

〈 논 문 〉

폭방향으로 분사되는 막냉각 제트의 3차원 유동특성 및 압력손실

이상우* · 김용범**

(1994년 12월 6일 접수)

Three-Dimensional Flow and Pressure Loss of a Row of Film-Cooling Jets Injected in Spanwise Direction

Sang Woo Lee and Yong Beom Kim

Key Words : Gas Turbine(가스터빈), Film Cooling(막냉각), Total Pressure Loss(전압력 손실),
Three-Dimensional Flow(3차원 유동)

Abstract

Oil-film flow visualizations and three-dimensional flow measurements using a five-hole probe have been conducted to investigate three-dimensional flow characteristics and total pressure losses of a row of film-cooling jets injected in spanwise direction. For several span-to-diameter ratios, experiments are performed in the case of three velocity ratios of 0.5, 1.0 and 1.5. The flow measurements show that downstream flow due to the injection is characterized by a single streamwise vortex instead of a pair of counter-rotating vortices, which appear in the case of streamwise injection, and the vortex strength strongly depends on the velocity ratio. Regardless of the velocity ratio, presence of the spanwise film-cooling jets always produces total pressure loss, which is pronounced when the velocity ratio is large. It has also been found that the production of the total pressure loss is closely related to the secondary vortical flow. In addition, effects of the span-to-diameter ratio on the flow and total pressure loss are discussed in detail.

기 호 설 명

C_{P_t} : 전압력 손실계수, 식 (1)

$\overline{C_{P_t}}$: 평균전압력손실계수, 식 (2)

D : 분사구멍 직경

J : 운동량유속비(momentum flux ratio)
 $= \rho_j U_j^2 / \rho_\infty U_\infty^2$

M : 분사율(blowing ratio) 또는 질량유속비
(mass flux ratio) $= \rho_j U_j / \rho_\infty U_\infty$

P_t : 전압력

P_{t_∞} : 막냉각이 없을 때 자유유동에서의 전압력

R : 분사속도비 $= U_j / U_\infty$

Re_D : Reynolds 수 $= U_\infty D / \nu_\infty$

s : 분사 구멍 중심 사이의 폭방향거리(span),
Fig. 2

t : 막냉각면의 두께

U : x -축방향속도

U_j : 분사 구멍의 단면적에 걸쳐 평균된 분사속도

U_∞ : 자유유동속도

V : y -축방향속도

W : z -축방향속도

x : 주유동방향 좌표, Fig. 2

*회원, 금오공과대학교 기계공학과

**금오공과대학교 대학원 기계공학과

y : 높이 방향 좌표, Fig. 2

z : 폭방향 좌표, Fig. 2

그리스문자

ν_{∞} : 주유동 유체의 동점성계수

ρ_j : 분사 유체의 밀도

ρ_{∞} : 주유동 유체의 밀도

1. 서 론

가스터빈의 사이클 해석에 의하면 터빈 입구온도 (turbine inlet temperature)의 상승은 엔진의 추력 및 효율을 향상시킨다.⁽¹⁾ 이 터빈 입구온도는 새로운 블레이드 재질의 개발과 터빈의 냉각기술의 발전에 의해 최근 들어 크게 상승하고 있다. 현재의 항공기 엔진에 이용되는 냉각용 공기는 압축기로부터 연소실로 들어가는 공기량의 20%에 육박할 정도로 많은 양이 필요하다. 이러한 냉각공기의 양은 다음의 두 가지 측면에서 고온의 터빈 입구온도로부터 얻을 수 있는 이점을 상쇄시킨다. 첫째로 냉각에 사용되는 공기를 공급하기 위해서 추가적인 일이 소요되고, 두번째로 냉각공기가 터빈 내의 고온의 가스유동과 상호작용하여 전압력의 손실(loss)을 초래한다. 이에 따른 효율의 감소가 비교적 크기 때문에 냉각공기의 양을 최적화하고, 손실을 줄이기 위한 연구가 이루어지고 있다. 일반적으로 터빈 블레이드의 냉각방식은 크게 내부대류냉각(internal convection cooling), 제트 충돌냉각(jet impingement cooling) 및 막냉각(film cooling)으로 분류된다. 본 연구에서는 대부분의 항공기용 엔진과 고성능 산업용 가스터빈에 채용되고 있는 막냉각의 공기역학적 특성을 연구하고자 한다.

1991년 Mayle와 Anderson⁽²⁾은 터빈 블레이드의 선단(leading edge)을 모사한 2차원 물체에서 분사되는 여러 열의 막냉각 제트에 대하여 속도의 크기와 온도분포를 측정하였다. 그 결과 그들은 분사율이 1보다 작을 때, 막냉각 제트에 의해 야기되는 손실은 분사유체의 유량에 비례함을 밝혔다. 1992년 Yamamoto 등⁽³⁾은 막냉각되는 선형 터빈 익렬 내에서 2차유동 및 전압력의 손실을 측정하였다. 그들은 선형 터빈 블레이드의 여러 곳에 뚫려 있는 2차원 슬롯을 통하여 막냉각 제트를 분사하였고, 그 결과 제트의 분사방향이 주유동방향이던 손실이 감소하고, 주유동에 거슬러서 분사되면 손실이 증

가함을 밝혔다. 1994년 Honami 등⁽⁴⁾은 평판에서 폭방향으로 분사되는 막냉각 제트의 온도분포에 대해서 연구하였다. 그들은 double-wire 프로우브를 이용하여 막냉각 제트 유동의 속도의 크기와 온도를 동시에 측정하였고, 막냉각면에서의 온도측정을 위하여 액정기법(liquid crystal method)을 적용하였다. 1994년 Lee 등⁽⁵⁾은 주유동방향으로 경사진 제트에 대해 유동의 가시화와 3차원속도 측정실험을 수행하였다. 그들은 유동의 가시화 연구로부터 수직분사와 주유동방향 경사분사의 특징을 발견하였고, 주유동방향 경사분사 제트에서도 수직분사 제트의 경우와 마찬가지로 서로 대칭인 한 쌍의 강력한 주유동방향 와류(streamwise vortex)가 생성됨을 확인하였다. 또한 그들은 평균와도 분포를 근거로 하여 제트와 주유동의 경계면을 정의하였는데, 이 경계선이 제트의 하류로 이동함에 따라 콩팥(kidney) 형상이 됨을 보여 주었다. 1995년 Lee 등⁽⁶⁾은 복합막냉각(compound film cooling) 제트에 의한 유동특성 및 전압력 손실을 측정하였는데, 이것은 막냉각 제트에 의한 전압력의 손실을 체계적으로 측정된 최초의 연구이다. 그들은 분사 구멍의 경사각이 일정할 때, 폭방향 분사각이 증가할수록 손실이 증가함을 보였고, 이와같은 경향은 분사 속도비가 증가할수록 두드러졌다.

일반적으로 폭방향 분사 제트는 대체로 막냉각효율은 증가시키나, 그 분사방향 때문에 주유동방향 분사 막냉각 제트보다 더 큰 손실을 야기시킨다. 특히 많은 경우 터빈의 선단 근처에서는 냉각공기가 폭방향으로 경사지게 분사된다.⁽⁷⁾ 실제 터빈 냉각에서 분사 구멍은 폭방향으로 열을 지어 배치되므로, 인접 분사제트의 상호작용이 막냉각에 큰 영향을 줄 수 있다. 따라서 1열분사 막냉각에 있어서 인접 분사 구멍 사이의 간격(s)이 분사속도비(R)와 마찬가지로 매우 중요한 변수이다. 본 연구에서는 이 두 파라미터가 폭방향분사 막냉각 제트의 3차원 유동특성 및 전압력손실계수의 분포에 미치는 영향을 규명하고자 한다. 이를 위하여 유막법을 이용한 유동의 가시화 연구와 함께 분사 구멍 하류에서의 3차원 유동장 측정실험을 수행하였다.

2. 실험

2.1 실험장치

본 실험에 사용된 풍동은 개방형으로, 시험단면

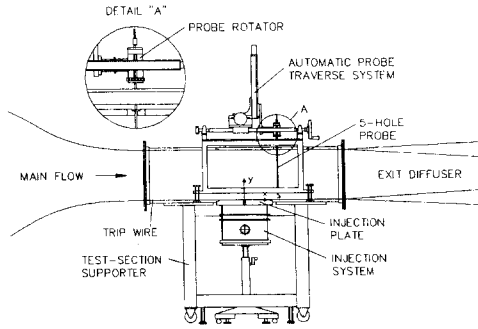


Fig. 1 Overall view of experimental apparatus

의 크기는 $600\text{ mm} \times 400\text{ mm}$ 이며 면적축소비 (area contraction ratio)는 약 9.0이다. 풍동의 출구속도는 최대 40 m/s 까지 연속적인 조절이 가능하며, 난류강도는 대략 0.5% 이내이다. Fig. 1에서와 같이 실험장치는 크게 풍동, 시험부, 출구확산부로 구성되어 있다. 시험부는 두께 20 mm의 아크릴 판으로 제작되었고, 그 크기는 폭 및 높이가 각각 600 mm와 400 mm, 길이는 1600 mm이다. 풍동의 수축부(contraction nozzle)를 빠져 나온 공기는 이 시험부를 지난 뒤, 그 하류에 연결되어 있는 출구확산부를 지나 외기로 방출된다. 이 출구확산부의 길이는 3200 mm이며, 이 확산부의 입구는 사각형이고, 출구의 단면은 직경이 750 mm인 원형으로 설계되어 있다. 풍동본체, 시험부, 출구확산부 등은 스테인리스 스틸로 제작된 플랜지에 의해 서로 연결된다. 시험부 지지대와 출구확산부는 이동이 쉽도록 바퀴가 장착되어 있고, 각각 네 개의 다리에 의해 수평조정 및 높이 변화가 가능하다. 시험부의 진동방지를 위하여 지지대와 시험부 사이에 진동 흡수용 고무판을 설치하였다. 분사 구멍의 중심으로부터 740 mm 떨어진 상류 위치에 직경이 1.80 mm인 trip wire가 설치되어 있어, 풍동으로부터 유입된 균일한 유동은 난류경계층 유동으로 발달된다.

Fig. 2는 분사장치 및 분사판(injection plate)의 자세한 모습을 보여 주고 있다. 제트의 분사는 시험부 아래에 설치된 분사장치를 통하여 이루어진다. 이 분사장치는 크게 분사공기 유입관, 플레넘(plenum), 막냉각 구멍이 뚫려 있는 분사판으로 구분할 수 있으며, 이것은 Fig. 1과 같이 상하 이동이 가능한 지지대에 의해 풍동의 아랫벽에 압착된다. 송풍기로부터 유입된 공기는 분사공기 유입

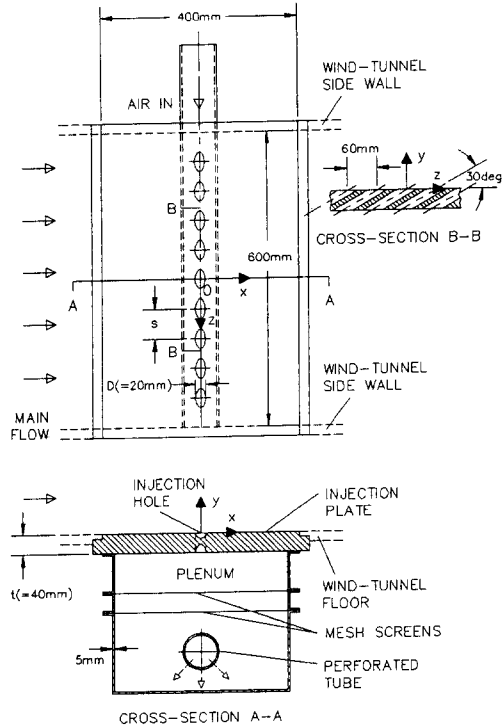


Fig. 2 Details of the test section

관의 아래쪽에 일정한 간격으로 뚫려 있는 작은 구멍들을 통해 플레넘으로 들어오고, 이 공기는 플레넘 내부에 설치된 두 개의 #40 메쉬스크린(mesh screen)을 통과하면서 폭방향으로 균일하게 된다. 본 연구에서 사용한 분사판은 두께(t)가 40 mm인 베크라이트로 제작되었고, 그 중심 위치에 직경(D)이 20 mm인 분사 구멍이 폭방향으로 일정한 간격으로 뚫려 있다. Fig. 2에서와 같이 인접 분사 구멍의 중심 사이의 거리는 s 이다. 이 분사 구멍의 경사각도는 Fig. 2에 표시된 바와 같이 30도이며, 분사 구멍의 출구는 $+z$ -축방향을 향하고 있다. 본 연구에서 사용된 좌표계는 분사판의 폭방향 중심에 위치한 분사 구멍의 중심을 원점으로 하고, 하류방향을 x -축, 높이 방향을 y -축, 그리고 폭방향을 z -축으로 설정하였다.

프로우브의 정밀한 이송을 위해 Fig. 1과 같은 3차원 자동이송장치를 사용하였다. 이 장치는 y -축 방향과 z -축방향으로는 컴퓨터에 의해 자동이송되고, x -축방향으로는 수동으로 움직일 수 있도록 설계되었다. 자동이송은 불나사와 직선운동 가이드로 이루어진 직선 유닛, 스테핑모터 및 스테핑

모터 드라이버 등으로 구성되어 있고, 수동이송은 볼나사에 직결된 핸들을 이용하여 이루어진다. 이 3차원이송장치는 수평조절이 가능한 지지대에 탑재되어 있고, 이것은 시험부 지지대 상단에 위치한다. 이 이송장치는 컴퓨터로부터 공급되는 펄스 입력에 의해 이송속도와 위치가 정밀하게 제어된다.

3차원속도 측정용 5공 프로우브(5-hole probe)를 유동장 내부에 위치시키고, 그것을 이송장치로 자동이송시키기 위해 알루미늄으로 정밀가공된 프로우브 이송대를 시험부 윗벽에 위치시켰다. 이 이송대의 슬롯을 통해 외기로부터 공기가 시험부 내로 들어가는 것을 막기 위해 Fig. 1의 상세도 "A"와 같이 이송 슬롯 상단에 알루미늄 박판으로 만든 누설방지판을 설치하였고, 이것은 이송 슬롯 상단에 가공되어 있는 누설방지판 이송 홈에 위치한다. 이 누설방지판의 폭 및 길이 방향 중심위치에 직경 8 mm의 프로우브 삽입용 구멍이 뚫려 있어서, 이 구멍을 통해 프로우브 지지대가 상하로 (y -축방향) 이동하게 되며, z -축방향으로 프로우브가 이송될 경우에는 프로우브와 누설방지판이 일체가 되어 이송 홈을 따라 이동하게 된다. 이와 같은 설계를 통하여 5공 프로우브를 이용한 유속측정시 외부공기의 유입을 최소화할 수 있었다. 이 이송대는 상류와 하류방향으로 이동이 가능하므로 프로우브의 x -축방향 측정위치를 쉽게 변화시킬 수 있다.

분사공기는 원심송풍기, 바이패스 밸브, 오리피스(orifice), 유량조절용 밸브를 지나 분사장치로 공급된다. 이 분사공기 공급장치에 사용된 송풍기의 정압은 400 mmAq이고, 풍량은 0.058 m³/s이다. 분사공기 유량을 측정하기 위해 사용된 오리피스는 국제표준화기구(International Organization for Standardization)의 표준규격인 ISO 5167⁽⁸⁾에 의거하여 제작하였는데, 본 연구에서는 corner tapping 형의 오리피스를 채택하였다. 본 실험에서는 분사속도비에 관계 없이, 분사공기의 유량을 정확히 측정하기 위해 직경이 다른 네 개의 오리피스판을 제작하여, 측정유량에 따라 적절히 사용하였다. 일반적으로 오리피스판의 유량계수는 Reynolds 수에 의존하므로, 반복계산으로 최종값을 구하였다.

2.2 측정장치

Fig. 3은 본 연구에서 사용된 자료처리장치의 개략도를 나타낸다. 본 연구에서의 압력측정은 IBM

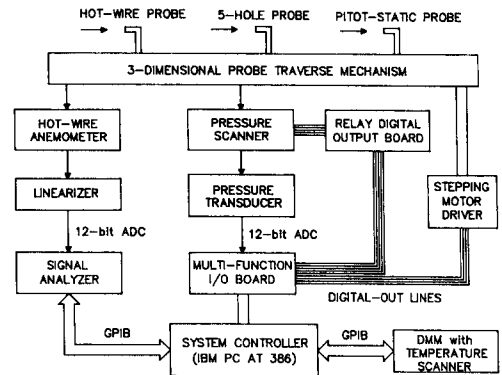


Fig. 3 Data acquisition system

PC AT-386으로 전체 측정 시스템을 온라인화하였으며, IBM PC에는 GPIB 및 다기능 입출력 보드가 내장되어 있다. 5공 프로우브로부터의 압력신호는 압력변환기에 의해 전압으로 변환된다. 이 압력변환기의 보정에는 정도(accuracy)가 0.00635 mmAq인 정밀액주계가 사용되었다. 본 연구에서 사용한 압력변환기는 내부에 히터가 내장되어 있어서 주위온도 변화에 관계 없이 센서의 온도를 일정하게 유지시켜 준다. 이 압력변환기의 DC 출력은 디지털 전압계에 의해 모니터링되고, 또한 이 전압은 다기능 입출력 보드의 12-bit A-D 변환기를 통해 컴퓨터로 전달된다. 이 A-D 변환기의 데이터 취득속도는 100kHz이며 입력단의 이득을 소프트웨어 상에서 1, 2, 4, 8로 변화시킬 수 있다. 실험 도중에 주유동 및 2차유동의 온도변화를 모니터링하고, 이를 기록하기 위하여 온도 스캐너를 이용하였고, 이것은 GPIB를 통하여 제어하였다. 이 온도측정에는 T-형 열전대가 사용되었다. 프로우브의 이송은 앞에서 언급한 3차원이송장치에 의해 이루어졌다. 스텝핑모터는 전용 드라이버의 펄스 입력을 통해서 제어된다. 이 디지털 펄스는 다기능 입출력 보드로부터 공급된다. 입구 경계층유동의 난류성분 측정에는 열선유속계를 사용하였다.

본 연구에서는 분사 제트 하류의 3차원유동 및 전압력의 손실을 측정하기 위해 5공 프로우브를 사용하였다. 5공 프로우브의 사용법은 크게 프로우브 고정법(non-nulling method)과 프로우브 회전법(nulling method)으로 구분된다.^(9,10) 프로우브 회전법을 이용하면 매우 정밀한 측정이 가능하나, 측정과정에서 프로우브를 요각(yaw angle) 방향으로

회전시키는 장치가 필요하고, 측정 시스템을 자동화하는데 여러 가지 어려움이 있다. 본 실험에서는 프로우브 고정법을 적용하여 5공 프로우브를 보정하였다. 보정 프로그램은 Treaster와 Yocum⁽¹¹⁾의 방법을 기본으로 C-언어로 작성되었고, 보정 데이터의 보간에는 3차 스플라인 보간법을 적용하였다. ⁽⁹⁾ 실험에 사용된 5공 프로우브는 2단 원추형 선단과 코브라형 지지대를 갖고 있으며, 프로우브 선단의 직경은 0.125inch, 길이는 24inch이고, 프로우브 지지대는 0.25inch로 보강되어 있다. 5공 프로우브의 보정에는 분해능이 0.2도인 2축 회전장치를 사용하였고, 피치각(pitch angle)과 요각의 보정범위는 각각 -40도에서 40도 사이이며 5도 간격으로 보정실험이 이루어졌다. 5공 프로우브의 5개의 압력을 순차적으로 측정하기 위하여 압력 스캐너를 사용하였고, 이 압력 스캐너도 다기능 입출력 보드를 이용하여 제어하였다.

2.3 실험조건 및 범위

일반적으로 막냉각 연구에 사용되는 분사 구멍의 경사각도는 30도 혹은 35도이다. 본 연구에서는 다른 여러 막냉각 실험에서와 같이 분사 구멍의 경사각을 30도로 고정하였고, 분사방향은 폭방향 즉 $+z$ -축방향이다. 분사관의 두께 t 는 실제 가스터빈에서와 같이 분사 구멍 직경 D 의 두 배로 고정하였고, 분사 구멍 사이의 간격 s 는 $3D$, $6D$, 무한대 등의 세 경우에 대하여 실험을 수행하였다. 이 중 분사 구멍 사이의 간격이 무한대인 것은 단 한 개의 분사 구멍으로부터 제트가 분사됨을 의미한다. 분사속도비(velocity ratio) R 은 0.5, 1.0, 1.5 등으로 변화시켰으며, 이 경우 운동량유속비(momentum flux ratio) J 는 각각 0.25, 1.00, 2.25에 해당된다. 실제 5공 프로우브를 이용한 3차원속도의 측정은 위의 각 경우에 대하여 x/D 가 4, 8, 12, 16인 4개의 $y-z$ 평면에서 이루어졌다. 이때 각 $y-z$ 평면에서 y -축방향으로 $0.2D$ 간격으로 $3D$ 까지 측정하였고, z -축방향으로는 총 $6D$ 의 측정거리를 $0.2D$ 간격으로 측정하였다. 대부분의 측정결과가 본 연구의 보정 흐름각의 범위를 벗어나지 않았으나, 분사속도비가 1.0과 1.5일 때, x/D 가 4인 $y-z$ 평면에서 요각이 보정범위를 벗어나는 경우가 발생하였다. 따라서 위의 두 경우에는 5공 프로우브를 요각 방향으로 미리 15도만큼 회전시킨 상태에서 실험을 수행하고, 측정치를 원래의 좌표

계로 환산하는 방법을 택하였다. 이때 5공 프로우브의 회전은 각도분해능이 0.2도인 정밀회전장치(Fig. 1의 상세도 "A")에 의해 이루어졌다. 실험결과로 각 위치에서 다섯 개의 압력이 얻어지며, 이 압력 데이터는 5공 프로우브 보정 프로그램에 입력되어 요각, 피치각, 전압력, 정압, 그리고 3차원 속도성분들로 변환된다.

본 실험에서는 분사 구멍 중심으로부터 상류방향으로 500 mm 떨어진 곳의 자유유동속도를 15.0 m/s로 일정하게 유지하였다. 따라서 이 자유유동속도(U_∞)와 분사 구멍의 내경(D)에 근거한 Reynolds 수는 1.98×10^4 이다. Trip wire를 지나 발달되는 입구 경계층유동의 특성을 알기 위해 분사 구멍 근처에서 평균속도 및 난류성분을 측정하였다. 그 결과 경계층 유동의 z -축방향 균일성을 확인하였고, 경계층두께는 좌표계의 원점에서 약 17.5 mm이었다. 경계층속도 측정결과로부터 계산된 배제 두께(displacement thickness)와 운동량 두께(momentum thickness)는 각각 2.29 mm와 1.81 mm이었다.

2.4 실험오차

본 연구에 사용된 풍동은 실험조건인 15 m/s에서 유동의 균일성이 1% 이내이며, 난류강도는 0.5% 이내이다. 프로우브의 이송오차는 y -축과 z -축방향으로는 ± 0.05 mm 이내이고, x -축방향으로는 ± 0.1 mm 이내이다. 분사공기 유량측정에 사용된 오리피스 측정오차는 ISO 5167⁽⁸⁾에서 제시된 오차해석 방법으로 계산하였다. 그 결과 측정유량의 오차는 각 측정 유량상태에서 총 유량의 $\pm 0.5\%$ 이내로 주어졌다.

본 연구에서 사용한 5공 프로우브 측정 시스템 및 그 보정 프로그램의 성능을 평가하기 위해서 검증실험을 수행하였다. 검증실험에서는 실제로 보정 데이터를 얻는데 사용되었던 5공 프로우브를 다시 보정풍동 출구에 설치하고, 피치각과 요각을 변화시키면서 5공 프로우브에서의 다섯 개의 압력을 측정하였다. 이때 흐름 각들은 보정실험의 범위 즉 피치각과 요각이 각각 $-40 \sim +40$ 도인 영역에서 임의로 선택된 총 72 경우에 대해 실험을 수행하였다. 이 검증실험에서 얻은 다섯 개의 압력 데이터들을 보정 프로그램에 입력하여 피치각과 요각, 속도의 크기 등을 구하였다. 이렇게 얻어진 계산결과를 검증실험에서 측정된 피치각과 요각, 속도의 크

기 등과 비교하면 본 측정 시스템 및 보정 프로그램의 성능을 검증할 수 있다. 그 결과 피치각의 경우 그 절대값의 최대 및 평균오차는 각각 1.41도, 0.35도로 나타났고, 표준편차는 0.46도이었다. 요각의 검증 결과 최대 및 평균오차는 각각 1.36도, 0.29도이었고, 표준편차 0.38도로 계산되었다. 속도의 크기의 경우 최대오차는 속도 크기의 2.3%, 평균오차는 0.74%, 표준편차 1.16%로 나타났다. 이와함께 Kline과 McClintock⁽¹²⁾의 방법으로 수행한 오차해석 결과 흐름 각의 오차범위는 ± 1.2 도, 속도의 크기의 오차범위는 $\pm 1.4\%$ 로 나타났다.

실제 본 연구에서 측정된 제트 유동의 정확도를 확인하기 위해 대표적인 실험결과에 대하여 질량보존 여부를 검사하였다. 분사속도비가 1.0일 때, $x/D=4$ 와 $x/D=12$ 인 $y-z$ 평면 사이의 공간을 검사체적으로 하여 단위시간당 이 검사체적의 각 경계면을 출입하는 질량을 계산하였다. 그 결과 질량의 순유입량은 전체 질량유입량의 0.4%로 나타났다. 이는 본 실험의 결과가 연속방정식을 비교적 잘 만족하고 있음을 의미한다.

3. 결과 및 검토

3.1 주유동방향으로 분사되는 막냉각 제트의 일반적인 유동특성

주유동에 분사되는 제트의 가장 중요한 유동특성은 분사 제트와 주유동의 상호변형이다. 제트는 주유동에 의해 유동방향으로 휘어지고 주유동은 장애물에 의해 막히는 것과 같은 형태로 변형된다. 그런데 이 유동이 경계층에 존재하는 원봉 주위의 유동과 다른 점은 제트와 주유동이 상호작용하면서 주유동 유체가 제트 영역으로 유입된다는 것이다. 분사속도비에 관계 없이 제트 출구의 하류에는 매우 복잡한 3차원 유동이 존재하는 후류(wake) 영역이 존재한다. 이 영역에서는 주유동방향의 속도가 비교적 작고, 그 범위는 분사속도비에 비례하여 확대된다. 이곳에서의 압력강하는 분사 제트의 down-wash와 함께 주유동 유체를 제트 쪽으로 이동시키는 유동을 유발하고, 분사속도비가 증가하면 이러한 영향은 더욱 더 증대된다. 분사속도비에 관계없이 이 후류영역의 위쪽에는 주유동 방향속도가 크게 변화하는 전단층(shear layer)이 존재한다. 주유동 방향속도는 후류에서의 비교적 낮은 값에서 자유유동의 속도까지 변화하며, 제트는 이 후류와

자유유동 사이에 위치한다. 하류로 이동함에 따라 제트의 영향이 감소하고, 유동의 형태는 경계층유동으로 되돌아 간다. 제트 출구의 하류에는 주유동방향 와도(streamwise vorticity)가 항상 존재한다. 이 주유동방향 와도는 $y-z$ 평면상에서 제트의 대칭면을 중심으로 한 쌍의 서로 반대방향으로 회전하는 와류(a pair of counter-rotating vortices), 즉 바운드 와류(bound vortices)에 의하여 생성되며, 이 와류에 의하여 제트의 단면모양이 콩팥(kidney) 형상으로 된다. 주유동의 경계층에서는 $-z$ -축방향 와도가 존재하는 반면에, 제트 출구로 접근하는 분사 구멍 내의 유동에서는 와류선(vortex line)들이 분사구멍 벽 근처에서 최대 와도값을 가지는 동심링(concentric ring)을 형성한다. 이 링 와류(ring vortex)들이 제트 출구를 빠져 나오면서 방향전환(reorientation)과 인장(stretching)의 과정을 거쳐 1쌍의 바운드 와류를 생성한다고 알려져 있다.

주유동의 경계층에 존재하는 $-z$ -축방향 와류는 경계층 유동이 분사제트 돌레로 변형됨에 따라 인장되어 유동방향의 와류로 변환된다. 분사 구멍의 상류 부근에서는 제트의 분사에 의하여 경계층 유동의 3차원 박리가 일어나고 일반적으로 경계층유동에 장애물이 있을 때 존재하는 것과 동일한 형태의 말굽형 와류(horseshoe vortex)가 생성된다. 이 말굽형 와류는 경계층유동에서 존재하는 $-z$ -축방향의 와류가 제트에 의해 변형되어 생성되는 것으로 항상 바운드 와류와 반대방향으로 회전한다. 그러나 이 말굽형 와류는 바운드 와류에 비하여 그 크기가 훨씬 작으므로 속도비가 클 경우를 제외하고는 바운드 와류에 의해 압도된다.

3.2 유동의 가시화

폭방향분사 막냉각 제트에 의하여 발생하는 벽 근처에서의 유동변화를 알아보기 위해 유동의 가시화연구를 수행하였다. 벽면에서의 유선을 가시화하는 기법에는 유적법(oil-dot method), 유막법(oil-film method) 등이 있는데, 이것들은 사용하는 기름 및 케적 표시용 분말의 종류에 따라 여러 가지 종류로 구분된다. 본 연구에서는 흑연분말과 등유의 혼합물을 이용한 유막법을 적용하였다. 등유는 적당한 증발성을 가지고 있으므로 실험이 끝난 뒤 윤활유와 같이 흘러 내리지 않으면서 흑연 가루의 케적을 잘 나타내준다. 흑연분말과 등유의 혼합

비는 실험할 유동조건에 따라 크게 달라지므로 그 비율을 잘 결정해야 한다. 실험 전에 분사판에 흰색 contact paper를 부착하고, 이 표면에 적당히 배합된 흑연분말, 등유의 혼합물을 부드러운 붓을 이용하여 균일하게 바른다. 그뒤 풍동 및 송풍기를 가동시키면 흑연 가루가 유동을 따라 벽면 위를 이동하고, 이 과정에서 등유가 서서히 증발한다. 등유가 완전히 증발한 뒤 조심스럽게 contact paper를 벽면으로부터 분리하여 두터운 흰색 종이에 붙이고, 아크릴 스프레이로 코팅하면 가시화 실험이 완료된다. 이렇게 처리된 가시화 궤적은 접촉에 의해 훼손되지 않고, 사진을 찍지 않고 컬러 복사만으로 바로 재생할 수 있다.

Fig. 4는 s/D 가 3일 때 분사속도비의 변화에 따른 벽면 유동의 가시화 결과이다. 그림에서 화살표는 분사방향 즉 $-z$ -축방향을 나타낸다. 일반적으로 분사 구멍 상류에서 주유동 방향과 평행하던 궤적은 분사 구멍 근처에서 제트의 분사로 인하여 크

게 변형된다. 분사 구멍 상류로부터 하류방향으로 흘러오던 주유동 유체는 분사 구멍 바로 상류에서 3차원 박리를 일으키며 벽면으로부터 분리된다. 박리된 주유동 유체는 말굽형 와류와 같은 매우 복잡한 2차유동 형태로 발달되는데, 이것은 경계층 내부에 위치한 원봉 주위에서 발생하는 3차원 유동과 거의 흡사하다. Fig. 4에서 흰색 등그라미로 표시된 부분은 3차원 박리선상에 위치하는 안장점 (saddle point) 들을 나타낸다. 이 안장점을 중심으로 폭방향으로 나누어진 주유동 유체는 분사 구멍 주위를 돌면서 하류로 이동한다. 분사속도비가 0.5일 경우에는 안장점이 거의 분사 구멍의 상류 경계선 근처에 위치한다. 안장점에서 폭방향으로 분리되어 분사 구멍을 시계방향으로 돌아 하류로 이동한 주유동 유체는 그 분사구멍 하류로 빨려 들어간 뒤, 대부분은 하류로 이동하지만, 그 일부는 상류 방향으로 거슬러 이동한다. 이것은 분사 구멍 하류에 역류(reverse flow)가 존재함을 나타낸다. 분사 구멍을 반시계방향으로 회전한 유동은 제트의 분사 방향이 $+z$ -축방향인 관계로 인접 분사 구멍 하류로 이동한다. 분사속도비가 0.5일 경우에도 분사 구멍 하류의 유동이 $z/D=0$ 인 평면에 대하여 비대칭이지만, 분사속도비가 큰 경우에 비하면 대칭성이 그다지 크게 파괴되지 않고 있다. 그러나 분사속도비가 1.0으로 증가하면 유동의 대칭성이 완전히 없어지고, 안장점은 분사 구멍의 상류 경계선으로부터 분리되어 상류로 이동할뿐만 아니라, $+z$ -축방향으로도 조금 이동한다. 그리고 이때 분사 구멍 하류의 유동은 분사속도비가 0.5일 때와 비교하여 정성적으로도 크게 달라진다. 그 중 가장 중요한 특징은 속도비가 0.5일 때 관찰되는 역류를 포함하는 복잡한 유동현상이 모두 소멸되고 매우 단순한 유동형태가 나타나는 것이다. 대체로 전체 가시화 궤적이 분사제트에 의해 하류로 휩쓸려 내려가는 양상을 보여주고 있으며, 분사된 제트가 $+z$ -축방향으로 인접 제트의 하류영역까지 깊숙히 이동하고 있다. 분사속도비가 1.5로 증가하여도 전체적인 유동의 경향이 속도비가 1.0일 때의 범주를 벗어나지 않지만, 그 정도가 더욱 심화된다. 즉 분사 구멍 근처 상류 유동이 분사속도비가 증가한 관례로 더욱 심하게 변형되고, 안장점의 위치가 분사 구멍으로부터 더욱 더 멀어진다. 따라서 분사속도비가 증가할수록 주유동의 교란이 심화되어 전압력의 손실이 증가할 것으로 예상된다.

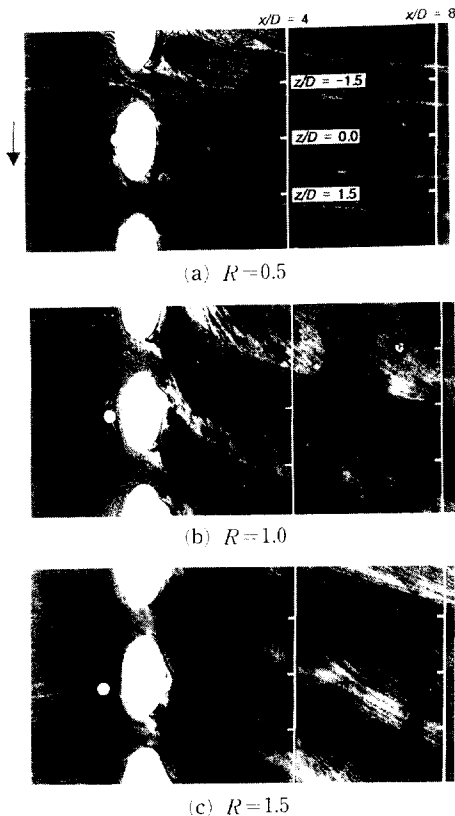
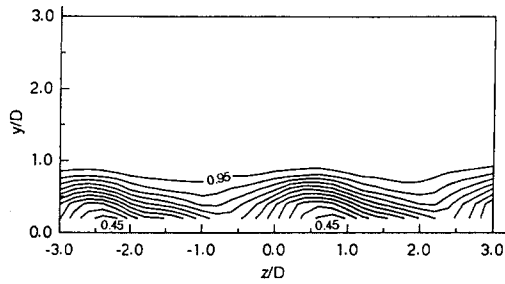


Fig. 4 Surface flow visualizations

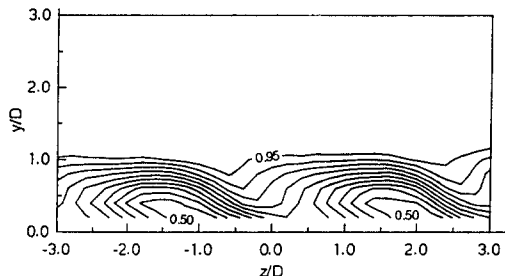
3.3 3차원 유동장

Fig. 5는 분사 구멍 사이의 간격(s)이 $3D$ 이고 s/D 가 4일 때 분사속도비의 변화에 따른 x -축방향 속도 U/U_∞ 의 분포이다. 이 경우 본 연구의 좌표계에서는 분사 구멍의 중심이 z/D 가 0.0, -3.0, 3.0인 곳에 각각 위치하게 되고, 제트는 $+z$ -축 방향으로 경사지게 분사된다. 일반적으로 분사속도비가 증가할수록 제트가 영향을 미치는 범위가 y -축 방향으로 증가하고, 이에 따라 속도구배가 조금씩 이나마 줄어들고 있다. Fig. 5에서 확인할 수 있듯이 주유동 방향속도의 분포는 폭방향으로 완전한 주기성을 가지고 있다. 일반적으로 주유동방향 경사분사 제트 하류의 유동장은 크게 후류, 제트, 자유유동 등의 세 영역으로 구분되고, 분사 구멍 중

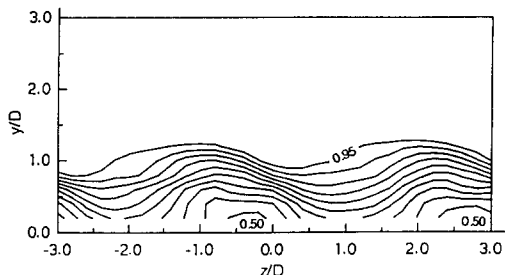
심을 하류로 연장한 선을 대칭으로하여 유동장이 형성되므로 주유동 방향속도가 최소인 위치는 이 대칭면에 위치한다.⁽⁵⁾ 그러나 본 연구의 결과를 보면 유동방향속도가 가장 작은 위치는 분사속도비가 증가할수록 분사 구멍 중심 위치($z/D=0$)로부터 급격히 멀어진다. 그 결과 분사속도비가 1.5가 되면 z/D 가 0.0에서 분사된 제트가 인접 제트가 분사되는 위치인 $z/D=3.0$ 인 곳 근처까지 이동하여 있음이 확인된다. 이와 같은 사실은 유동의 가시화 결과에서도 입증되고 있다. 그리고 이 폭방향분사 제트의 속도측정 결과로는 후류영역과 제트 영역을 구분하는 것이 매우 어렵다. Fig. 5(b)와 Fig. 6을 보면 $s/D=3$, 분사속도비가 1.0일 때 주유동 방향속도의 하류방향으로의 변화를 잘 이해할 수 있다.



(a) $R=0.5$

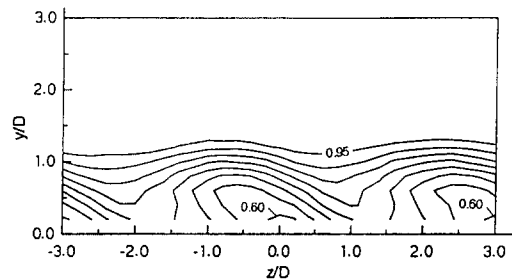


(b) $R=1.0$

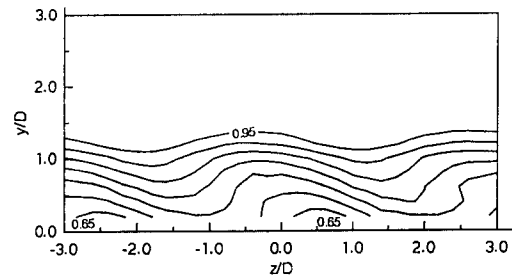


(c) $R=1.5$

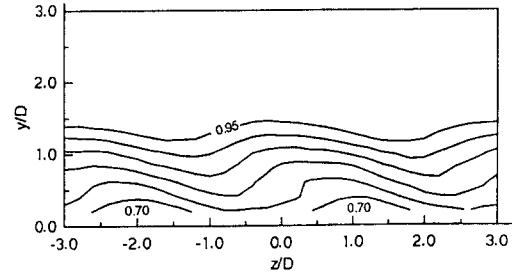
Fig. 5 Contours of x directional velocity, U/U_∞ , at $x/D=4$ for $s/D=3$



(a) $x/D=8$



(b) $x/D=12$



(c) $x/D=16$

Fig. 6 Contours of x -directional velocity, U/U_∞ , for $s/D=3$ in the case of $R=1.0$

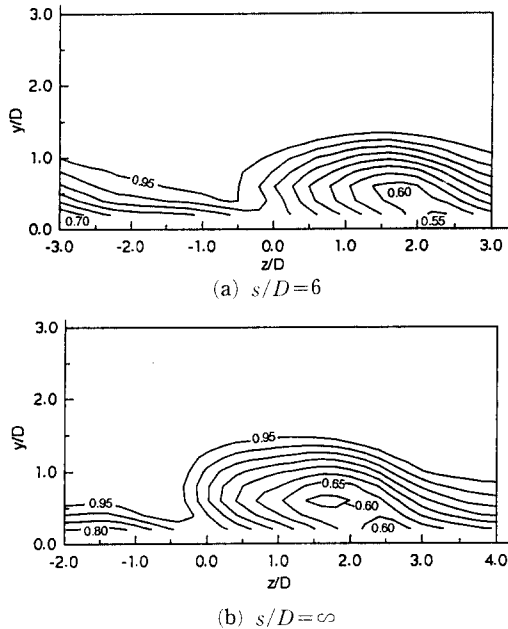


Fig. 7 Contours of x -directional velocity, U/U_∞ , at $x/D=8$ in the case of $R=1.0$

여기서 주목되는 특징은 하류로 갈수록 속도구배가 줄어들고, 인접 제트 사이의 구분이 모호해진다라는 것이다. 그리고 각 분사 구멍으로부터 나온 분사공기가 x/D 가 4일 때에는 $+z$ -축방향으로 $2D$ 정도 떨어진 곳을 중심으로 위치하나 하류로 $4D$ 씩 이동하면서 그 거리가 대략 $1D$, $0.5D$, $0.75D$ 씩 $+z$ -축방향으로 나아간다. 이것으로부터 분사 제트는 분사 구멍으로부터 빠져 나온 직후에는 주유동의 영향에도 불구하고 $+z$ -축방향의 분사 운동량을 그대로 유지하고 있으나, 하류로 이동할수록 이 운동량을 급격히 잃어버림을 알 수 있다. Fig. 6(a)와 Fig. 7의 결과를 비교해 보면 분사 구멍 사이의 간격이 주유동 방향속도에 미치는 영향을 쉽게 이해할 수 있다. s/D 가 작을수록 제트의 영향이 $+z$ -축방향으로 더 멀리까지 미치고, 벽 근처의 속도구배가 감소하는 경향을 보인다. 따라서 s/D 가 작을수록 제트가 더 효과적으로 주유동을 차단할 수 있고, 인접 제트들이 서로 간섭을 일으켜 속도구배의 폭방향변화가 감소됨을 알 수 있다.

Fig. 8은 s/D 가 3이고 x/D 가 4일 때 분사속도비의 변화에 따른 $y-z$ 평면에서의 2차유동 분포를 보여 준다. 이 경우에도 주유동 방향속도의 분포와 마찬가지로 폭방향으로 완전한 주기성을 가지고 있

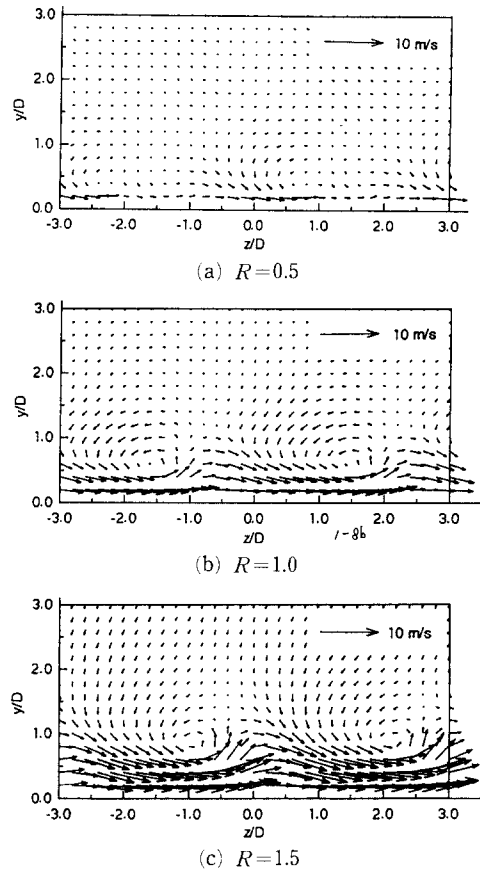


Fig. 8 Projection of velocity vectors on $y-z$ plane at $x/D=4$ for $s/D=3$

다. 분사속도비가 증가하면 2차유동의 크기는 급격히 증대되고, 분사속도비가 1.5가 되면, 벽 근처에 강력한 $+z$ -축방향의 유동이 존재한다. 이같이 벽 근처에서 발생하는 $+z$ -축방향의 유동은 유동가시화 결과에서도 확연히 드러나고 있는데, 유적이 대각선 방향으로 뻗어 있는 곳이 바로 이 유동의 존재를 암시한다. 대체로 속도비에 관계 없이 각 분사구멍으로부터 나온 제트는 한 개의 유동방향와류를 형성하는데, 그 중심은 분사속도비가 클수록 벽면으로부터 멀어질뿐만 아니라 $+z$ -축방향으로 더 많이 이동한다. 이것은 주유동방향 경사분사시에 발생하는 한 쌍의 바운드 와류 구조와는 판이하게 다른 유동특성이다. Fig. 5에서 유동방향속도가 가장 작은 곳은 Fig. 8에서 2차유동의 크기($= (V^2 + W^2)^{1/2}$)가 가장 큰 곳과 대체로 잘 일치하고 있다. s/D 가 3이며 분사속도비가 1.0일 때 2차유동

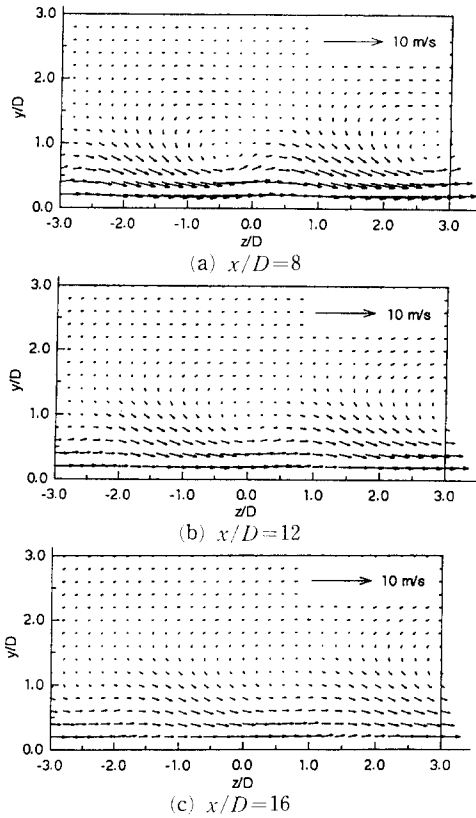


Fig. 9 Projection of velocity vectors on y - z plane for $s/D=3$ in the case of $R=1.0$

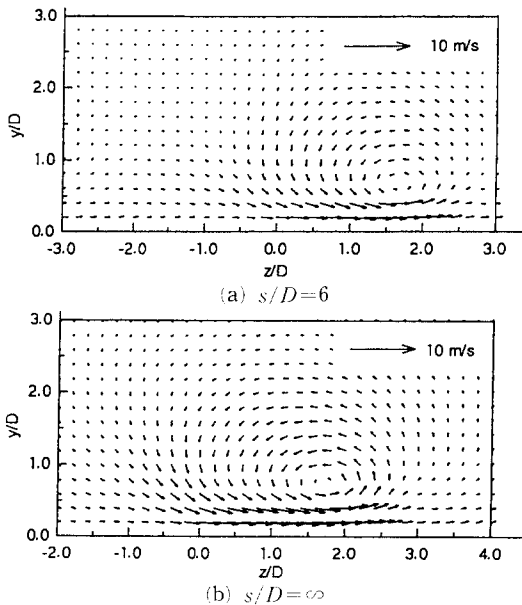


Fig. 10 Projection of velocity vectors on y - z plane at $x/D=8$ in the case of $R=1.0$

의 하류방향으로의 변화를 잘 파악할 수 있다. 분사 구멍으로부터 멀어질수록 2차유동의 크기는 감소하고 와류중심은 상승한다. 이와 함께 인접와류 사이의 간섭이 증가하여 반시계방향 와류구조가 약화되고, 벽 근처에는 $+z$ -축방향의 유동만이 존재한다. Fig. 9(a)와 Fig. 10의 결과를 비교하면 분사 구멍 사이의 폭이 2차유동에 미치는 영향을 알 수 있다. s/D 가 클수록 인접 제트 사이의 간섭이 줄어들어 유동방향 와류가 완전한 형태로 유지되고 있음을 확인할 수 있다.

3.4 전압력 손실 분포

일반적으로 터빈 통로(turbine passage)에서의 전압력 손실의 크기는 다음과 같이 전압력 손실계수(total pressure loss coefficient)로 정의된다.

$$C_{Pt} = \frac{P_{t\infty} - P_t}{1/2 \rho U_\infty^2} \quad (1)$$

여기서 $P_{t\infty}$ 는 제트가 분사되지 않을 때, 경계층 바깥에서 측정된 자유유동의 전압력이고, P_t 는 제트 분사시 각 측정 위치에서 전압력이다. 따라서 이 전압력 손실계수 C_{Pt} 에는 경계층유동에서 발생한 전압력의 손실과 제트의 분사에 의한 전압력 손실이 모두 포함된다.

Fig. 11부터 Fig. 13에는 식 (1)에서 정의된 전압력 손실계수의 분포가 제시되어 있다. Lee 등⁽⁶⁾의 전압력손실계수 측정결과에 의하면 일반적으로 주유동방향 경사분사의 경우 분사속도비가 1.0보다 크면 경계층유동에 주유동방향 운동량이 더해지므로 전압력의 손실이 감소된다. 그러나 본 연구와 같이 제트가 폭방향으로 분사되면 손실분포는 판이하게 달라진다. 폭방향 분사 제트의 경우에는 분사 속도비에 관계 없이 제트가 분사되면 항상 공기역학적인 손실이 발생한다. Fig. 11은 s/D 가 3이고, x/D 가 4일 때 분사속도비에 따른 손실분포이다. 분사속도비에 관계 없이 전압력 손실계수는 모든 곳에서 양의 값을 갖는데, 이것은 전압력의 손실이 발생하고 있음을 의미한다. 일반적으로 주유동에 막강각 제트가 폭방향으로 분사되면 분사 제트의 궤적이 주유동을 가로막는 동시에 주유동을 감속시키는 역할을 한다. 이와 더불어 두 유동 사이의 강한 충돌 및 상호작용, 이에 뒤따르는 두 유동의 혼합과정에 의해 전압력의 손실이 발생하는 것이다. Fig. 11에서 전압력 손실계수가 가장 큰 위치들은

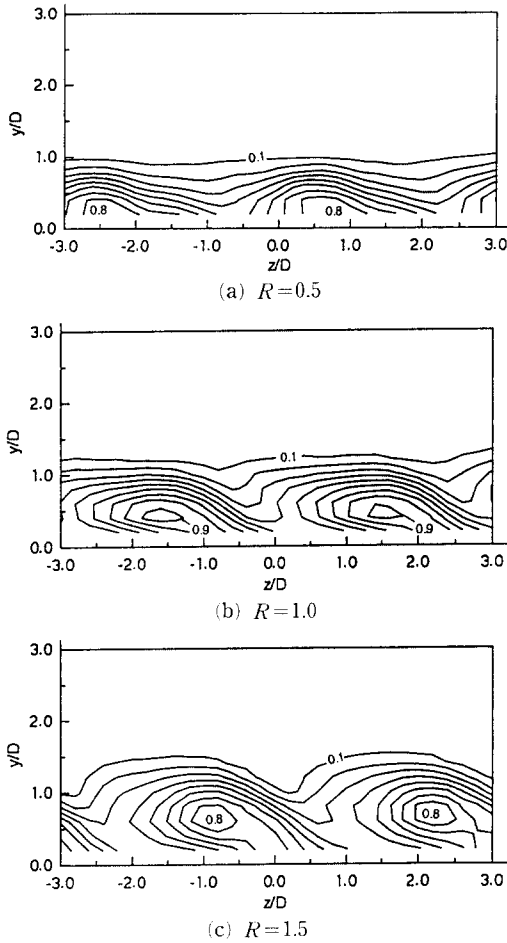


Fig. 11 Contours of total pressure loss coefficient, $C_{P\alpha}$, at $x/D=4$ for $s/D=3$

Fig. 8의 유동방향 와류의 중심들과 거의 일치한다. 그런데 분사속도비가 증가할수록 이 와류의 중심이 벽면으로부터 멀어지므로 손실계수가 최대인 위치도 벽면으로부터 분리되고, 손실이 일어나는 범위도 $+y$ -축방향으로 확대된다. Fig. 8에서 분사속도비가 0.5에서 1.5로 증가함에 따라 벽 근처에서 폭방향속도 성분이 크게 증가하는데, 이것은 전압력을 증가시키는 역할을 한다. 따라서 Fig. 11(c)를 보면, 대체로 벽 근처에서 2차유동의 크기가 큰 범위, 즉 z/D 가 -2.0 에서 -1.0 인 곳에서의 전압력손실계수는 비교적 작은 값을 갖는다. 전압력손실계수의 최대값의 상대적인 크기는 분사속도비에 따라 그다지 크게 변화하지 않으나, 분사속도비가 1.0일 때의 최대값이 1.5일 때보다 조금 크게 나타

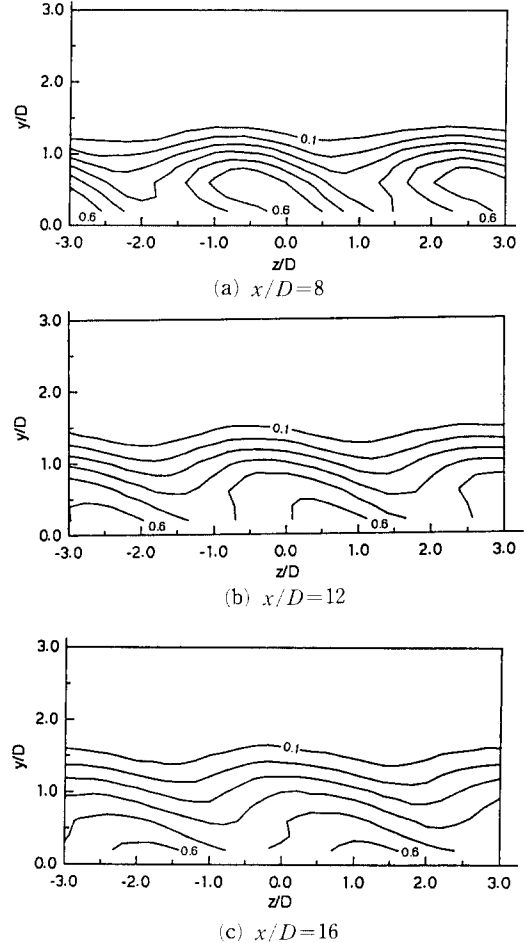


Fig. 12 Contours of total pressure loss coefficient, $C_{P\alpha}$, for $s/D=3$ in the case of $R=1.0$

나고 있다. 이것은 앞에서 언급한 2차유동이 전압력의 증가에 기여하여 생기는 현상이다. Fig. 11(b)와 Fig. 12의 손실분포를 비교하면 분사속도비가 1.0일 때 전압력 손실계수의 하류방향 변화를 알 수 있다. 전체적인 경향을 보면 하류로 이동할수록 전압력 손실계수의 최대값은 감소하지만, 손실이 발생하는 영역이 확대되고 손실의 구배는 감소됨을 알 수 있다. 특히 x/D 가 4에서 8로 변화할 때 이러한 경향이 가장 두드러진다. Fig. 12(a)와 Fig. 13은 분사속도비가 1.0이고, x/D 가 8일 때 s/D 가 손실분포에 미치는 영향을 보여 준다. s/D 가 작을수록 인접 제트 사이의 간섭이 증대되므로, 전압력 손실계수의 구배가 비교적 감소된다. 반면에 분사 구멍의 간격이 멀어질수록 전압력 손실계

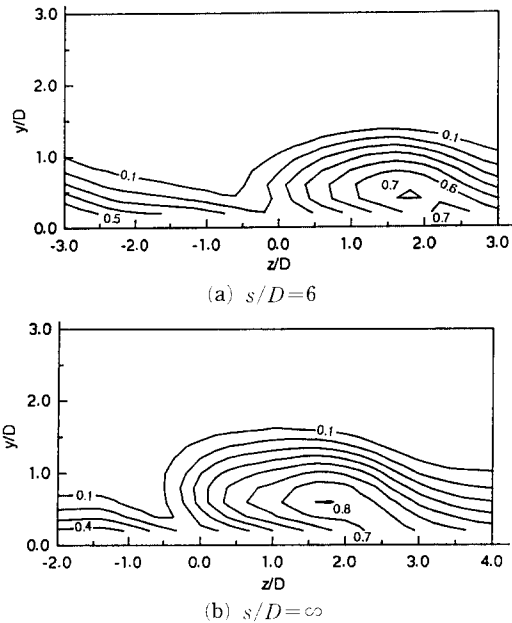


Fig. 13 Contours of total pressure loss coefficient, C_{Pt} , at $x/D=8$ in the case of $R=1.0$

수의 최대치는 증가하였다.

각 측정평면에서의 평균전압력 손실계수 (mass-averaged total pressure loss coefficient)는 다음의 식으로 정의된다.

$$\overline{C_{Pt}} = \frac{\int_{z^-}^{z^+} \int_{y^-}^{y^+} C_{Pt} \, dydz}{\int_{z^-}^{z^+} \int_{y^-}^{y^+} U \, dydz} \quad (2)$$

여기서 y -축방향 적분구간을 나타내는 y^- , y^+ 는 각각 0과 $2D$ 이고, z -축방향 적분구간을 나타내는 z^- , z^+ 는 각각 $-3D$ 와 $3D$ 이다. 식 (2)에서 $\overline{C_{Pt}}$ 는 식 (1)에서 정의된 전압력 손실계수이며, U 는 x -축방향속도이다. Fig. 14는 식 (2)를 이용하여 구한 평균전압력 손실계수의 변화를 보여 준다. 대체로 s/D 에 관계 없이 평균전압력 손실계수는 분사속도비가 커지면, 증가하는 경향을 보여 준다. 그러나 s/D 가 작을수록 평균전압력 손실계수가 더 커지고, 이러한 경향은 분사속도비가 클수록 두드러진다. s/D 가 3일 때 평균전압력 손실계수의 하류방향으로의 변화를 살펴보면, 분사속도비가 0.5일 경우에 평균전압력 손실계수의 변화가 매우 작음을 알 수 있다. 그러나 분사속도비가 커지면, 하류로 이동할수록 전압력의 손실이 크게 증가함을

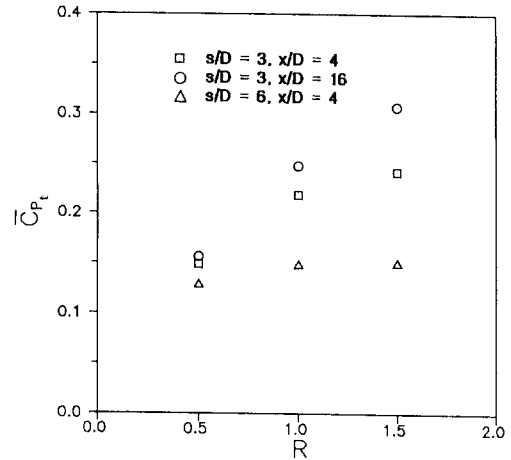


Fig. 14 Mass-averaged total pressure loss coefficient as a function of velocity ratio

알 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 분사속도비와 분사 구멍 사이의 간격이 폭방향으로 분사되는 1열 막냉각 제트의 전압력 손실 및 3차원 유동특성에 미치는 영향을 연구하였다. 이를 위하여 유막법을 이용한 유동의 가시화연구와 5공 브로우브블 이용한 3차원 유동장 측정실험을 수행하였다. 이때 분사속도비는 0.5, 1.0, 1.5 등으로 변화시켰다. 분사 구멍 직경에 대한 분사 구멍 사이의 간격의 비가 3.0과 6.0인 경우에 대하여 실험이 이루어졌고, 이 실험결과들은 분사 구멍이 한 개인 경우 즉 인접 분사 제트들 사이의 간섭이 없는 경우와 비교되었다. 이와 같은 실험 결과로부터 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

① 분사속도비가 작을 때에는 분사방향이 전체적인 유동 및 전압력의 손실에 큰 영향을 주지 않으나, 분사속도비가 증가하면 폭방향분사의 특성이 두드러지게 나타났다.

② 폭방향분사 막냉각제트의 유동은 주유동방향 분사제트와는 달리 분사 구멍 하류에 오직 1개의 주유동방향 와류만이 존재하였다. 이 와류의 강도는 대체로 분사속도비가 커지면 증가하였다.

③ 분사구멍 사이의 간격이 넓거나 분사구멍에 가까운 곳에서는 이 주유동방향 와류가 완전한 형

태를 유지하였지만, 분사구멍 사이의 간격이 좁은 경우나 분사구멍으로부터 비교적 멀리 떨어진 하류에서는 인접 와류 사이의 간섭이 심화되어 주유동방향 와류구조가 약화되었다.

④ 폭방향분사 막냉각제트의 분사는 분사속도비에 관계없이 막냉각면에서의 전압력의 손실을 발생시켰으며, 분사속도비가 클수록 평균전압력손실계수의 증가가 크게 나타났다.

⑤ 전압력손실계수의 분포는 폭방향분사 막냉각제트 하류의 2차유동과 매우 밀접한 관련이 있었고, 전압력손실계수는 주유동방향 와류의 중심 근처에서 최대가 되었다.

후 기

이 연구는 한국과학재단의 연구비 지원으로 수행된 1993년도 핵심전문연구 (과제번호 931-1000-002-2) 결과의 일부이다.

참고문헌

- (1) Oates, G. C., 1985, "Nonideal Cycle Analysis," *Aerothermodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion*, AIAA Inc., New York, pp. 232~275.
- (2) Mayle, R. E. and Anderson, A., 1991, "Velocity and Temperature Profiles for Stagnation Film Cooling," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 113, pp. 457~463.
- (3) Yamamoto, A., Kondo Y. and Murao, R., 1991, "Cooling-Air Injection Into Secondary Flow and Loss Fields Within a Linear Turbine Cascade," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 113, pp. 375~383.
- (4) Honami, S., Shizawa, T. and Uchiyama, A., 1992, "Behavior of the Laterally Injected Jet in Film Cooling: Measurements of Surface Temperature and Velocity Temperature Field Within the Jet," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 116, pp. 106~112.
- (5) Lee, S. W., Lee, J. S. and Ro, S. T., 1994, "Experimental Study on the Flow Characteristics of Streamwise Inclined Jets in Crossflow on Flat Plate," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 116, pp. 97~105.
- (6) Lee, S. W., Kim, Y. B. and Lee, J. S., 1995, "Flow Characteristics and Aerodynamic Losses of Film-Cooling Jets with Compound Angle Orientations," to appear in *ASME Journal of Turbomachinery*, ASME paper 95-GT-38.
- (7) Salcudean, M., Gartshore, I., Zhang, K. and McLean, I., 1994, "An Experimental Study of Film Cooling Effectiveness Near the Leading Edge of a Turbine Blade," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 116, pp. 71~79.
- (8) ISO 5167-1: 1991(E), 1991, "Measurement of Fluid Flow by Means of Pressure Differential Devices-Part 1: Orifice Plates, Nozzles and Venturi Tubes Inserted in Circular Cross-Section Conduits Running Full," *International Organization for Standardization*
- (9) 이상우, 1994, "프로우브 고정법을 이용한 5공 프로우브 보정 소프트웨어의 개발," 세원기연 연구보고서, 국립금오공과대학교.
- (10) 이상우, 1995, "프로우브 회전법을 이용한 5공 프로우브 자동측정 시스템 및 운용 소프트웨어의 개발," 세원기연 연구보고서, 국립금오공과대학교.
- (11) Treaster, A. L. and Yocum, A. M., 1979, "The Calibration and Application of Five-Hole Probes," *ISA Transactions*, Vol. 18, pp. 23~34.
- (12) Kline, S. J. and McClintock, F. A., 1953, "Describing Uncertainties in Single Sample Experiments," *Mechanical Engineering*, Jan., pp. 3~8.