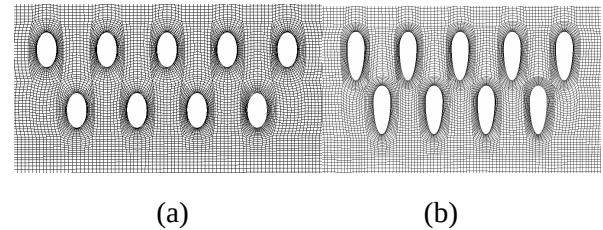


圖 3. 薄膜冷卻平板上噴射孔排附近區域之表面網格分佈情形；(a)CY0，(b)FD0。

使用之數值運算器 FLUENT 為基於有限體積法(control volume method)以求解統御流場特性之雷諾均值 Navier-Stoke's 方程組為主，其張量型態卡氏座標系之連續方程式、動量方程式與能量方程式分別為：

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho U_i) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_i U_j) = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) - \rho u_i u_j \right] \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j T) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\frac{\mu}{\text{Pr}} \frac{\partial T}{\partial x_j} - \rho u_j t \right] \quad (3)$$

本研究將工作流體假設為穩態之不可壓縮流，故選用 FLUENT 提供之分離式計算器(segregated solver)。所有流體物理量變數之對流項除式(3)之能量項採用三階之 QUICK 法則，其他流場變數皆採用二階 UPWIND 法則進行空間離散，而式(2)之壓力與速度耦合採用

SIMPLEC 法則，並採用幾何多重網格法(AMG)以加速疊代之收斂。紊流模式則選用 $\kappa-\varepsilon$ 紊流模式並配合標準壁面函數，詳細之數學模式請參考使用手冊[20]。穩態解到達收斂之標準是由下列二個條件加以確定：其一是所有物理量之殘值變化已達到三個量級以上；其二則是測試平板上跨向平均薄膜冷卻效率值之變化小於 2 %。

本研究在邊界條件之設定為，主流道入口面與冷卻流供應槽入口面是速度進口型態，而主流道出口面則是壓力出口型態，如圖 1 所示。在所有固體壁面上則是以不滑移與絕熱通量邊界條件處理。在大氣壓力為 1atm 下，主流場溫度為 333K，速度為 10m/s，而出口錶壓力設定為 0 Pa，冷卻流與主流的工作流體溫度比調整為 0.91。冷卻流的質流率是由冷卻流在噴射孔出口處的動量與主流場間的動量比值加以律定，該比值稱為吹出比(blowing ratio)，以 BR 表示，其關係式如下：

$$BR = \frac{\rho_c u_c}{\rho_m u_m} \quad (4)$$

其中 ρ 、 u 分別表示密度與速度，而下標 c 與 m 分別代表冷卻流與主流。

在紊流特性之設定，主流場的紊性強度為 4%，而耗散長度值為 0.36cm；冷卻流入口設定為均勻流，紊性強度為 2%，而紊流特徵長度值為 0.005m。本研究後續對於薄膜冷卻效應量化數據之表達，主要是以局部絕熱薄膜冷卻效率值(η)與跨向平均薄膜冷卻效率值($\bar{\eta}$)表示，其運算式為：

$$\eta = \frac{T_{aw} - T_m}{T_c - T_m} ; \quad \bar{\eta} = \frac{\sum_{i=1}^n \eta \Delta x}{\sum_{i=1}^n \Delta x} \quad (5)$$

其中 T_m 、 T_c 、 T_{aw} 分別表示主流，冷卻流與絕熱壁溫，而 Δx 為網格之跨向位置大小。

四、結果與討論

4.1 冷卻噴射流與主流交會後之特性與局部薄膜冷卻效率值分佈

4.1.1 圓直孔構型

如將構型 CY0 在吹出比分別為 BR=0.5 和 1.5 時，沿著第一排噴射孔排中心 Y-Z 平面之速度向量圖繪出，如圖 4 所示，則可觀察到隨著

吹出比的增加，冷卻流升離測試平板表面的程度逐漸增加；圖 5 呈現出在構型 CY0 時，與圖 4 相同之 Y-Z 平面而吹出比分別為 BR=0.5 和 1.5 時，高溫主流與冷卻流交會發生對流作用後之流場溫度等值線圖。觀察圖 4(a)與 5(a)，可發現在吹出比為 0.5 時，冷卻流一流出噴射孔排與高溫主流交會後，隨即受動量較高之主流場壓制而貼著測試平板表面流動，達到薄膜冷卻保護壁面之效果，而往下游處逐漸與高溫主流產生對流混合之現象，故薄膜溫度增加，局部薄膜冷卻效率值降低。當吹出比增加至 1.5 時，圖 4(b)與 5(b)顯示，由於冷卻流之動量增加，因此冷卻流有足夠動量而發生升離(lift-off)現象(穿透入高溫主流場)，使得在緊鄰噴射孔口附近及緊鄰下游處之測試件壁面失去冷卻流之直接保護，愈往下游處，由於冷卻流與主流交互作用後形成剪力流(shear flow)以及熱對流作用而影響冷卻流之流動軌跡，使得冷卻流又貼附於測試件表面，雖然可以提供測試件保護之效果，但薄膜溫度也已經增加。結果也顯示升離之冷卻流再貼附於平板的流向距離隨吹出比增加至 2.0 而增加。事實上，吹出比與冷卻流升離現象之關聯性可以由冷卻流發展到噴射孔出口面之平均速度分佈觀察出，將構型 CY0 在吹出比 BR=0.5 和 1.5 時，噴射孔出口面之平均速度等位線圖繪出，如圖 6，可發現在低吹出比為 0.5 時，冷卻流出口速度分佈較為均勻，然而當吹出比增加至 1.5 時，出口速度分佈比較不均勻且相對高速發生的位置接近噴射孔的前緣。造成上述出口速度輪廓不一致的主要原因是冷卻流在噴射孔管內發展中流場結構的不同，比較圖 4(a)與(b)後可以發現，當吹出比為 1.5 時，靠近噴射孔管背風面的分離流區域較大，亦即靠近迎風面之發展中噴流(developing jet flow)之結構較為緊密且流速較快。

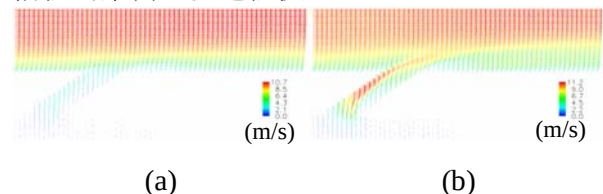


圖 4. 構型 CY0，沿著測試平板第一排噴射孔中心 Y-Z 截面平面之平均速度向量圖；
(a)BR=0.5，(b)BR=1.5。

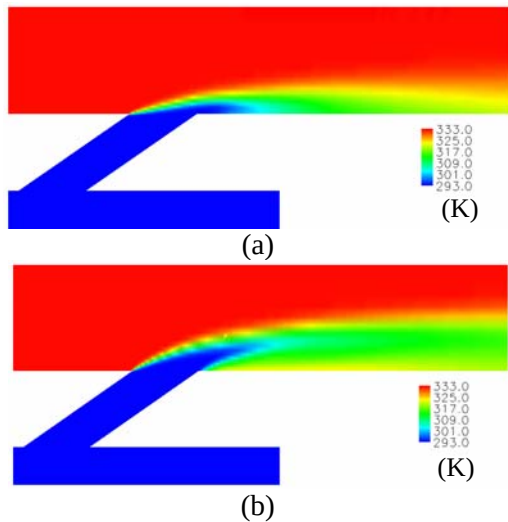


圖 5. 構型 CY0, 沿著測試平板第一排噴射孔中心 Y-Z 截面之溫度等值線圖；(a)BR=0.5, (b)BR=1.5。

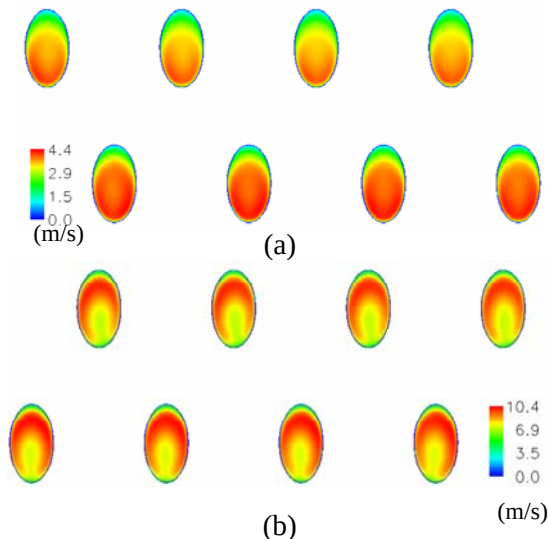


圖 6. 構型 CY0, 在噴射孔出口面平均速度等位線圖；(a)BR=0.5, (b)BR=1.5。

另將構型 CY0 在吹出比 $BR=1.5$ 時，沿主流場流動方向(Z)上擷取不同 X-Y 截面之速度向量，從第一排噴射孔中心下游($Z/d=1.5$)開始，每 1.5 倍或 3 倍噴射孔入口面直徑(d)繪出，以觀察冷卻噴流與主流交會(jet-in-crossflow)後之平板上三維流場變化歷程，如圖 7 所示（測試板表面為局部薄膜冷卻效率值，紅色代表 1，而藍色代表 0）。從圖 7 中可發現，在 $Z/d=1.5$ 處，當由第一排噴射孔所噴出之冷卻流與主流場交會後，每一股噴射流之結構皆形成反旋渦流對(counter rotating vortex pairs; CRVP)，而在 $Z/d=4.5$ 處，由第二排四個噴射孔所噴出之冷

卻流與主流場交會後也形成另一排四個相對應之反旋渦流對，雖然採用交錯式之雙排噴射孔構型，然而由第一排噴射孔所噴出的冷卻流流動到第二排噴射孔所在位置時，仍會因為動量不平衡而稍微升離測試平板表面，因此對於第二排噴射孔相鄰區域間以及下游處仍然無法提供足夠之薄膜冷卻保護。反旋渦流對的中心位置會隨著主流流線距離的增加而逐漸離開表面；因為熱對流作用，每一股反旋渦流對的跨向大小往下游方向逐漸減小，並在 $Z/d=15$ 處，幾乎已觀察不到。如與吹出比 $BR=2.0$ 的構型（未呈現於本文中）相互比較後可以發現，吹出比增高將使得冷卻流升離測試平板的程度增加，反旋渦流對中心位置距離測試平板表面愈高，由於增加吹出比將強化冷卻流中心位置處因對流效應捲起向上的程度，因此高溫主流會被每一對反旋渦流對之外圍下刷氣流之牽引而撞擊於測試件表面，因此可以預期的是，在沿第一排與第二排噴射孔洞下游不遠處，平板受到較少的冷卻流保護。

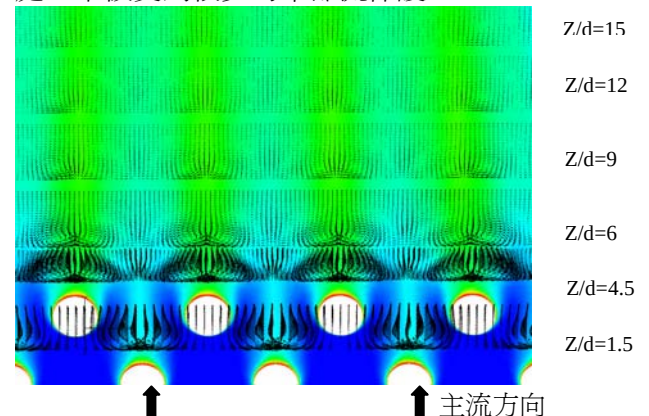


圖 7 構型 CY0 且吹出比 $BR=1.5$ 時，平板上不同流向位置之平均速度向量圖。

圖 8(a)和(b)所示為構型 CY0 在吹出比分別為 $BR=0.5$ 和 1.5 時，測試平板表面的局部絕熱薄膜冷卻效率等值線分佈情形。由圖中可發現當吹出比為 0.5 時，整個局部絕熱薄膜冷卻效率值是隨著主流方向，由於冷卻流與高溫主流之對流效應，逐漸向下游遞減，而在靠近冷卻孔出口下游附近區域為最高（圖 8(a)）；當吹出比逐漸增大至 1.5 時（圖 8(b)），由於冷卻流動量增大而產生升離的現象，使得冷卻流在噴射孔出口面附近區域的保護效果逐漸變差，隨著冷卻流再貼附，而在噴射孔下游處提供有較高的絕熱薄膜冷卻效率值之分佈，且與低吹出比之

結果相互比較後，高吹出比下之冷卻流有較差的跨向對流擴散作用，使得在下游處的冷卻流保護效果也變差。

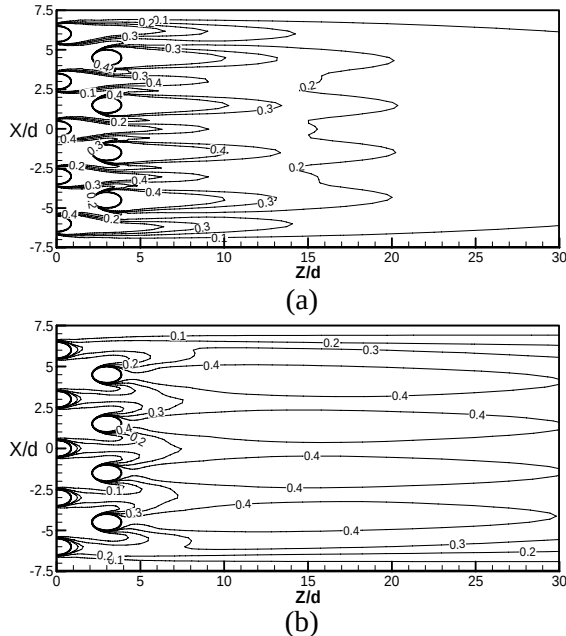


圖 8. 構型 CY0，在不同吹出比下測試平板表面之局部絕熱薄膜冷卻效率值分佈；
(a)BR=0.5，(b)BR=1.5。

4.1.2 前擴孔構形

將噴射孔構形設計為前擴孔形的主要目的是為降低圓直孔冷卻噴射流在高吹出比時所發生的升離現象，在理論上若冷卻流之質流率固定則預期能夠對測試平板提供更大面積之薄膜冷卻保護作用。圖 9 顯示構型 FD0 在吹出比為 BR=1.5 時，沿著第一排噴射孔中心 Y-Z 平面之速度向量等值輪廓圖。比較圖 4 與圖 9 可發現，當噴射孔形從圓直孔改變到前擴孔時，會因為噴射孔出口截面積的增加，基於質量守恆而造成冷卻流/主流出口動量比的降低，進而會降低圓直孔在高吹出比時所發生的冷卻流升離程度，故在噴射孔排下游附近區域可明顯地提高在高吹出比時測試平板上局部薄膜冷卻效率值，如圖 10。

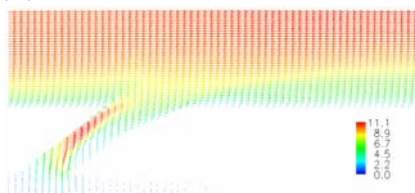


圖 9. 構型 FD0 在吹出比 BR=1.5 時，沿著第一排噴射孔中心 Y-Z 平面之速度向量圖。

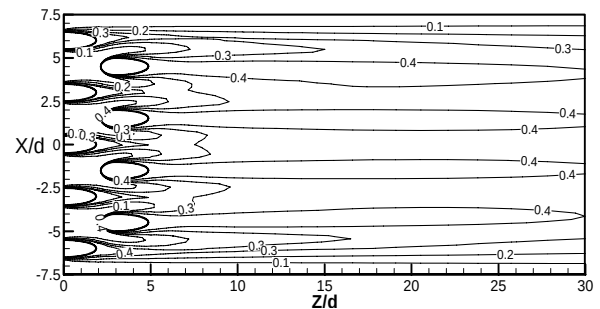


圖 10. 吹出比 BR=1.5、跨向角為 0°時，構型 FD0 測試平板表面局部絕熱薄膜冷卻效率值。

當構型 FD0 吹出比增加為 1.5 時，測試平板上不同流向 X-Z 平面之平均速度向量分布情況（圖未顯示於本文中），當前擴孔形噴射孔所流出之冷卻流與高溫主流交會後，模擬結果顯示每股噴射流依然呈現出反旋渦流對(CRVP)之流場結構，但是中心位置比較貼近於測試件表面。

4.1.3 複合角效應

為瞭解複合角效應，本節以構型 CY 和 FD 在不同跨向角分別為 0°、15°和 30°時，不同吹出比下測試平板表面上之局部薄膜冷卻效率值分佈之情形進行討論，如圖 11 與 12 所示。在構型 CY 且吹出比為 1.5 時，將跨向角由 0°（圖 11(a)）調整為 15°時（圖未顯示於本文中），由於第一排噴射孔所流出的冷卻流流動的軌跡比較接近第二排相鄰噴射孔所構成的區域再往下游流動，因此整體而言，局部薄膜冷卻效率值之分布在 $3 < Z/d < 10$ 區域內較為均勻。然而，當跨向角增加至 30°時（圖 11(b)），此時雖然在第一排噴射孔緊鄰下游處可以得到較高之局部薄膜冷卻效率值，亦即升離程度降低，但是在第二排噴射孔下游處，兩股冷卻噴射流直接交會而增強對流現象，因此在 $Z/d=10$ 處以及下游處之 η 值皆小於 0.3。另一方面，在 $0 < Z/d < 5$ 區域內，比較圖 11 與 12 後可以發現，前擴孔形比圓直孔形提供較佳的薄膜冷卻保護，這是因為前擴孔形在設計上就能夠降低冷卻流升離現象之發生，故反應出增高噴射孔排下游處之薄膜冷卻效率值之結果。另一方面，採用跨向角配置，使得冷卻噴射孔排構型更接近凹槽(slot)，因此當跨向角由 15°增加到 30°時，前擴孔形下之局部薄膜冷卻效率值將不會如圓直孔形般明顯地降低。

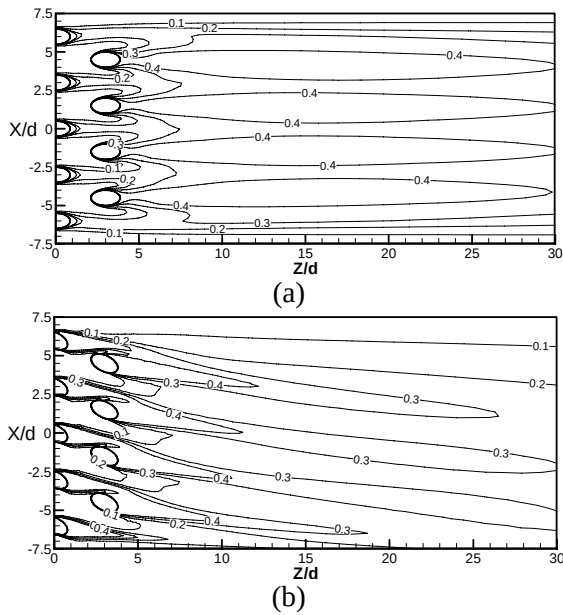


圖 11. 圓直孔且吹出比 $BR=1.5$ 時，不同跨向角下之平板表面局部絕熱薄膜冷卻效率值分佈圖；(a)CY0，(b)CY30。

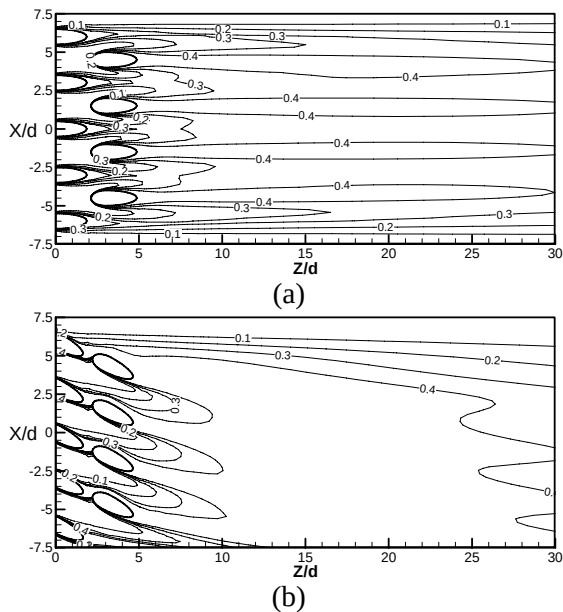


圖 12. 前擴孔且吹出比 $BR=1.5$ 時，在不同跨向角下之平板表面局部絕熱薄膜冷卻效率值分佈圖；(a)FD0，(b)FD30。

另一方面，跨向角的配置會改變冷卻流與主流場交會所形成之渦流場結構，不論是圓直孔或是前擴孔，在 $Z/d=4.5$ 以及下游處，都不存在如跨向角 0° 的對稱之反旋渦流對而僅有一順時針旋轉之渦流存在。

4.2 跨向平均薄膜冷卻效率值

為了更清楚地觀察吹出比以及複合角效應對測試平板上薄膜冷卻效率值分佈的影響，此處將沿流線位置上之局部薄膜冷卻效率值利用方程式(5)進行跨向平均處理，利用跨向平均值進行不同複合角、吹出比與噴射孔形對平板表面薄膜冷卻保護效果之影響分析。圖13(a)~(c)為構型CY在三種跨向角下，改變吹出比後，測試平板面上跨向平均絕熱薄膜冷卻效率值 $\bar{\eta}$ 沿著流線方向分佈之曲線圖，雙排噴射孔所在位置也以箭頭在X座標上標示。當跨向角為 0° 時，圖13(a)顯示在 $0 < Z/d < 6$ 區域內，以吹出比為 $BR=0.5$ 時最高，其原因是冷卻流流出噴射孔口時之動量較低，故能夠貼附於測試件表面流動，提供較高的保護效果，愈往下游方向，因對流作用而逐漸衰退。

當吹出比增加到 1.5 時，冷卻流的升離現象造成平板上在 $0 < Z/d < 8$ 區域內之跨向平均薄膜冷卻效率值明顯地降低，冷卻流與主流交會後形成之混合流再貼附於測試平板表面而形成薄膜冷卻效果，因此在 $8 < Z/d < 30$ 區域內之 $\bar{\eta}$ 值仍大於 0.25。由於吹出比之增加會強化冷卻流升離現象以及與主流交會後之對流作用，增高再附著工作流體之薄膜溫度。因此，當吹出比提高至 2.0 時，在整個測試平板表面之跨向平均薄膜冷卻效率值反而降低。對圓直孔而言，類似的情形也發生在跨向角為 15° 時，如圖 13(b)。然而當跨向角改變為 30° 時，圖 13(c) 顯示，原本吹出比大於 1.0 時，在 $0 < Z/d < 6$ 低 $\bar{\eta}$ 分佈可以獲得改善，但是下游處之 $\bar{\eta}$ 值皆比 15° 時為低，且從其跨向平均薄膜冷卻效率值之分佈情形可看出，在跨向角為 30° 時，高吹出比的冷卻流並未發生升離之現象。

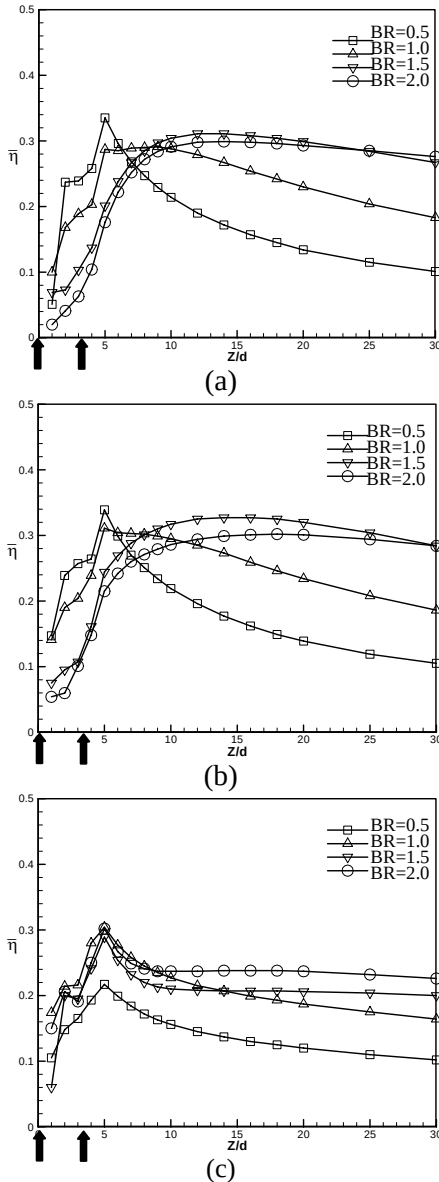


圖 13. 構型 CY 在不同吹出比下，測試平板上跨向平均絕熱薄膜冷卻效率值 $\bar{\eta}$ 沿著流線方向分佈之曲線圖；(a)CY0，(b)CY15，(c)CY30。

圖 14(a)~(c)為構型 FD 在各種跨向角下，改變吹出比後，測試平板面上跨向平均絕熱薄膜冷卻效率值 $\bar{\eta}$ 沿著流線方向分佈之曲線圖。當跨向角為 0° 時，圖 14(a)顯示在 $0 < Z/d < 6$ 區域內，以吹出比為 $BR=0.5$ 時最高，其原因與構型 CY 相同。當吹出比增加到 1.5 時，雖然在緊鄰噴射孔排下游處之 $\bar{\eta}$ 值提昇，但是冷卻流的升離現象也造成平板上在 $5 < Z/d < 14$ 區域內之跨向平均薄膜冷卻效率值偏低，隨後，升離之冷卻

流與主流交會後形成之混合流再貼附於測試平板表面形成薄膜冷卻效果，因此在 $Z/d > 14$ 區域之 $\bar{\eta}$ 值仍大於 0.25。當吹出比提高至 2.0 時，整個測試平板表面之跨向平均薄膜冷卻效率值分佈情形亦與構型 CY 相類似。當跨向角增大至跨向角為 15° 與 30° 時，圖 14(b)和(c)均顯示相同之趨勢。值得說明的是，在 $Z/d > 5$ 下游處不同流線位置，如果維持在相同吹出比下，比對圖 14 後可發現，當噴射孔採用跨向角配置由 0° 至 15° 進而到 30° 時， $\bar{\eta}$ 也隨之增加。

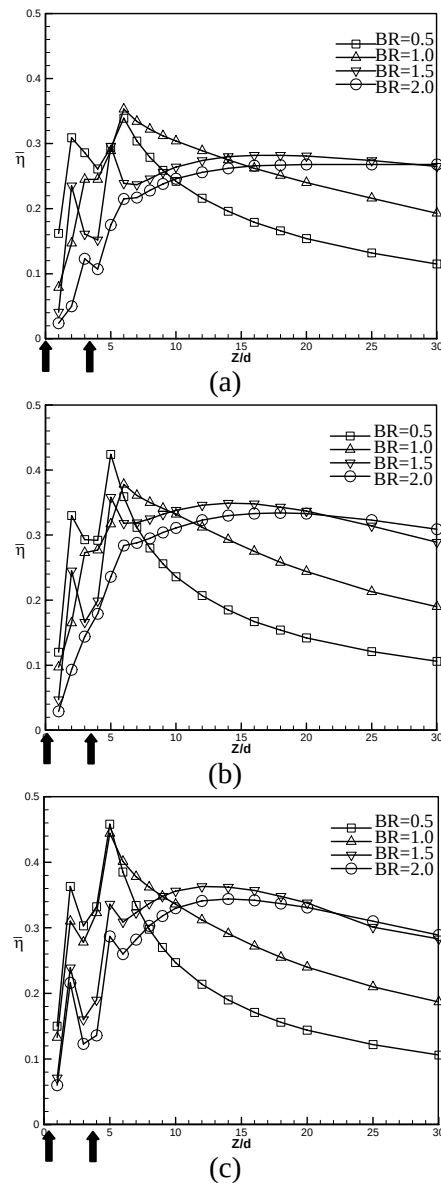


圖 14. 構型 FD 在不同吹出比下，測試平板上跨向平均絕熱薄膜冷卻效率值 $\bar{\eta}$ 沿著流線方向分佈之曲線圖；(a)FD0，(b)FD15，(c)FD30。

4.3 面平均薄膜冷卻效率值分佈

為瞭解不同噴射孔形與跨向角以及不同吹出比時對薄膜冷卻效率所產生的綜合效應，將薄膜冷卻效率值取測試板上 $0 < Z/d < 30$ 區域內的面平均值，以瞭解在上述效應對薄膜冷卻效率的整體影響。除分析相關模擬結果外，另將參考相關文獻之實驗結果，以分析模擬結果之正確性。

圖 15 所示為本數值模擬與 Saumweber 等人[20]與 Saumweber 和 Schulz[21]利用紅外線熱像儀測得在單排圓直孔和雙排交錯排列圓直孔之面平均薄膜冷卻效率值，在不同吹出比下，雙排圓直孔之數值模擬和實驗結果之面平均薄膜冷卻效率值均較單排圓直孔為高。比較雙排圓直孔之數值模擬和實驗之面平均薄膜冷卻效率值，在吹出比 $BR < 1.0$ 以前，實驗結果有較高的面平均薄膜冷卻效率值，係因文獻[21]所取之面平均僅限於 $0 < Z/d < 20$ 之區域，使得在低吹出比下，有較高的面平均效率值，在吹出比 $BR > 1.0$ 之後，由於冷卻流在測試平板下游處之再貼附，增加下游處之薄膜冷卻效率值，反使得數值模擬結果較實驗結果為高。

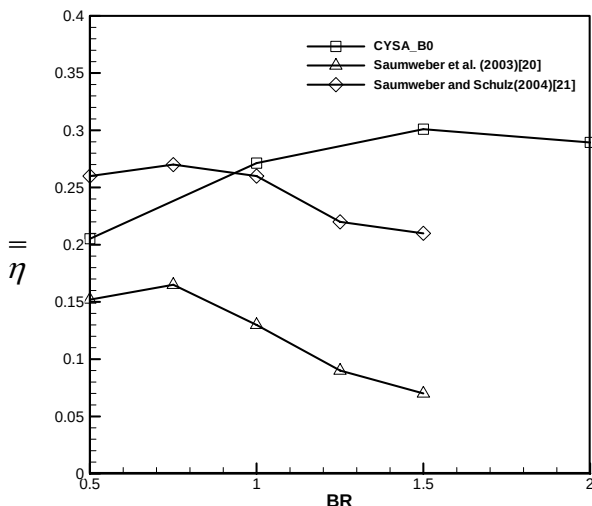


圖 15. 構型 CY 數值模擬與實驗之面平均薄膜冷卻效率值

對構型 CY 而言，當跨向角為 0° 時，其面平均薄膜冷卻效率值隨吹出比而增加，提供較多之冷卻流覆蓋於測試平板噴射孔下游處，而增加其面平均薄膜冷卻效率值，在吹出比增加至 1.5 時達到最大，當吹出比增大至 2.0 時，由於冷卻流之動量增大，產生升離現象，冷卻流

在與高溫主流混合後再貼附於測試平板，因混合流之溫度已經提昇，故其面平均薄膜冷卻效率值降低。如圖 16，當構型 CY 之跨向角由 0° 增加至 15° 時，因跨向角之效應破壞原 CRVP 捲起冷卻流之效應，增加冷卻流之跨向對流，使得面平均薄膜冷卻效率值提升，當跨向角增加至 30° 時，因第一排噴射孔之冷卻流與第二排噴射孔之冷卻流，兩股噴流間形成強烈的對流現象，反而使面平均薄膜冷卻效率值降低。

當冷卻流噴射管構形由 CY (圓直孔) 改變為 FD (前擴孔) 時，由於冷卻流出口截面積增大，降低冷卻流/主流之動量比，可改善發生在高吹出比下冷卻流之升離現象，增加面平均薄膜冷卻效率值。當跨向角由 0° 增加至 15° 時，可明顯看到在不同吹出比下之面平均薄膜冷卻效率值均有明顯提昇，當跨向角由 15° 增加至 30° 時，則出現降低之趨勢，但其幅度不若在構型 CY 大，應是冷卻流出口截面改變，減輕第一排噴射孔之冷卻流與第二排噴射孔之冷卻流兩股噴流之對流現象。

如以在吹出比 $BR=1.5$ 、跨向角 30° 時，構型 FD 之面平均薄膜冷卻效率較構型 CY 之面平均薄膜冷卻效率提升約百分之四十五，顯見不同孔形與跨向角的組合確能提昇面平均薄膜冷卻效率。如對此兩種構型在不同吹出比與跨向角下之面平均薄膜冷卻效率值取其平均值則構型 FD 較構型 CY 提升約百分之十四的效率。

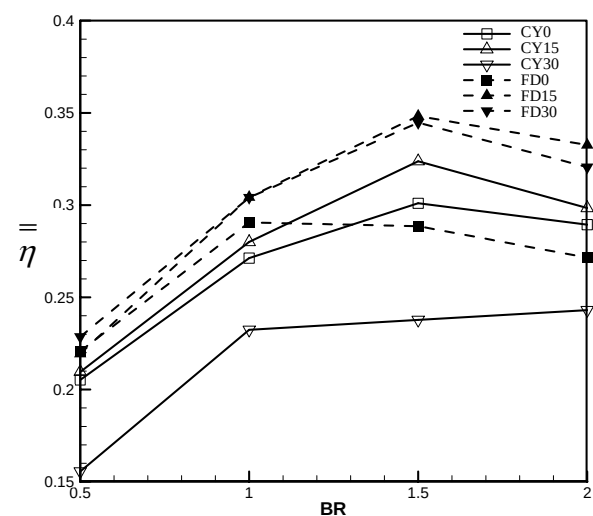


圖 16. 構型 CYSA 和 FD SA 在不同跨向角與吹出比下之面平均薄膜冷卻效率。

五、結論

經由分析在不同噴射孔形與跨向角之複合效應和不同吹出比效應下，冷卻流經由冷卻流供應槽流入、經噴射孔流出與高溫主流場交互作用下之流場混合作用之完整模擬，可瞭解高、低溫流場混合之現象與影響薄膜冷卻效率值之因素，進一步可應用於渦輪葉片之薄膜冷卻保護設計時之參考。

由模擬結果分析可得到以下結論：

- (1) 經由 CFD 之數值模擬，對於高、低溫流場混合所產生的二次流、反旋渦流對 (Counter-rotating vortex pair; CRVP)、冷卻流出口速度輪廓及冷卻流分離現象，均能精確捕捉，可彌補在實驗上之不足。
- (2) 在相同的吹出比和跨向角組合下，FDSA(前擴孔形)較 CYSA(圓直孔形)具有較大的噴射孔截面積，可改變冷卻流出口速度輪廓和動量，進而影響下游的跨向平均薄膜冷卻效率分佈，故有較佳的薄膜冷卻保護效果較佳。
- (3) 就跨向角的效應而言，在相同孔形與吹出比之情形下，增加複合角可改變冷卻流之跨向流向，壓制與破壞共旋渦流對，減少貼附於壁面之冷卻流被 CRVP 捲起，可明顯增加薄膜冷卻覆蓋面積，當增加複合角至 15 度時，最能明顯增加面平均薄膜冷卻效率值。
- (4) 就不同的吹出比效應而言，在相同的孔形與跨向角情形下，增加吹出比，可提供較多的冷卻流，形成冷卻薄膜貼附於壁面，提供保護效果，當吹出比增加至 1.5 時，其薄膜冷卻保護效果最佳，當吹出比由 1.5 增加至 2.0 時，由於冷卻流流出噴射口之動量增加，使冷卻流產生明顯昇離現象，致薄膜冷卻保護效果不升反降。
- (5) 考量不同跨向角與吹出比之效應，前擴孔形較圓直孔形的整體面平均薄膜冷卻效率值提升約百分之十四。

六、誌謝

本研究承蒙國科會專題研究計畫編號 NSC-93-2212-E-014-010 之經費支助，僅此致謝。

符號說明

BR	吹出比
d	噴射孔內直徑
k	紊流動能
l	噴射管長
Pr	Prandtl 數
U	主流場速度
X	沿測試面流線軸線方向
Y	垂直測試面軸線方向
Z	沿測試面跨向軸線方向

希臘字母

α	流向角
β	跨向角
ε	紊流動能耗散率
φ	因變數
Γ	耗散係數
η	絕熱薄膜冷卻效率， $(T_{aw} - T_m) / (T_c - T_m)$
$\bar{\eta}$	跨向平均薄膜冷卻效率
$\bar{\eta}$	面平均薄膜冷卻效率
μ	氣體黏性係數
ρ	氣流密度

下標

m	主流
c	冷卻流
aw	絕熱通量邊界情況

參考文獻

- [1] Ligrani, P. M., Ortiz, A., Joseph, S. L., and Evans, D. L., "Effects of Embedded Vortices on Film-Cooled Turbulent Boundary Layers," *ASME J. Turbomachinery*, Vol. 111, pp.71-89, 1989.
- [2] Goldstein, R. J., Jin, P., and Olson, R. L., "Film Cooling Effectiveness and Mass/Heat Transfer Coefficient Downstream of One Row of Discrete Holes," *ASME J. Turbomachinery*, Vol. 121, pp.225-232, 1999.
- [3] Baldauf, S., Schulz, A., and Wittig, S., "High-Resolution Measurements of Local Heat Transfer Coefficients from Discrete Hole Film Cooling," *ASME J. Turbomachinery*, Vol. 123, Issue 4, pp.749-757, 2001a.
- [4] Baldauf, S., Schulz, A., and Wittig, S.,

- “High-Resolution Measurements of Local Effectiveness from Discrete Hole Film Cooling,” *ASME J. Turbomachinery*, Vol. 123, Issue 4, pp.758-765, 2001b.
- [5] Loftus, P. J. and Jones, T. V., “The Effect of Temperature Ratio on the Film Cooling Process,” *ASME J. Eng. for Power*, Vol. 105, pp.615-620, 1983.
- [6] Ammari, H. D., Hay, N., and Lampard, D., “The Effect of Density Ratio on the Heat Transfer Coefficient from a Film-Cooled Flat Plate,” *ASME J. of Turbomachinery*, Vol. 112, pp.444-450, 1990.
- [7] Cho, H. H. and Goldstein R. J., “Heat (Mass) Transfer and Film Cooling Effectiveness with Injection Through Discrete Holes: Part I-Within Holes and on the Back Surface,” *ASME J. Turbomachinery* Vol. 117, pp.440-450, 1995.
- [8] Lee, S. W., Park, S. W., and Lee, J. S., “Flow Characteristics Inside Circular Injection Holes Normally Oriented to a Crossflow: Part I-Flow Visualizations and Flow Data in the Symmetry Plane,” *ASME J. Turbomachinery*, Vol. 123, Issue 2, pp.266-273, 2001.
- [9] Leylek J. H. and Zerkle R. D., “Discrete-Jet Film Cooling: A Comparison of Computational Results with Experiments,” *ASME J. Turbomachinery*, Vol. 116, pp.358-368, 1994.
- [10] Jung, I. S. and Lee, J. S., “Effects of Orientation Angles on Film Cooling over a Flat Plate: Boundary Layer Temperature Distributions and Adiabatic Film Cooling Effectiveness,” *ASME J. Turbomachinery*, Vol. 122, Issue 1, pp.153-160, 2000.
- [11] Lee, H-W, Park, J. J., and Lee, J. S., “Flow Visualization and Film Cooling Effectiveness Measurements around Shaped Holes with Compound Angle Orientations,” *Int. J. Heat and Mass Transfer*, Vol. 45, Issue 1, pp.145-156, 2002.
- [12] Yuen, C.H.N., Martinez-Botas, R.F., “Film Cooling Characteristics of a Single Round Hole at Various Streamwise Angles in a Crossflow: Part I : Effectiveness,” *Int. J. Heat and Mass Transfer*, Vol.46, Issue 2, pp.221-235, 2003.
- [13] Yuen, C.H.N. and Martinez-Botas, R.F., “Cooling Characteristics of a Single Round Hole at Various Streamwise Angles in a Crossflow : Part II : Heat Transfer Coefficients,” *Int. J. Heat and Mass Transfer*, Vol.46, Issue 2, pp.237-249, 2003.
- [14] Mayhew, J.E., Baughn, J.W., and Byerley, A.R., “The Effect of Freestream Turbulence on Film Cooling Adiabatic Effectiveness,” *Int. J. Heat and Fluid Flow*, Vol.24, Issue 5, pp.669-679, 2003.
- [15] Bunker, R. S., “A Review of Shaped Hole Turbine Film-Cooling Technology,” *ASME J. of Heat Transfer*, Vol. 127, Issue 4, pp441-453, 2005.
- [16] Taslim, M. E. and Khanicheh, A. “Film Effectiveness Downstream of a Row of Compound Angle Film Holes,” *ASME J. of Heat Transfer*, Vol. 127, Issue 4, pp434-440, 2005.
- [17] Brauckmann, D. and Wolfersdorf, J. V. “Influence of Compound Angle on Adiabatic Film Cooling Effectiveness and Heat Transfer Coefficient for a Row of Shaped Film Cooling Holes,” *Proceedings of GT2005, ASME Turbo Expo 2005*, GT2005-68036.
- [18] 苗志銘，覃宏科，”三維複合孔構型薄膜冷卻凸面熱流場結構之數值模擬與分析”，中國航空太空學會學刊，第三十七卷第二期，頁181-192，九十四年二月。
- [19] Miao, J. M. and Ching, H. K., “Numerical Simulation of Film-Cooling Concave Plate as Coolant Jet Passes Through Two Rows of Holes with Various Orientations of Coolant Flow,” *Int. J. Heat and Mass Transfer*, Vol. 49, Issue 3-4, pp.557-574, 2006.
- [20] Saumweber, C., Schulz, A., and Wittib, S., “Free-Stream Turbulence Effects on Film Cooling with Shaped Holes,” *ASME J. Turbomachinery*, Vol. 125, Issue 1, pp.65-73, 2003.
- [21] Saumweber, C., and Schulz, A., “Interaction of Film Cooling Rows: Effects of Hole Geometry and Row Spacing on the Cooling Performance Downstream of the Second Row of Holes,” *ASME J. Turbomachinery*, Vol. 126, Issue 2, pp.237-246, 2004.
- [22] FLUENT 6.2 User’s Guide.