

◎ 논문

고온부 냉각을 위한 스월챔버내의 유동 및 열전달 해석

이 강 엽¹, 김 형 모², 한 영 민², 이 수 용²Analysis of Flow and Heat Transfer in Swirl Chamber
for Cooling in Hot Section

K. Y. Lee, H. M. Kim, Y M. Han, S. Y. Lee

Most of modern aerospace gas turbines must be operated at a gas temperature which is several hundreds of degrees higher than the melting temperatures of the materials used in their construction. Complicated cooling schemes need to be employed in the combustor walls and in the high pressure turbine stages. Internal passages are cast or machined into the hot sections of aero-gas turbine engines and air from the compressor is used for cooling. In many cases, the cooling system is engineered to utilize jets of high velocity air, which impinge on the internal surfaces of the components. They are categorized as 'Impinging Cooling Method' and 'Vortex Cooling Method'. Specially, research of new cooling system(Vortex Cooling Method) that overcomes inefficiency of film cooling and limitation of space. The focus of new cooling system that improves greatly cooling efficiency using less amount of cooling air on surface heat transfer elevation. Therefore, in this study, a numerical analysis has been performed for characteristics of flow and heat transfer in the swirl chamber and compared with the flow measurements by LDV. Especially, for understanding high heat transfer efficiency in the vicinity of wall, we considered flow structure, vortex mechanism and heat transfer characteristics with variation of the Reynolds number.

Key Words: 와류냉각법(Vortex Cooling Method), 제트충돌법(Impinging Cooling Method), 스월(Swirl), 너셀수(Nusselt Number)

1. 서 론

항공기용 가스 터빈 엔진에서 연소기 벽면 및 터빈 등의 고온부는 엔진의 전체 수명을 좌우하는 매우 중요한 부분이다. 이러한 관계로 이 고온부의 수명이 엔진의 수명이란 점과 이곳이 고온의 기체에 의해 손상이 되는 경우 치명적인 엔진 파손과 사고가 일어난다는 점에서 세계 유수의 항공기 엔진 제작 회사들은 이 고온부 냉

각에 대한 연구에 매우 많은 투자를 기울이고 있다. 또한, 이러한 고온부에 대한 효율적인 냉각방법은 냉각에 사용되어지는 공기의 양을 줄어 줌으로써 작동 유체의 사용효율을 증가시켜 추가적인 엔진의 전체 효율 증가에 따른 연료절감 및 엔진의 무게 감소에 따른 비용절감을 기대할 수 있다. 최근의 항공기용 가스 터빈 엔진의 경우 효율증가를 위해 공기의 압축비를 높이는 관계로 거의 예외 없이 작동 최대온도가 연소기 라이너나 터빈 재질의 용점보다 수백도가 높다. 따라서 압축기에서 나온 비교적 저온의 유체를 이용한 냉각이 요구되며 고속의 제트 유

* 2002년 6월 26일 접수

*1 정회원, 한국항공우주연구원 추진성능시험그룹

*2 한국항공우주연구원 추진성능시험그룹

동 및 벽면으로 흐르는 유동장해석에 의한 설계 방법들이 연구되고 있다. 그러나, 이러한 유동은 매우 복잡한 3차원 유동의 구조를 갖고 있기 때문에 유동에 대한 물리적 해석과 열전달의 특성에 대한 이해가 매우 어렵다. 이러한 이유로 엔진 회사들은 경험적인 결과에 의존하여 엔진 설계를 하고 있다. 그리고 가스 터빈 엔진 고온부의 효과적인 공기 냉각 시스템으로 부품의 수명을 늘이고 동력과 효율을 증가시키는 것이지만, 실제 응용에서 공간적인 제약과 열부하로 인해 냉각 시스템을 적용하는데 매우 어려움이 크다. 라이너 및 터빈 블레이드의 효과적인 설계를 위해서 최근에 고속의 제트 유동과 벽면으로 흐르는 유동을 사용하여 설계하는 방법들이 연구되고 있으며 냉각공기를 사용하는 방법에 따라 제트충돌냉각법(Impinging Cooling Method)[1]~[5]과 와류냉각법(Vortex Cooling Method)[6]~[10]으로 구분된다. 특히, 공간적인 냉각 제한과 막냉각(film cooling)의 비효율성을 극복하는 새로운 냉각 시스템의 연구가 진행되고 있다. 적은 양의 냉각 공기를 사용함으로써 냉각 효율을 크게 향상시킨 새로운 냉각 시스템은 표면 열전달 향상에 그 초점이 맞춰져 있다. 내부 냉각 경로를 통하여 냉각공기가 유입됨으로써 와류의 성장을 촉진하고 이것은 공간적으로 평균된 것의 몇 배수의 Nusselt 수를 생성시킨다. 이러한 고온부에 대한 효율적인 냉각방법은 냉각에 사용되어지는 공기의 양을 줄여 줌으로써 작동 유체의 사용효율을 증가시켜 추가적인 엔진의 전체 효율 증가를 가져와 연료절감 및 엔진의 무게 감소에 따른 비용절감을 가져올 수 있다.

본 논문에서는 위의 와류형 냉각 시스템에 사용되는 유동 및 열에 대한 명확한 이해와 그에 따른 응용성 확대를 목적으로 효율적인 냉각을 위한 기하학적 형상을 도출하고 있다. 이를 위해 3차원 유동 해석 및 에너지해석을 수행하였으며 같은 형상에 대한 LDV측정 데이터와 비교하였다. 특히, 스윙유동의 구조와 와류생성 매커니즘, 그리고 레이놀즈수 변화에 따른 유동구조 및 열전달특성에 대해 고찰하였다.

본 연구에서 해석코드는 FLUENT를 사용하였으며 3차원 유동장에 대하여 에너지방정식을 추가하여 유동장 및 벽면과 챔버내의 온도장을 해석하였다.

2.1 지배방정식 및 난류모델[11,12]

본 연구는 비압축성 유체를 대상으로 하기 때문에 질량 및 운동량방정식과 Navier-Stokes 방정식은 다음과 같다.

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

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(u_j u_i) \\ = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \end{aligned} \quad (2)$$

또한, 난류를 풀기 위해서 Navier-Stokes 방정식을 속도와 압력을 시간 평균값으로 취한 Reynolds-averaged Navier-Stokes 방정식을 이용했고 그 식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \frac{Du_i}{Dt} = & -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x_i} \\ & + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_l}{\partial x_l} \right) \right] \\ & + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \overline{u'_i u'_j}) \end{aligned} \quad (3)$$

식(3)에서 $\overline{\rho u'_i u'_j}$ 는 난류에 의해 발생하는 Reynolds 응력항으로 이항은 3차원인 경우 9개의 응력항이 생기는데 대칭인 성질을 고려하면 총 6개의 응력항이 생긴다. 이러한 Reynolds 응력항을 풀기 위해서 Boussinesq가 제안한 난류 와점성계수(turbulent eddy viscosity)를 도입하면 Reynolds응력은 식(4)로서 Reynolds응력이 평균속도의 변형율에 비례한다고 가정할 수 있다.

$$\begin{aligned} -\overline{\rho u'_i u'_j} = & \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \\ & - \frac{2}{3} \left(\rho k + \mu_t \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \right) \delta_{ij} \end{aligned} \quad (4)$$

2. 수치해석 방법

따라서, 난류모델은 표준 $k-\epsilon$ 모델과 RNG $k-\epsilon$ 모델을 사용하여 계산을 수행하였다. 난류의 전달은 레이놀즈수에 따라 달라지고 RNG $k-\epsilon$ 모델은 낮은 레이놀즈수 유동이나 벽 근처의 유동현상을 표준 $k-\epsilon$ 보다 더 잘 예측한다. 높은 레이놀즈수에서 두 모델 모두 와점성계수 (eddy viscosity)는 식(5)와 같다.

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon} \quad (5)$$

난류모델의 선정은 실제현상에 대한 재현성과 계산과정의 수렴성을 고려하였으며 난류모델에 대한 자세한 비교는 참고문헌[11~13]에 기술되어 있다.

2.2 이산화 방법

Table. 1 Discretization scheme

Variable	Scheme
Pressure	Standard
Momentum	Second Order Upwind
Pressure-Velocity coupling	SIMPLE Algorithm
Turbulent Kinetic Energy	Second Order Upwind
Turbulent Dissipation Rate	Second Order Upwind
Energy	First Order Upwind

2.3 경계조건

2개의 입구영역과 1개의 출구영역으로 구성된 swirl chamber의 공기유동 및 열전달 특성을 파악하기 위하여 2개의 입구영역은 속도경계조건, 1개의 출구영역은 압력경계조건을 주었으며 경계조건 결정시 사용된 레이놀즈수는 입구의 수력학적인 직경을 기준으로 하였다.

- (1) Inlet 1 : Velocity inlet
- (2) Inlet 2 : Velocity inlet
- (3) Outlet : Pressure outlet
- (4) Wall : Steel (600 K)
- (5) Fluid : Air (300 K)

Table. 2 Calculation condition

	Inlet		Wall	
	Reynolds number	Velocity [m/s]	Temp. [K]	Temp. [K]
Case I	20,000	21.3	600	300
Case II	15,000	28.1	600	300
Case III	10,000	36.6	600	300

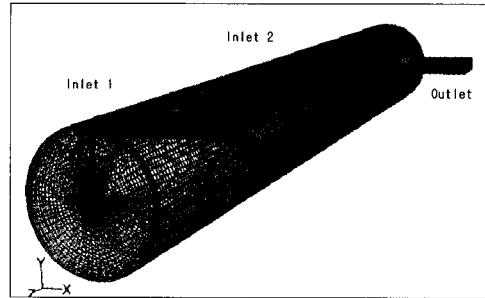


Fig. 1 Cylindrical grid of swirl chamber

2.4 계산조건

2개의 입구영역에 대하여 동일한 경계조건을 주었으며 레이놀즈수에 변화를 주어 세가지 경우에 대하여 계산을 수행하였으며 벽온도는 600K, 공기입구온도 300K로 계산되었다. 그리고 공기유동과 벽면과의 열전달에 의해 공기의 온도가 상승하고 그에 따라 공기의 비열과 점성 그리고 열전도도가 변화하므로 300~700K에 대해 50K 간격으로 온도에 따른 공기의 성질을 계산조건에 보완하였다.

3. 격자 생성

격자구성은 스윙유동을 보다 명확히 해석할 수 있도록 원통형 격자를 형성하였으며 유동이 유입하는 두 개의 입구영역과 한 개의 출구영역은 사각형격자를 형성하고 완전발달된 유동유입을 위해 충분히 긴 유로를 모델링하였다. 초기의 격자생성은 스윙모멘텀에 의한 주유동이 벽면주위에 발생할 것이라 예측하여 원통형 외곽의 벽면주위에 격자를 집중하였으나 중심축 주위의 역류와 그로 인한 축주위의 와류를 계산해 내지 못하여 중심축 주위에도 충분한 격자를 생성하였다.

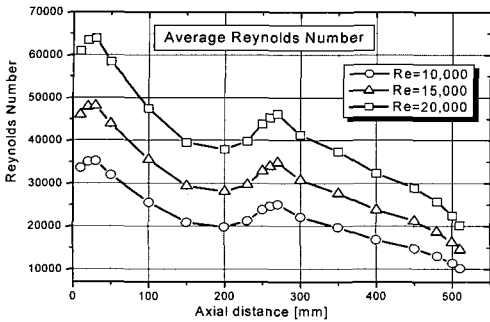


Fig. 2 챔버단면의 평균레이놀즈수

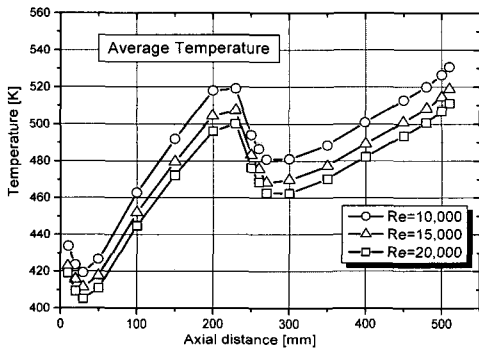
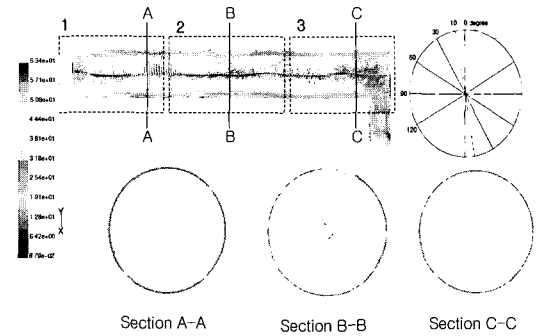


Fig. 3 챔버단면의 평균공기온도

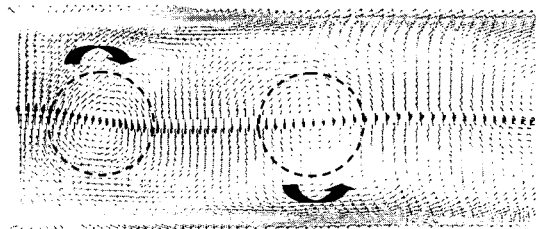
4. 계산결과 및 고찰

저온의 공기가 2개의 입구영역에 원형챔버의 외곽 접선방향으로 유입되어 강한 스윙모멘텀을 가지고 벽면을 따라 출구방향으로 흐른다. 접선방향의 운동량을 가진 1차 유입공기는 벽면을 따라 회전하다가 1차 유입공기와 충돌하여 강한 와류가 발생되고 이 와류는 하류로 흐르면서 또 다른 와류를 유발시킨다. 또한, 하류로 갈수록 감소하는 스윙유동은 2차유입에 의해 2차입구영역 전단에서 충돌하여 와류를 생성함과 동시에 더 강화되고 지속적인 와류 전이는 출구단까지 이어진다. 와류와 함께 챔버중심에서는 역류가 발생되고 스윙중심축은 벽면방향으로 이동하면서 벽면에서의 난류는 유입공기의 레이놀즈수에 비례하여 강화된다.

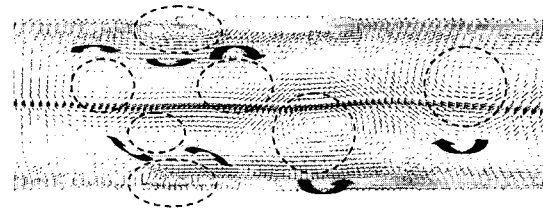
경계조건에 따라 변화하는 레이놀즈수 특성을 통해 유동의 강도와 특성을 예측하여 운동량의 변화와 벽면에서의 유동과 열전달 특성을 파악



1



2



3

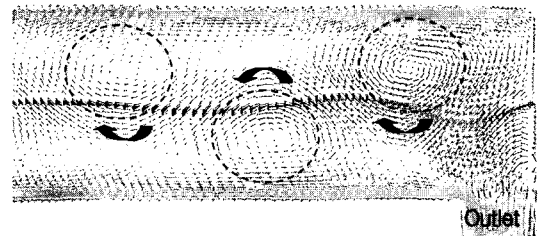
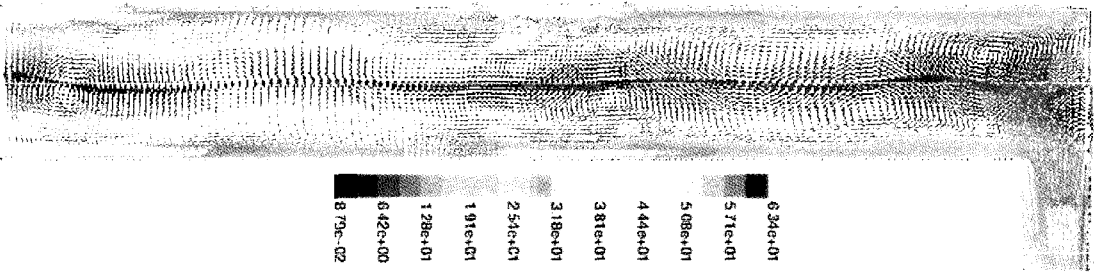
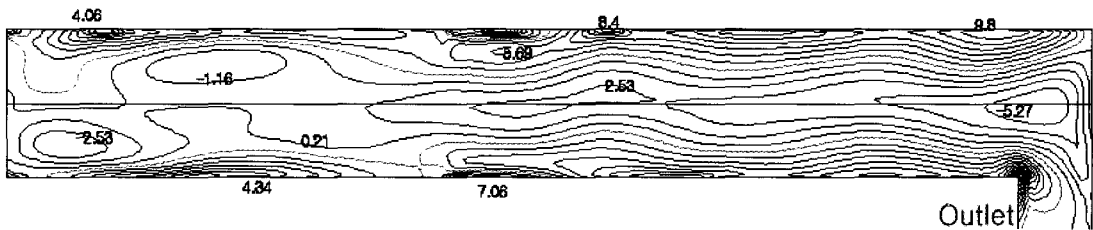


Fig. 4 단면에서의 속도벡터 Case I (Re=20,000)

할 수 있으며 챔버 단면에서의 평균 레이놀즈수를 Fig. 2에 나타내었다. 벽면과의 열전달에 의해 Fig. 3과 같이 축방향에 따른 온도변화가 발생하고 있음을 알 수 있다. 속도와 온도가 반비례함을 보여주고 있지만, 여기의 평균온도가 벽면에서의 열유속, 즉 열전달특성을 반영하는 것은 아니고 단지, 와류생성에 의한 고온공기의 재순환과 잔류시간의 영향이다.



(a) Velocity vector of 90° plane



(b) Axial velocity contour of 90° plane

Fig. 5 90° 평면에서의 속도장 (Case I, Re=20,000)

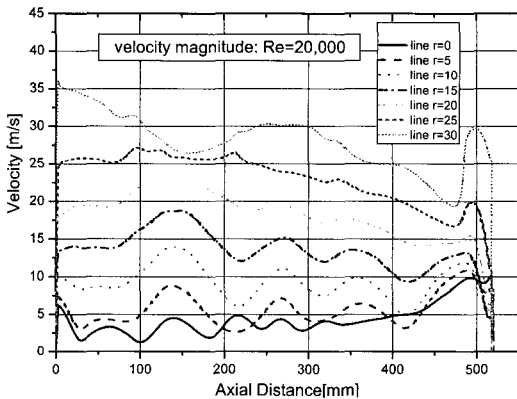


Fig. 6 Velocity magnitude at 90° plane

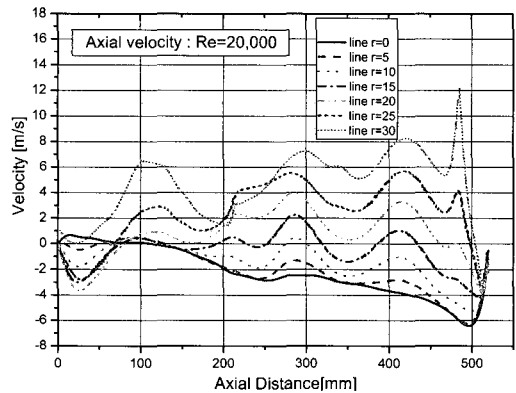


Fig. 7 Axial velocity at 90° plane

4.1 유동장의 구조

스윙챔버내의 복잡한 3차원유동구조에 대한 빠른 이해를 위해 Fig. 4, 5에서와 같이 2차원 평면구조로 살펴보았다.

Fig. 4, 5는 Case I (Re=20,000)에 대한 속도장 및 와류의 생성위치를 보여주고 있다. 벽면을 따라 회전하며 하류로 흐르는 유동은 일정한 위치에서 와류를 생성하고 있으며 Section A-A, Section B-B, Section C-C와 같이 와류에 의해 스윙유동의 중심축은 벽면으로 이동되고 있다. 또한, 챔버내의 중심부근은 역류(Reverse flow)

가 생성됨을 확인할 수 있다. Fig. 7에서와 같이 축방향 속도는 중심부근에서 “-”값을 보여주고 있다. 특히, 이 결과는 Case II, Case III에서도 같은 형태의 유동장을 나타내며 단지, 레이놀즈 수 감소에 따른 와류강도의 감소만이 확인된다. 또한, 와류생성의 위치와 그에 따른 속도의 크기 변화는 Fig. 6에서 확인할 수 있다. 결국, 이러한 많은 와류의 생성은 벽면에서의 난류를 강화시키고 벽면에서의 열전달 특성을 증가시킨다.



Fig. 8 Turbulent intensity at 90° plane (Case I, Re=20,000)

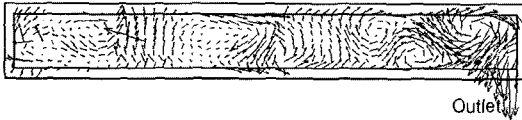
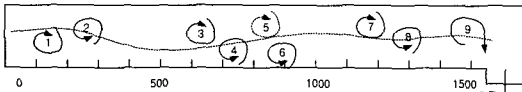
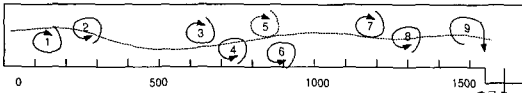


Fig. 9 Velocity vector field (CASE I)



(a) LDV measurement



(b) CFD analysis

Fig. 10 와류의 생성위치 및 방향

Fig. 8은 스웰챔버의 90° 평면에 대한 난류강도를 나타내고 있다. 축중앙보다는 벽면으로 갈수록 난류강도가 증가하고 특히, 2차 입구영역에서의 유동충돌로 인해 강한 와류와 큰 난류강도를 나타내고 있다.

4.2 LDV 측정과의 비교

Fig. 9는 LDV로 측정된 속도벡터를 보여주고 있다. 실험에서 확인된 와류의 위치 및 그 방향성은 계산결과와 일치함을 확인하였고 그 도식은 Fig. 10과 같다.

4.3 에너지계산 결과

Fig. 3에서와 같이 내부공기는 벽면과의 열전달에 의해 하류로 갈수록 온도가 상승하고 있으며 특히, 앞에서 언급한바와 같이 출구에서의 평균온도는 입구조건인 레이놀즈수가 낮은 경우가 더 높다. 하지만, Fig. 11에서와 같이 벽면에서의 평균 Nusselt수는 입구조건인 레이놀즈수가 큰 경우가 크다. Fig. 14는 벽면의 축방향으로 측정된 국부적인 Nusselt수로서 입구조건

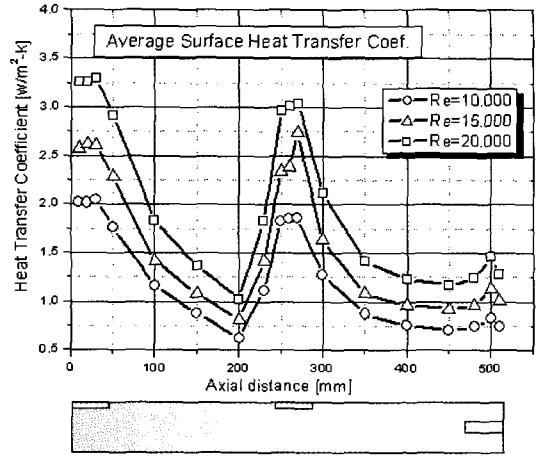


Fig. 11 Comparison of average Surface Nusselt Number

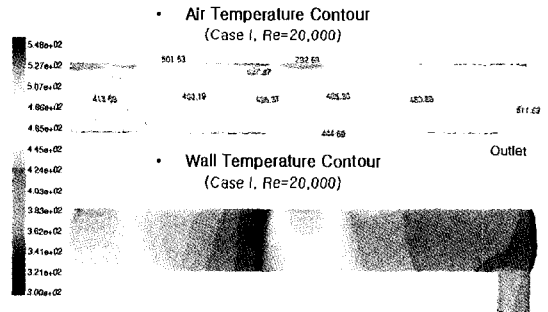


Fig. 12 Temperature contour at 90° plane (Case I, Re=20,000)

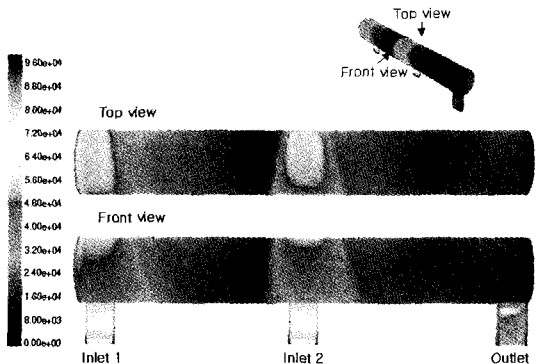


Fig. 13 Heat flux contour (Case I, Re=20,000)

레이놀즈수가 큰 경우가 더 큼을 확인할 수 있다. 즉, 벽면에서의 열전달은 입구조건인 레이놀즈수가 높은 경우가 더 활발하고 그에 따라 온도분포도 더 높게 나타난다. 그리고 유동장에

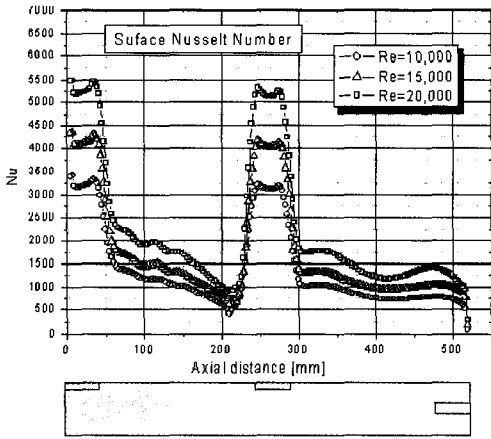


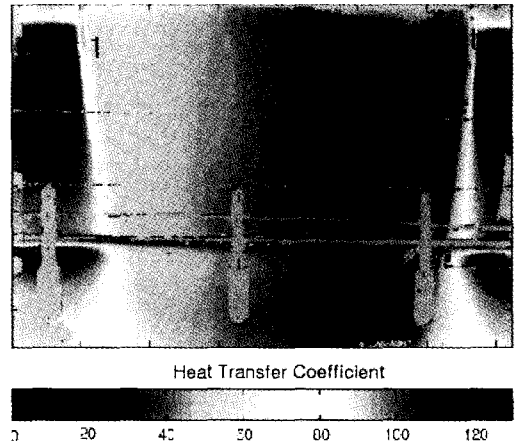
Fig. 14 Comparison of surface Nusselt Number at 90 degree wall

의한 내부의 온도분포는 Fig. 12와 같고 Fig. 13은 벽면에서의 열유속을 나타내고 있다. Fig. 15는 영국의 Oxford대학에서 액정(Liquid crystal)을 이용하여 측정된 열전달계수와 비교이다. 1차입구와 2차입구의 사이의 벽면데이터로 계산결과와 잘 일치하고 있다. Oxford에서는 액정챔버(Liquid crystal chamber)를 제작하여 벽면에서의 열전달을 촬영하였으며 얻어진 실측치를 확장처리하여 열전달계수를 구하였다. 입구조건은 본 계산과 유사한 $Re = 20,000$ 부근이다. 현재, 실험이 계속 수행되고 있으며 추후, 본 계산결과와 정량적인 비교가 수행될 것이다.

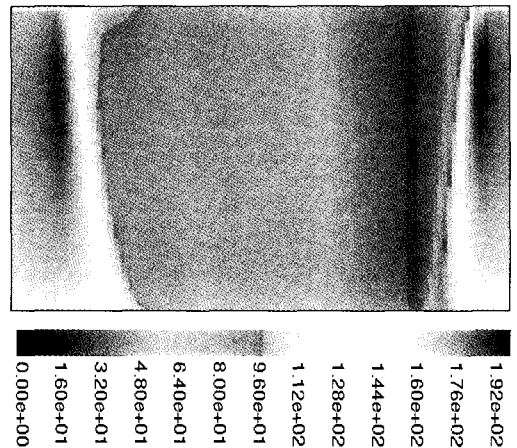
5. 결 론

본 연구는 항공기용 가스터빈의 고온부에 사용하는 첨단/핵심적인 냉각기술(vortex cooling)에 대한 연구로, 냉각에 사용되어지는 공기의 경우 매우 복잡한 유동 및 열전달 특성을 갖기 때문에 효율적인 설계를 위해서는 명확한 이해가 있어야 한다. 이러한 이유에서 실제 적용성에 맞춰 단순한 swirl chamber를 모델링하여 유동 및 열전달특성 규명을 위한 수치해석을 수행하였다.

1) Swirl chamber에서의 고온부 냉각과정을 실제상황에 가깝게 모사하였고 챔버내에서의 축방향 모멘텀의 벽면충돌과 역류, 와류생성과 진이, 그에 따른 스윙중심축의 이동 및 벽면에서



(a) Result that used Liquid crystal chamber



(b) Result of CFD

Fig. 15 Local heat transfer coefficient between 1st and 2nd inlet

의 난류강도 증가를 확인하였다.

2) Chamber내 유동장의 수치해석 결과는 실험결과와 상당히 일치하였으며 복잡한 3차원 나선형태의 와류가 chamber의 중심축을 따라 진행되고 있는 구조로 판단되었다.

3) 계산에 사용된 레이놀즈수 범위에서 유량의 증가에 대하여 와류의 위치 및 방향성은 변화가 없고 와류의 강도만 증가하였다.

4) 벽면, 즉 경계층내에서의 열전달 특성은 와류에 의하여 강화되고 레이놀즈수가 클수록 벽면에서의 열전달 특성은 더 높음을 확인하였다.

5) 추후, 액정(Liquid crystal)을 이용한 열전달 데이터와 좀더 정량적인 비교 분석이 이루어질 것이다.

참고문헌

- [1] Gardon, R. and Akfirate, J., "Heat Transfer Characteristics of Impinging Two-Dimensional Air Jet," ASME J. of Heat Transfer, (1966), pp.101~108.
- [2] Giralt, F. and Chia, C.J., "Characterization of the Impingement Region in Axisymmetry Turbulent Jet," Ind. Eng. Chem. Fundam., Vol.16, (1977), pp.21~28.
- [3] Amano, R.S. and Brandt, H., "Numerical Study of Turbulent Axisymmetric Jets Impinging on a Plate and flowing into Axisymmetric cavity," ASME J. of Fluid Engineering, Vol.106, (1984), pp.410~417.
- [4] Tabakoff, W. and Clewenger, W., "Gas Turbine Blade Heat Transfer Augmentation by Impingement of Air Jets Having Various Configurations," ASME J. of Engineering for Power, (1972), pp.51~60.
- [5] Gau, C. and Chung, C.M., "Surface Curvature Effect on Slot-Air-Jet Impingement Cooling Flow and Heat Transfer Process," ASME J. of Heat Transfer, Vol.113, (1991), pp.858~864.
- [6] Bunker, R.S. and Metzger, D.E., "Local Heat Transfer in Internally Cooled Turbine AirFoil Leading Edge Region: Part I-Impingement Cooling without Film Cooling Extraction," ASME J. of Turbomachinery, Vol.112, (1990), pp.451~458.
- [7] Qian, C., and Flannery, K., "Innovative Vortex Cooling Concept and Its Application to Turbine Airfoil Trailing Edge Cooling Desig," AIAA, (1997).
- [8] Ogawa, A., Vortex Flow, CRC Press, (1993).
- [9] Kerrebrok, J.L. and Meghreblian, R.V., "Vortex Containment for the Gaseous Fission Rocket," J.Aerospace Sci., Vol.28, (1961), pp.710.
- [10] Lagani, P.M., "Flow Visualization of Deau Vortices in a Curled Channel with 40 to 1 Aspect Ratio," J. Physics of Fluids, Vol.31, (1988), pp.3605~3612.
- [11] "Fluent 5 User's Guide," Vol.1, Vol.2, Fluent Inc., (1998).
- [12] D. Choudhury, "Introduction to the Renormalization Group Method and Turbulence Modeling," Fluent Inc. Technical Memorandum TM-107, (1993).
- [13] J.E. Baradina, P.G. Huang, and T.J. Coakley, "Turbulence Modeling Validation, Testing, and Development," NASA Technical Memorandum 110446, (1997).