

## 가스터빈 날개의 냉각에 대한 연구동향 A Review of the Study on a Blade Cooling for the Gas Turbine

장태현\*, 길상철\*\*, 조홍곤\*\*  
Tae-Hyun Chang\*, Sang-Cheol Kil\*\*, Hung-Gon Cho\*\*

### <Abstract>

This study presents gas turbine cooling blade by using experimental and numerical works. The review cover researches related to cooling channels using finite element method in rotating blade. Also, the film cooling device and the heat transfer of the external surface of the blade are included. In addition, several methods to be used for the design of the blade, numerical method and experimental techniques are introduced. This work will contribute to improving the manufacturing of engine and the efficiency of gas turbine engines.

**Keywords :** *Cooling channel, Film cooling, Rotating blade, Leading and Trailing surface*

### 1. 서 론

공기표준 브레이턴 사이클(Brayton cycle)은 가스터빈의 이론 사이클이고, 급열 및 방열을 하는 2개의 등압변화와 2개의 단역과정으로 구성한다. 이와 같은 브레이턴 사이클의 효율은 등 엔트로피 압력비의 함수로, 압력비가 증가하면, 효율이 증가한다. 이 경우, 연소실 입구의 공기의 압력이 증가하고, 그 결과 연소실 출구의 온도가 증가한다. 즉, 연소실 출구의 온도(터빈 입구 가스온도)가 상승하면, 터빈 일이 증가하여 사이클 효율이 증가하게 된다. 그러나 터빈의 날개(Blade)의 내열성 때문에, 터빈 입구의 가스 온도를 제한 없이 올릴 수 없다.

Xia<sup>1)</sup>는 유한 요소법을 사용하여 수직으로 회전하는 원형 관에서 난류유동과 열전달에 관하여 연구하였다. 특히 그는 2차원에서 열전달에

서 온도 벽법칙을 사용하였다. Rance<sup>2)</sup>는 회전하는 원형 관에서 3차원에서 유한요소법을 사용하였고, 이 분야에서 유한요소법으로 3차원으로 유동과 열전달을 다룬 경우는 처음인 것으로 생각된다. Howard<sup>3)</sup>은 90도 곡관에서 난류 유동과 선회유동을 3차원 유한요소법으로 해석하였다. 즉, 수직관이 회전할 경우 원형관 내의 유동은 선회유동과 유사하게 회전하면서 진행한다는 결과를 나타내었다.

실험적 연구로서는 Al Merri<sup>4)</sup>는 수직으로 회전하는 원형 관에서 열전달현상을 가스터빈의 실제회전속에 가까운 상태에서 실험하였고, R-ABADI<sup>5)</sup>는 정사각형과 직사각형 관이 수직으로 회전하는 상태에서 열전달 실험을 수행하였다. 그러나 이 두 결과에서는 속도는 측정하지 못하고 질량유량과 열전달량을 계측하여 열전달 현상만을 연구하였다.

\* 교신저자, 정회원, 한국과학기술정보연구원, 전문연구위원  
E-mail : changtae@resear.re.kr

\*\* 한국과학기술정보연구원, 유망기술분석팀

\* Corresponding Author, Senior Research Fellow of Korea Institute of Science and Technology Information

\*\* Senior Research Fellow of Korea Institute of Science and Technology Information

최근, Takeishi(武石 賢一郎)<sup>6)</sup> 등은 가스터빈 날개의 필름냉각에 대한 연구동향을 소개하고 있고, 고온의 가스터빈에서 적용되는 냉각기술 중에, 필름냉각기술의 기여하는 바를 기술하였다. 船崎 健一<sup>7)</sup>은 가스터빈날개의 외면열전달에 관한 연구와 날개의 수명관계를 기술하였다. 高橋 俊彦<sup>8)</sup>은 가스터빈에서 그의 고온부위에 합금의 사용과 함께 수준 높은 냉각/단열 구조의 적용과 높은 공익성과 안전성이 요구되는 터빈의 냉각날개는 정기검사 시에 빼내서 계속 사용 또는 보수여부가 결정됨을 지적하였다. 塚越 敬三<sup>9)</sup>은 가스터빈엔진의 특성으로써 열효율은 터빈입구온도 상승과 더불어 향상되었으며, 최신 콤팩트플랜트는 이 특성이. 충분히 발휘되어, 종래의 화력발전예 비해 약 30%의 효율향상이 가능해졌다는 것을 기술하였다. 이상의 참고문헌들<sup>6~9)</sup>을 한국과학기술 정보연구원에서 이 들을 분석하여 참고문헌<sup>10~16)</sup>에 수록하였다. 본 연구에서는 이들 연구들과 분석 물들을 소개하여 이 분야의 산업 발전에 기여하고자 한다.

2. 수치해석적 연구

Fig.1은 가스터빈 날개와 냉각공의 통로를 나타내고 있다. 이 날개에서 냉각공은 수직부분과 180도 곡관 부분을 가지고 있다. 수치해석적 접근에서, 이 두부분을 나누어서 해석한 경우와 동시에 계산한 예를 볼 수 있다.

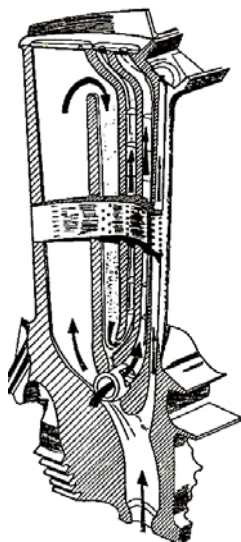


Fig. 1. Showing a blade of gas turbine.

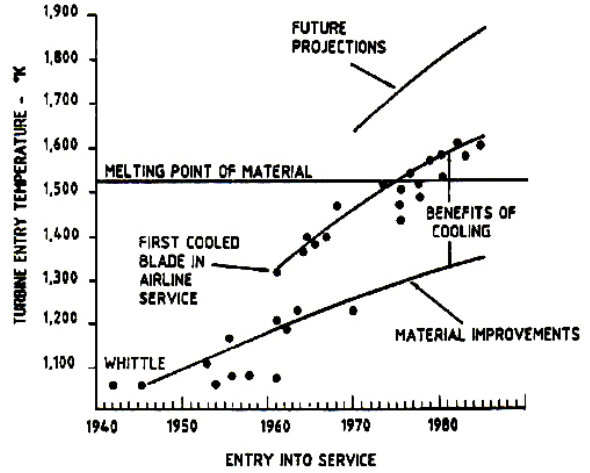


Fig. 2. History of the increasing of operating maximum temperature within the combustion chamber.

Fig. 2는 연소실 내의 최고 온도의 증가를 나타내고 있다. 특이한 현상은 1960년 이전에는 일 년에 약 10도정도의 증가를 나타내지만 1960년에는 약 130도정도로 갑자기 증가하고 있다. 이것은 Fig. 1에서와 같이 날개에 냉각공을 설치함으로써 냉각시킬 수 있고 연소실 온도도 증가되었다. 그리고 1970년 중반 이후부터는 철의 용융점이상으로 연소실온도가 증가함을 예측하고 있다.

Xia(1)는 2차원 유한 요소법을 사용하여 수직 원통관이 회전할 경우에 유체유동과 열전달 현상을 해석하였다.

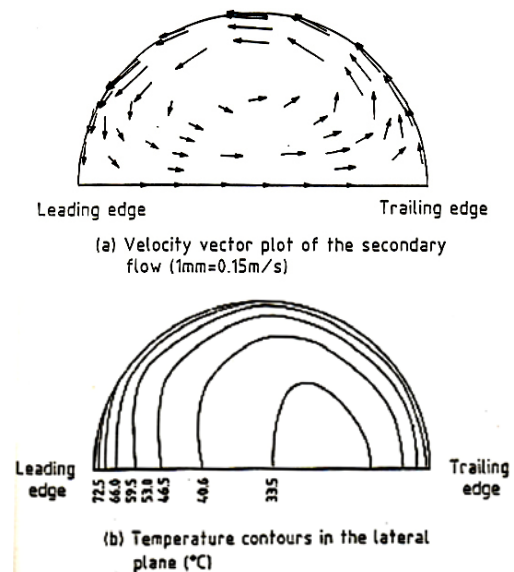


Fig. 3. Flow and heat transfer conditions in a rotating circular duct-10.5 diameters from inlet for  $Re=1.586 \times 10^6$  and  $Ro=0.0406$ .

Fig. 3은 수직으로 회전하는 원형관에서  $R=1.586 \times 10^6$  에서 속도분포와 온도분포를 나타낸다. (a)의 속도분포의 경우는 Leading edge 보다 Trailing edge에서 조밀한 속도 분포를 나타내고 있다. Leading edge에서 온도분포는 평균 벽면온도보다 22.5 %이상 높다는 결과를 나타 내었다.

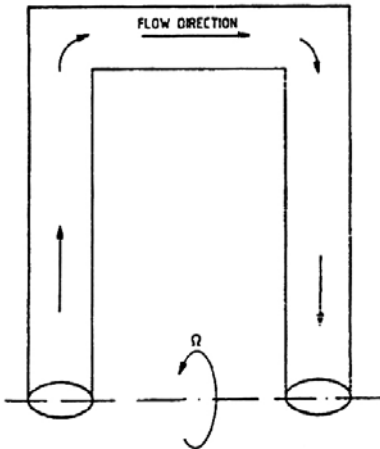


Fig. 4. Idealised section of turbine blade coolant channel.

Rance<sup>2)</sup>는 Fig.1의 냉각 공의 곡관 부분을 Fig. 4와 같은 형태로 냉각공이  $\Omega$ 의 속도로 회전할 때, 시뮬레이션하여 속도와 온도 분포를 유한 요소법을 사용하여 해석하였다.

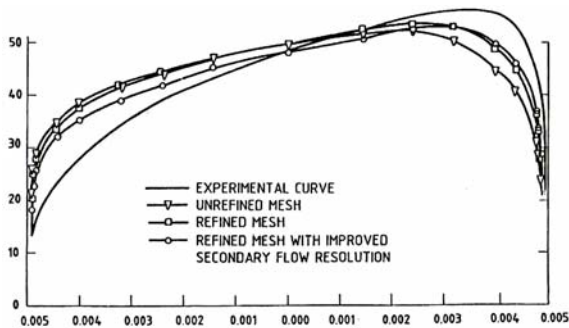


Fig. 5. Comparisons of the fully developed longitudinal velocity profiles along the line of symmetry for  $Re=25,000$  and  $R0=0.04$ .

Fig. 5는 충분히 발달된 영역에서 속도분포를  $Re= 25000$ 에서 나타내고 있다. 냉각공이 수직 상태에서 회전하고 있을 때, Trailing edge에서 속도분포가 증가하는 현상을 볼 수 있다. 각종 메시에서 계산하여, 실험결과와 비교하여, 잘 부합되는 것을 볼 수 있다.

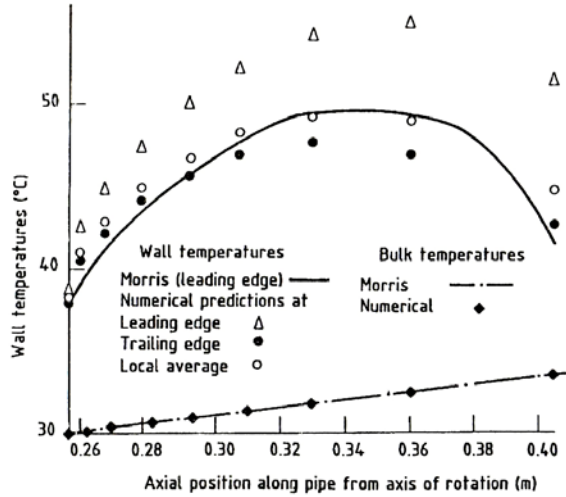


Fig. 6. Wall temperature variation along duct wall for  $Re=15,360$  and  $Ra = 4.56 \times 10^5$ .

Fig. 6은  $Re=15,360$ 에서 벽면 온도분포를 나타내고 있다. 이온도와 Morris의 실험 결과와 비교하였다.

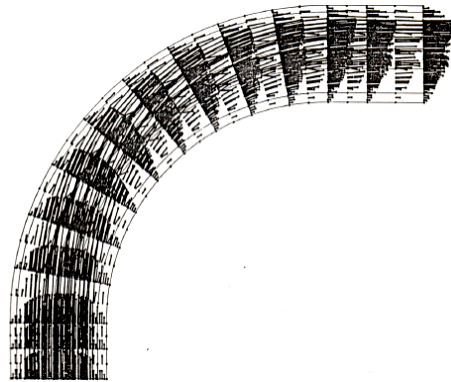


Fig. 7. Three dimensional flow field for  $Re=500$ .

Fig. 7은 Howard<sup>3)</sup>의 결과로 원형 냉각 공에서 속도분포를 나타내고 있다. 냉각공의 입구에서는 정상적인 층류유동을 보이나, 원형 벤드를 따라서 공기가 유동하면서 밖쪽쪽으로 최고속도가 쏠리는 것을 볼 수 있다.

최근 상용코드인 STAR-CD를 이용하여 열전달, 냉각 설계 등에 활용하고 있다<sup>9)</sup>.

가스터빈 열전달 분야에서 난류모델로서 잘 인용되는 것은 와류점성 근사에 기초를 두고 있는 저 Reynolds 수의  $k-\epsilon$  모델과  $k-\omega$  모델이다. 그러나 2방정식 모델의  $\kappa$ (난류운동에너지) 수소방정식 중에 생성하는 Pk가 과대평가되어 버리는데 이를 anomaly라 한다<sup>12)</sup>. 이 문제와 날개 주위의 열전달, 필름 효율의 예측 정

확도 anomaly 문제를 회피하는 방법으로 Kato-Launder의 수정법, 시간 scale limiter의 도입 그리고 v2-f 법의 이용법을 사용하고 있다.

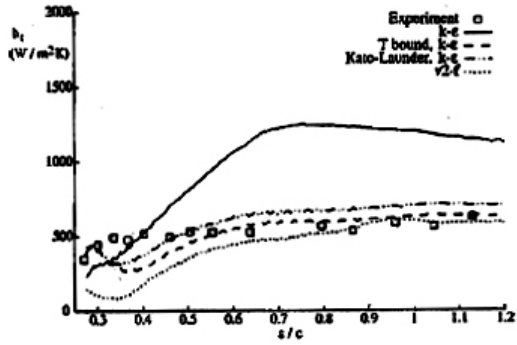


Fig. 8. Predictions of the heat transfer with film cooling.

Fig. 8은 필름 냉각을 수반하는 경우의 열전달 예측을 실험과  $k-\epsilon$  모델을 비교하고 있다. 그중에서 Kato-Launder 법과 v2-f 법이 실험과 잘 부합 되는 것을 알 수 있다.

### 3. 실험적 연구

Fig. 9는 AI-Merri<sup>4)</sup>의 실험장치로, 원형관 주위에 설치한 heating coil과 열전대를 나타낸다. 냉각공기는 그림의 화살표 방향으로 흐르고, 실험장치의 전체 부분은 다시 카버를 씌워서 실제 가스터빈 날개의 회전속도에 가까운 속도로 회전시킨다.

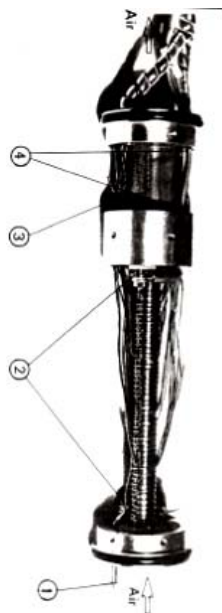


Fig. 9. Assembled the test section.

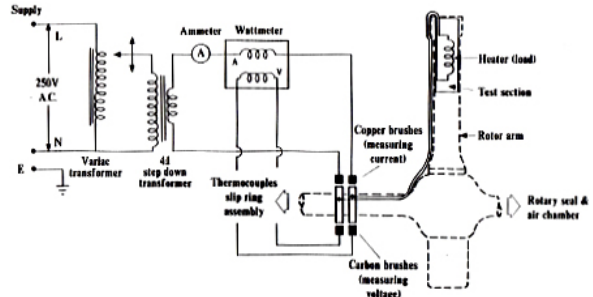


Fig. 10. Line diagram of the heater power circuit.

Fig. 10은 AI-Merri(4)와 R-ABADI(5)가 가스터빈 날개를 가열하기 위하여 열전에 전력을 공급하거나, 날개의 온도를 측정하기 위한 열전대의 D, C 전압을 측정하는 전원시스템이다.

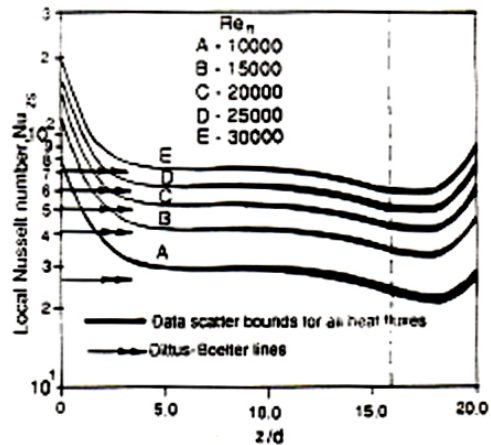


Fig. 11. Local heat transfer distributions along both leading and trailing edges of the test sections.

Fig. 11은 국소 열전달 분포를 테스트 튜브의 leading 과 trailing edge에서 나타내고, 그리고 그 결과를 Re 수에 따라 Dittus Boelter 식의 결과와 비교하고 있다.

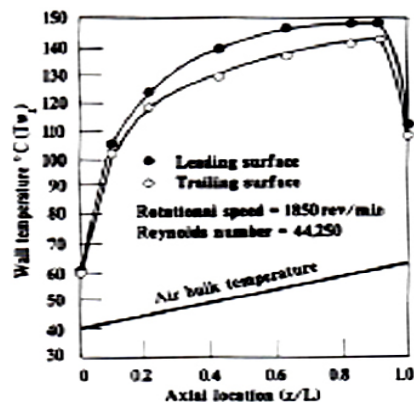


Fig. 12. Typical variation of temperature over leading and trailing surface.

Fig. 12는 R-ABADI의 실험 결과로 leading과 trailing edge에서 벽면온도의 분포를 나타내고 있다. 체적온도는 선형적으로 증가하나, 벽면온도는  $z/L=0.1$  근처에서 가파르게 상승하다,  $z/L=0.8$ 에서 떨어지고 있다. 정지상태의 원형관의 벽면온도와 다소 유사한 형태를 나타내고 있다. 필름 냉각에 관계되는 연구로는, 최근에는 필름 냉각공 형상의 최적화, 비정상류, 동익선단, 단벽부 등 여러 분야에 대해서 연구되고 있다. 회전 동익에서 냉각공기의 거동을 암모니아/오자리트 법으로 조사하였다. 냉각공에  $CO_2$ 를 추적자(Tracer)로 혼입하여, 필름 냉각공 하류에 있어서 탄산가스 농도를 측정하여 냉각효율을 계측하고 있다<sup>11)</sup>.

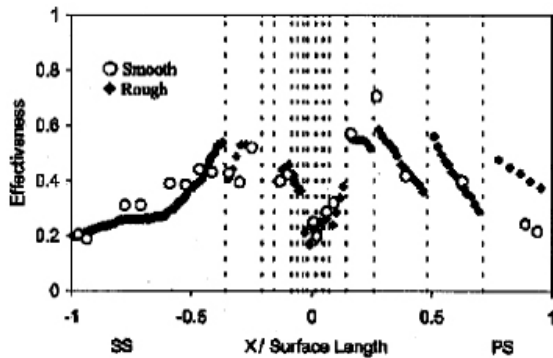


Fig. 13. Influence of roughness on midspan film cooling effectiveness.

Fig. 13은 터빈 날개의 거칠기의 효과를 나타내고 있다. 거칠기가 있는 경우와 없는 경우의 효과를 나타낸 것으로 X/표면 길이에서 -0.5와 0.5에서 거칠기가 있는 경우가 그 효과가 상승하는 것을 볼 수 있다. 즉, 인공적인 거칠기가 존재하면 필름 냉각효과가 상승하는 결과가 된다.

초기에는 냉각날개는 단순한 대류 냉각이었으나, 가공기술의 진보에 따라 필름 냉각이 가능해지고, 터빈입구의 연소가스의 온도도 현저하게 증가하였다. 현재의 1500℃급에서는, 날개의 전면을 필름 냉각공으로 덮은 높은 냉각효율의 냉각날개가 사용되고 있다<sup>10,16)</sup>.

가스터빈 날개의 외면 열전달에 관한 전체 연구를 보면, 고온인 환경에서 내구성향상과 수명평가의 고정도화를 위해 실제적인 흐름장이나 형상·형태에서의 열전달의 실험적, 수치 해석적 평가가 진행되고 있다. 구체적으로 날개표면 조도효과, 주류소동, 후류 효과 그리고 공동

내에서의 열전달 등이다. 표면 조도가 터빈 날개 주위의 열유체 특성에 기여하는 영향으로는, 경계층 천이의 촉진에 의한 경계층손실의 증가나 열전달 촉진 외에 필름 냉각 효율에의 영향 등을 들 수 있다<sup>8,13)</sup>.

가스터빈은 그의 고온부위에 합금의 사용과 함께 수준 높은 냉각/단역 구조가 적용되고 있지만, 높은 공익성과 안전성이 요구되는 계통의 주요기기로서 경년 열화의 속도가 빠른 고가의 기기이다. 이 중에서 터빈의 냉각 날개는 정기검사 시에 빼내서 계속 사용 또는 보수여부가 결정된다. 날개 손상의 직접적인 현상은 휨(Creep), 피로, 산화, 부식 및 단열코팅의 퇴색 등이며, 이들 모두가 고온 운전으로 인한 열응력이 그 원인이다.

건전성 평가에서 실물이 대상이 되기 때문에 설계시의 CAD(Computer Aided Design)은 별로 도움이 되지 못한다. 이를 위한 사전 작업으로 실제 날개의 구조적인 특성을 컴퓨터에 입력하고, 디지털 분야에서는 X선 CT에 의한 단층촬영, CCM(Coordinate Measuring Machine, 좌표계측기)등을 사용하여 디지털 모델을 구축한다<sup>9,14)</sup>.

Fig. 14는 점성 모델을 사용한 가스터빈 날개의 열전달율을 수치해석과 실험 결과를 나타내고 있다. 전연 0°위치에서 열전달 계수가 아주 증가하는 것을 볼 수 있다. 그러나 수치해석 결과와 실험 결과는 다소 차이가 나고 있다.

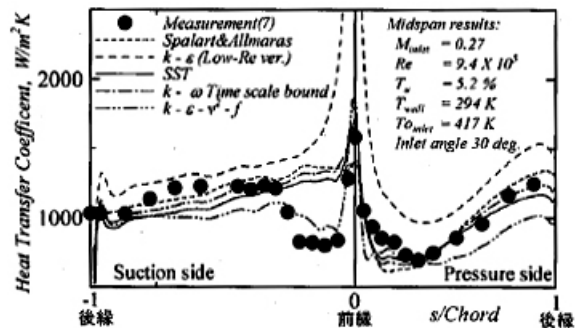


Fig. 14. showing the heat transfer results of CFD at the turbine blade.

4. 결론

가스터빈엔진의 특성으로써 열효율은 터빈입구온도 상승과 더불어 향상되므로, 이 분야에

대하여 이론과 실험적으로 연구되어왔다. 중요한 연구 결과와 최근의 것을 검토하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

- (1) 유한요소법을 이용한 수치해석에서, 초창기는 원형의 냉각공이 수직으로 회전할 때 유체유동과 열전달 관계를 연구하였다.
- (2) 냉각공은 3차원 유동에서 180° 리턴 관에서 계산했지만, 모서리만은 원활하게 처리되지 못하였다. 그러나 터빈의 날개가 회전할 때, 냉각공 내의 유동은 회전하면서 진행되는 형태를 수치해석에서 볼 수 있었다.
- (3) 근래, 수치해석에서 Reynolds 수의  $\kappa$ - $\epsilon$  모델과  $\kappa$ - $\omega$  모델이 사용되었지만, 2방정식 모델의  $\kappa$ (난류운동에너지) 수소방정식 중에 생성하는 Pk가 과대평가되어, Kato-Launder의 수정법, 시간 scale limiter의 도입 그리고 v2-f 법의 이용법을 사용하여 anomaly 문제를 피하였다.
- (4) 초기의 터빈 날개의 열전달에 관한 실험은 원관과 사각 관이 회전할 때 벽면온도와 질량유량을 측정하여 열전달 효과를 계산하였다.
- (5) 필름 냉각에 관계되는 연구로는, 최근에는 필름 냉각공 형상의 최적화, 비정상류, 동익선단, 단벽부 등 여러 분야에 대해서 연구되고 있다. 회전 동익에서 냉각공기의 거동을 암모니아/오자리트 법으로 조사하였다. 냉각공에 CO2를 추적자(Tracer)로 혼입하여, 필름 냉각공 하류에 있어서 탄산가스 농도를 측정하여 냉각효율을 측정하고 있다.
- (6) 가스터빈 날개의 외면 열전달에 관한 전체 연구를 보면, 고온인 환경에서 내구성향상과 수명평가의 고도화를 위해 실제적인 흐름장이나 형상·형태에서의 열전달의 실험적, 수치 해석적 평가가 진행되고 있다.

## 후 기

본 논문 자료는 교육과학기술부의 기금사업으로 한국과학기술정보연구원 고경력 과학기술인을 활용한 기술정보분석사업으로 그 성과를 발표합니다.

## 참 고 문 헌

- 1) Jian Yuan Xia, *Univ. of Wales, Msc. Thesis*, (1987)
- 2) Rance, J. M., *Univ. of Wales, Ph. D. Thesis*, (1989)
- 3) Howard D., *Univ. of Wales, Ph.D Thesis*, (1988)
- 4) 船崎 健一, *日本ガスタビン學會誌*, **32**, **4**, 32, (2004)
- 5) Al Merri, *Univ. of Wales, Ph.D Thesis*, (1990)
- 6) R-Abadi K. F., *Univ. of Wales, Ph.D Thesis*, (1993)
- 7) 武石 賢一郎, *日本ガスタービン學會誌*, **35**, **3**, 156, (2007)
- 8) 武石 賢一郎, *日本ガスタービン學會誌*, **35**, **3**, 147, (2007)
- 9) 高橋 俊彦, 武石 賢一郎, *日本ガスタービン學會誌*, **35**, **3**, 188, (2007)
- 10) 塚越 敬三, 渡邊 康司, 羽田 哲, *日本ガスタービン學會誌*, **35**, **3**, 141, (2007)
- 11) 장태현, “가스 터빈의 필름 냉각 기술의 발전”, *한국과학기술 정보연구원 모니터링 분석* (2007)
- 12) 차성기, “가스터빈의 냉각문제에 대한 CFD 해석”, *한국과학기술 정보연구원, 모니터링 분석* (2007)
- 13) 문석형, “가스터빈 외면 열전달률에 관한 최신 연구동향”, *한국과학기술정보연구원, 모니터링 분석* (2007)
- 14) 이영환, “온도해석에 의한 발전용 가스터빈 냉각날개의 건전성 평가”, *한국과학기술 정보연구원, 모니터링 분석* (2007)
- 15) 차원민, “고습분공기 고효율 가스터빈의 연구 개발”, *한국과학기술 정보연구원, 모니터링 분석* (2007)
- 16) 문석형, “최신 산업용 가스터빈의 냉각기술”, *한국과학기술 정보연구원, 모니터링 분석* (2007)
- 17) 차성기, “고온 가스터빈 부품 소재 개발”, *한국과학기술 정보연구원, 모니터링 분석* (2006)

(2008년 2월 5일 접수, 2008년 5월 23일 채택)