

# 파이로 시동기의 고온 가스에 의한 터빈 블레이드의 표면 가스온도 발달과정 해석

이인철\* · 김진홍\* · 구자예\* · 이상도\*\* · 김귀순\*\* · 문인상\*\*\* · 이수용\*\*\*

## Surface Gas Temperature of Turbine Blade by Hot Gas Stream of Pyro Starter in Operation Condition

In Chul Lee\* · Jin Hong Kim\* · Ja Ye Koo\* · Sang Do Lee\*\* · Kui Soon Kim\*\*  
In sang Moon\*\*\* · Soo Yong Lee\*\*\*

### ABSTRACT

The high pressure turbopump carries out supplying the oxidizer in the liquid propulsion rocket in the combustion chamber. Because an LRE requires a very short starting time, the turbine at the turbopump experiences high torque that was produced by the high pressure and the high temperature. The purpose of this study is to evaluate a turbine blade surface temperature profiles at initial starting 0 ~ 0.5 sec. Using Fine<sup>™</sup>/turbo, three dimensional Baldwin-Lomax turbulence models are used for numerically analysis. The turbine is composed of 108 blades total, but only 7 rotors were considered because of periodic symmetry effect. Because of interaction with a bow shock on the suction surface, the boundary layer separates from suction surface at inner area of turbine blade. The averaged temperature of the turbine blade tip at 1000 rpm is higher than that of 9000 rpm. Especially at 1000 ~ 9000 rpm, temperatures increases on the hub side of the turbine blade tip. Moreover at 9000 rpm, the temperatures from the hub to the shroud of the blade tip increase as well.

Key Words : Pyrostarter(파이로 시동기), Turbopump(터보펌프), Forzen rotor (프로즌로터)

### 1. 서 론

터보펌프는 진동, 제어, 폭발 등에 대비한 고도의 기술을 필요로 하기 때문에 개발상의 난제가 있으나 액체로켓엔진의 경량화 및 구조비를

적게 할 수 있는 장점을 지닌다. 액체로켓엔진의 핵심 구성품인 터보펌프는 가스 발생기에서 생성된 고온·고압의 연소가스를 사용하여 터빈을 고속 회전시키고 임펠러에 의해 추진제로 에너지를 전달한다<sup>(1)</sup>. 파이로 시동기를 사용하는 경우 점화가 일어난 이후 노즐 출구에서 나오는 고온·고압의 연소가스로 인하여 터빈은 큰 토크를 받게 되며 이후 정상상태에 들어서서 가스발생기로 운행되는 과정에서도 터빈은 계속하여 큰 토크를 받게 된다. 터빈에서는 요구되는 동력

\* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

\*\* 부산대학교 항공우주공학과

\*\*\* 항공우주연구원

연락처, E-mail: leeincc@kau.ac.kr

TEL : (02)300-0116

에 따라 터빈을 구동시키기 위한 공급 가스의 유량, 압력 등의 주요 인자가 결정되지만, 가스의 온도가 너무 높으면 블레이드를 손상시킬 우려가 있기 때문에 가스의 온도는 터빈의 재질에 따라서 제한받게 된다. 부분 흡입형 충동형 터빈은 충격파와 후류를 동반하는 상대적인 흐름 때문에 내부에서 유동의 흐름이 매우 복잡하며 노즐과 터빈 사이의 공간으로 인해 비정상적인 흐름의 특성이 강하고 압력비와 회전각이 매우 커서 초음속 영역과 박리 영역이 공존하게 된다<sup>(2,3)</sup>.

본 연구에서는 파이로 시동기를 사용하여 터보펌프를 시동시켰을 때에 터빈 회전수 1000 ~ 9000 rpm에 따른 각각의 터빈 블레이드에 대한 표면 가스온도 분포 데이터를 획득하여 파이로 시동기를 이용한 터빈 블레이드의 초기 시동 특성 변화에 대해 분석하고자 한다.

## 2. 본 론

### 2.1 계산 조건

계산은 상용프로그램인 Fine<sup>™</sup>/Turbo로 수행하였다. 충동형 터빈은 1000 ~ 9000 rpm 으로 회전하고 108개의 로터 블레이드로 이루어져 있으며 노즐과 로터 사이의 간극은 3 mm 이다. 해석시에는 계산시간의 단축을 위해 7개의 로터를 사용하여 24° 간격으로 주기 조건을 주었다.

계산시에는 초기 연소가스에 대한 로터의 특성만을 고려하기 때문에 후방의 고정자(stator)에 대해서는 격자를 생성하지 않았다. 수치 해석시에 사용된 전압력(total pressure)의 범위는 초기 시동 시간에 따라 증가하는 압력으로서 3.8 ~ 7.3 MPa 이다. 또한 계산을 실행하기 위한 물성치 및 주변조건은  $\gamma=1.286$ ,  $M=20.48(\text{g/mole})$ ,  $R=406(\text{J/kg}\cdot\text{k})$ , 터빈입구온도=1423k, 질량유량=1.2(kg/sec)이다. 그리고 계산은 정상상태로 가정한 후 로터는 원심력과 코리올리 힘을 고려하여 회전 좌표계에서 계산을 수행하며, 정지부인 로터 출구 하류 부분은 절대좌표계에서 계산을 수행하는 방법을 적용한 프로즌 로터(frozen

rotor)기법을 사용하였다<sup>(4)</sup>. 이 방법은 경계면에서 두 계산 영역이 피치 방향으로 같은 거리를 가져야하며, 계산 결과가 로터 날개와 정지부의 상대적 위치에 따라서 달라지는 단점이 있지만 경계면에서 물리량이 전달되므로 실제 현상과 유사한 모사가 가능한 장점이 있다.

### 2.2 계산 격자

계산을 수행하기 위해 로터 블록 사이의 경계면에서 격자점의 위치가 맞대응이 되도록 노즐이 갖는 피치 방향의 거리에 따라서 로터와 노즐 사이에 3 mm의 격자 블록을 삽입하였다. 계산에 사용된 격자는 7개의 충동형 블레이드와 노즐을 포함하여 약 197만개의 격자를 생성하였으며 연소 가스는 18°의 유동 각도로 로터에 유입된다.

## 3. 결과 및 고찰

파이로 시동기를 통해 부분 흡입되는 블레이드 상부의 공간에서는 비정상 특성이 강하며 박리 영역이 존재한다. 또한 노즐을 통해 유입되는 고온·고압의 연소가스로 인하여 터빈 블레이드는 표면에 열 집중을 받게 된다. 그림 1은 충동형 터빈 블레이드의 표면 가스온도 분포를 나타낸 3차원 형상이다. 블레이드 팁은 그림에서와 같이 맨 윗부분을 1번 팁이라 정의하며 7개의 블레이드로 정렬하여 주기조건을 주었다. 그림 2는 블레이드의 mid-span(50% span)에서 rpm 변화에 따른 온도를 나타낸 그래프이다. 1000 rpm부터 9000 rpm은 파이로 시동기의 압력증가와 rpm 증가에 따라서 계산을 하였다. 1000 rpm에서 블레이드의 표면 가스온도가 다른 회전수 조건의 온도 보다 높게 나타나는데 이는 블레이드가 1000 rpm의 상대적으로 느린 회전수로 회전하여 시동기에서 나온 연소가스로 부터 고온의 열을 많이 전달 받았기 때문이다. 6, 7번 블레이드의 표면 가스온도가 다른 블레이드에 비해서 높게 나타나는 이유는 그림 5에서와 같이 블레이드로 진입하려는 유동이 노즐에서 나

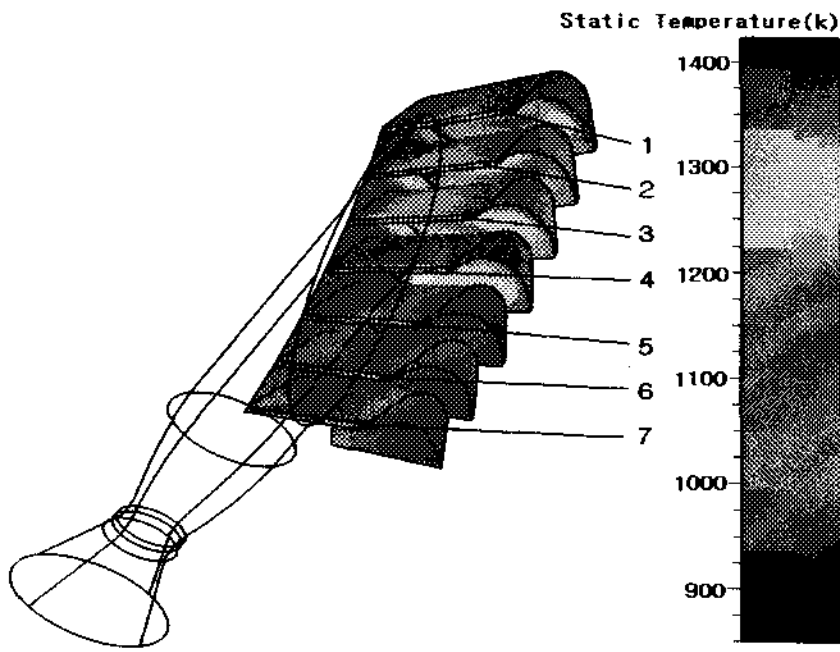


Fig. 1 3D-view of turbine blade and nozzle

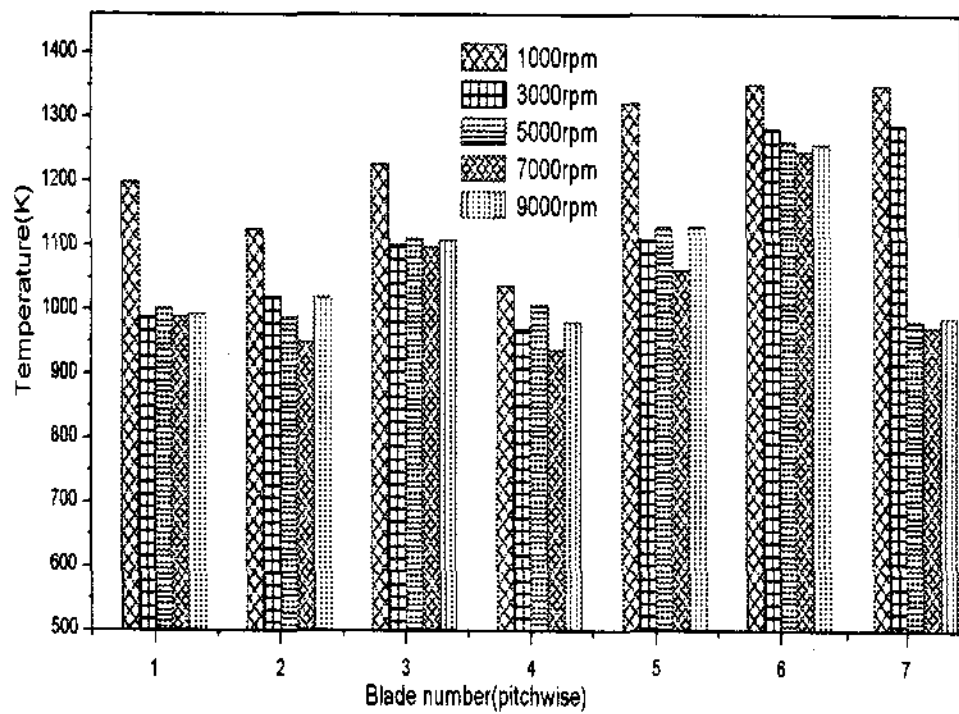


Fig. 2 Gas temperature at blade surface of various rpm range on center point of mid-span

온 경계층의 영향으로 차단되며 블레이드로 진입하는 상대적으로 느린 유속의 유동이 블레이드 주변의 열을 흡수한 후 출구로 진행하지 못하고 블레이드에 열을 집중적으로 전달하기 때문이다. RPM 변화에 따른 블레이드 팁에서의 온도 분포를 보았을 때 1000 rpm의 조건에서 5번, 6번, 7번 팁이 가장 높은 온도를 보이며 4번 블레이드 팁에서 낮은 표면 가스온도 분포를 보인다. 대체적으로 블레이드 번호와 rpm에 따른 경향성을 보았을 때 rpm이 증가함에 따라 블레이드의 표면의 가스온도가 하강하는 것을 알 수 있다. 7000 rpm의 전체적인 블레이드 팁에서의 표면 가스온도가 9000 rpm보다 낮아진 것을 그림 2에서 확인할 수 있는데 이는 주어진 로터의 회전수와 압력의 특성상 나타나는 현상으로 파악된다. 9000 rpm은 노즐에서의 압력이 완전히 발달된 상태로 진입하며 rpm이 빠르게 회전하기 때문에 그만큼 진입하는 온도에 대해서 블레

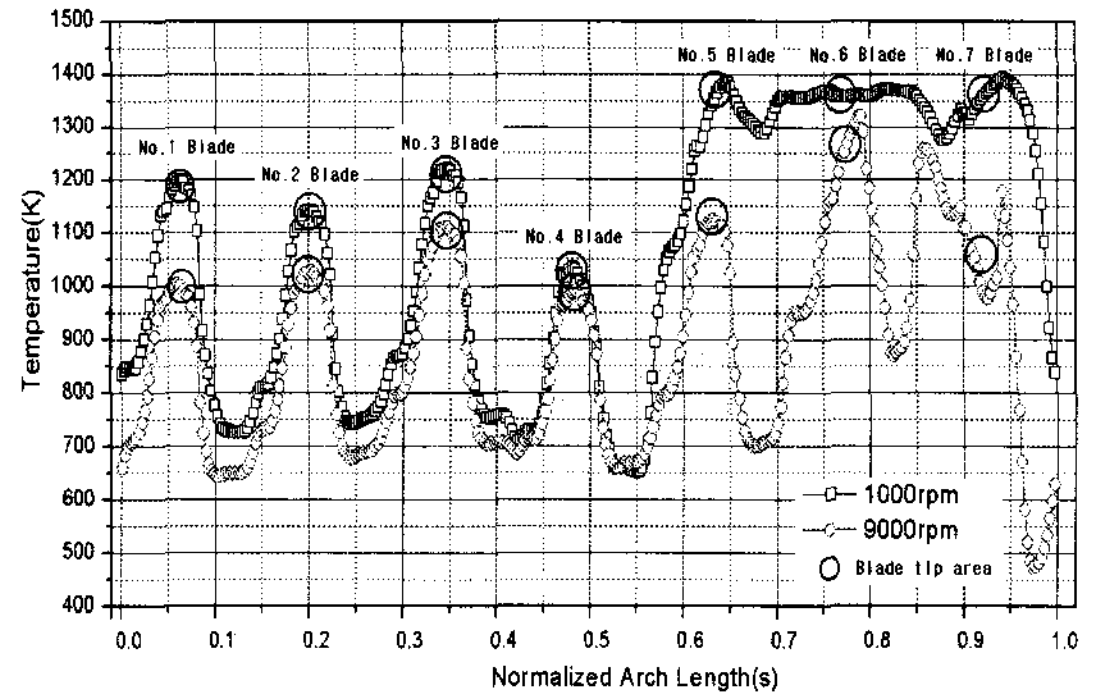


Fig. 3 Various gas temperature at each leading edge of rotor in pitch-wise direction at mid-span (1000 rpm, 9000 rpm)

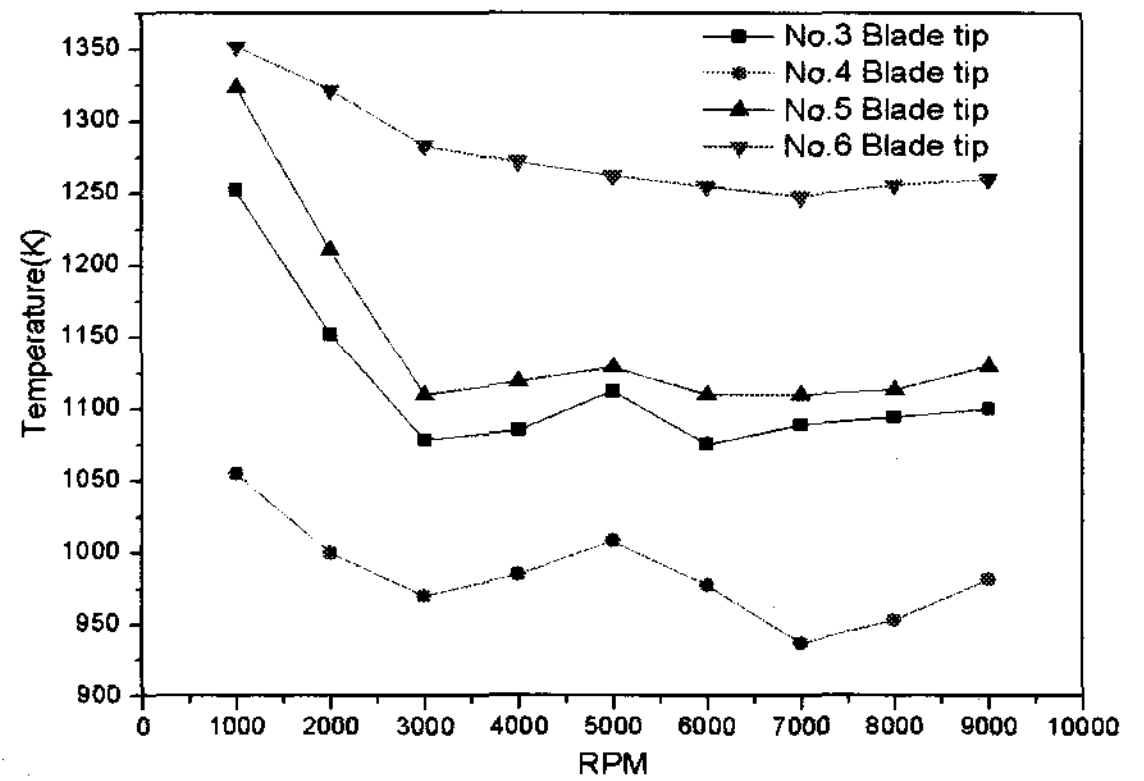


Fig. 4 Development of gas temperature at each leading edge of rotor with various rpm (3, 4, 5, 6 blade)

이드의 낮은 표면 가스온도 분포 특성을 보인다. 그리고 내부 유동의 특성상 전 rpm 영역에서 6번 블레이드 팁의 표면 가스온도가 가장 높으며 4번 블레이드 팁의 표면 가스온도가 가장 낮게 나타난다. 1번, 5번 블레이드 팁에서는 1000 rpm을 넘어서면서부터 온도가 급격히 낮아진다. 블레이드의 표면 가스온도가 가장 높은 6번 블레이드는 rpm이 증가해도 온도가 급격히 낮아지는 현상을 보이지 않는다. 하지만 6번 블레이드 앞, 뒤의 블레이드인 5, 7번 블레이드 각각 특정한 rpm 영역에서 온도가 급격히 하강하는 현상을 보인다. 그림 3은 1000 rpm과 9000 rpm에서 블레이드 중심의 표면가스 온도를 무차원

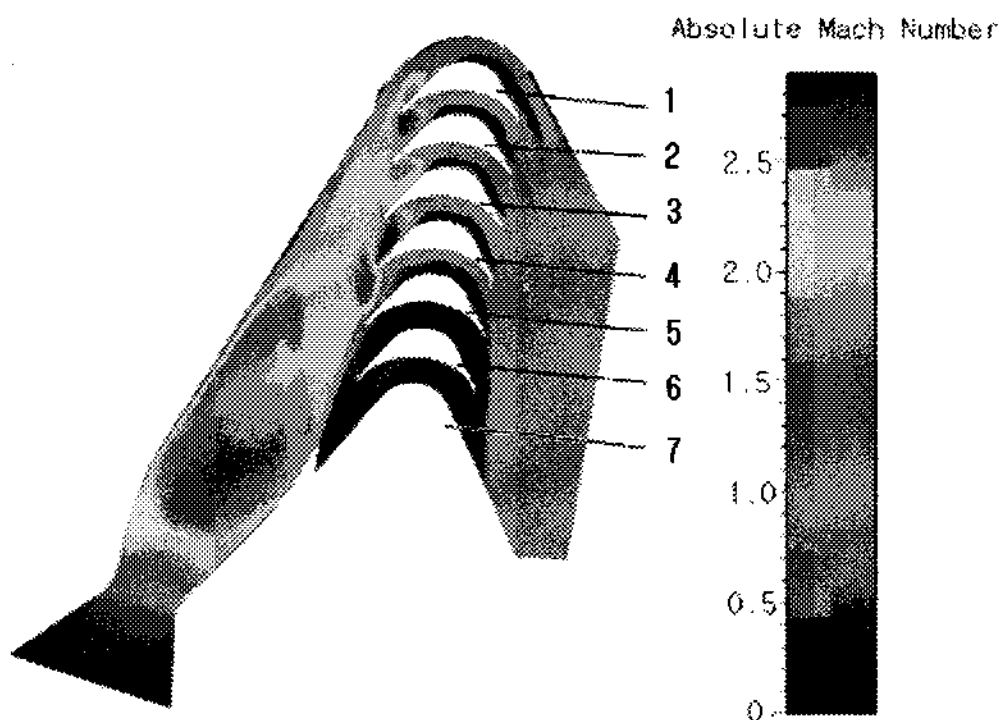


Fig. 5 Mach number contour of turbine blade and nozzle at 1000 rpm

화된 거리로 나타낸 것이다. 1000 rpm에서 블레이드 팁의 표면가스 온도가 높은 이유는 노즐 벽면에서 발생된 경계층의 영향이 로터 입구에서의 유동을 단절시키기 때문이며 블레이드 팁을 지나가는 유량이 중심부 보다는 적어 블레이드 팁이 그 주위의 유동으로 충분한 열전달을 하지 못하기 때문이다. 9000 rpm에서 블레이드 팁의 표면 가스온도가 하강하는 이유는 블레이드의 빠른 회전으로 인한 열전달 특성 때문이다. 그림 4는 입구 쪽 블레이드 팁 중심에서의 rpm 변화에 따른 온도발달 과정을 나타낸 그래프이다. 6번 블레이드의 표면 가스온도는 약 1350k로 가장 높게 나타나며 rpm이 증가하여도 표면 가스온도가 낮아지는 정도는 다른 블레이드에 비해서 덜하다. 전반적으로 블레이드 팁에서의 표면 가스온도는 4번 블레이드를 제외하고 rpm이 증가함에 따라서 낮아지는 경향성을 보이며 3번과 5번 블레이드 표면 가스온도가 3000 rpm 이상에서 가장 크게 감소하는 경향성을 보인다. 예외적으로 4번 블레이드에서 온도 발달에 대한 변화는 규칙적이지는 않지만 가장 낮은 온도 분포를 보인다. 이에 따라서 초기 시동시 블레이드의 손상을 막기 위해 3, 5, 6번 블레이드 팁의 재질 선정에 더욱 세심한 설계가 필요하다.

그림 5는 1000 rpm의 로터 블레이드 회전수에 대한 마하수 단면 분포이다. 초음속 충동형 터빈의 특성은 충격파의 발생에 따라 성능을 결정하

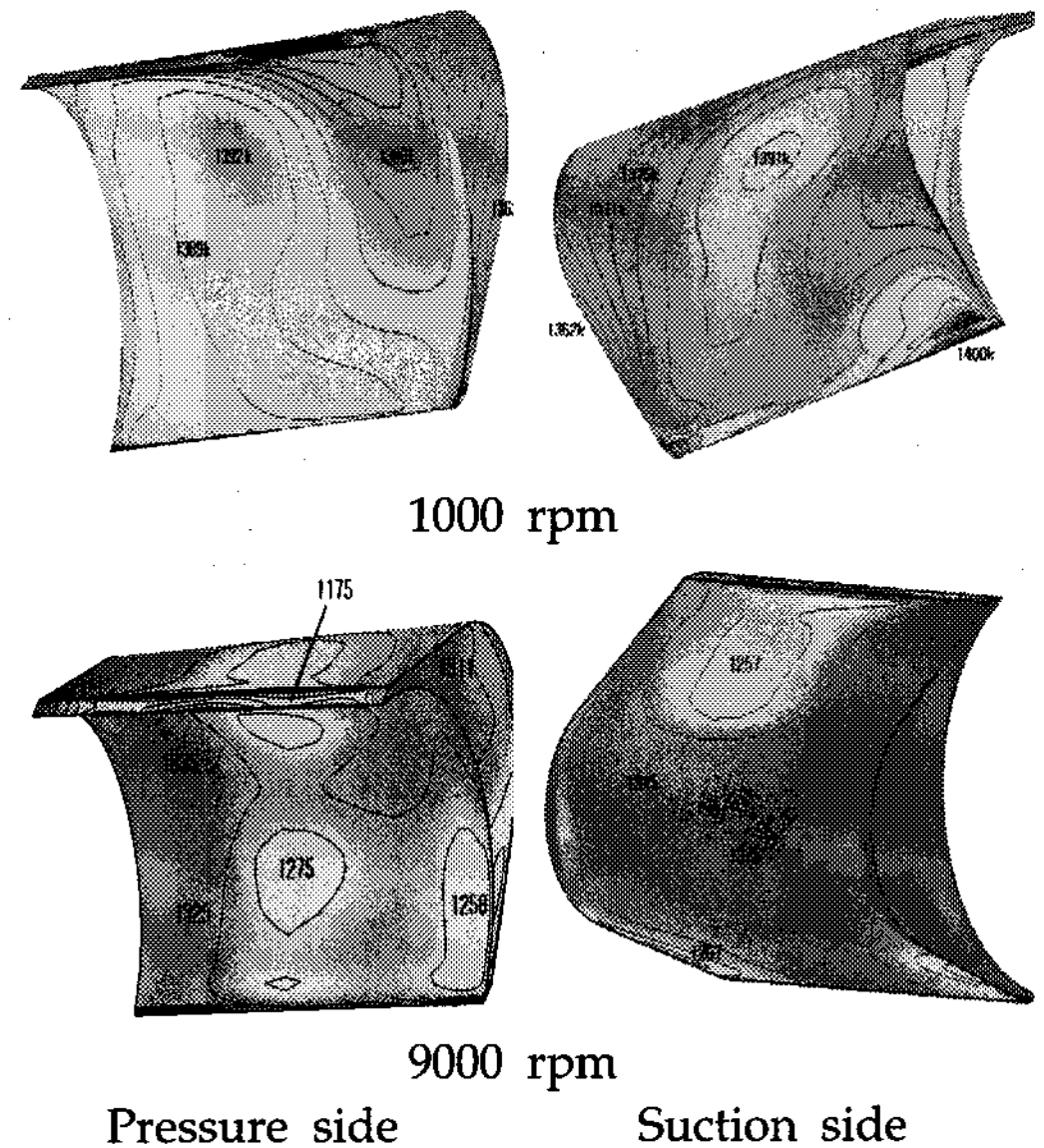


Fig. 6 Surface temperature of No.6 turbine blade

는 중요한 요소가 될 수 있으며, 각각의 블레이드 앞전에서는 충격파가 발생하고 그 뒤를 따라 확장파가 발생한다. 노즐 출구 상부의 로터 입구에서는 마하수 2.5 이상의 유동이 관찰되며 흡입면에서 박리 때문에 유로가 좁아지는 현상이 생겨 충격파가 생긴다. 노즐 출구 하부 로터의 입구에서는 노즐에서 나온 마하수 1.5 정도의 경계층에 의해 블레이드로 유입되는 유동이 단절되어 하부 흡입면에서 유동은 마하수 0.5 미만으로 나타나게 된다. 유동이 박리되는 흡입면에서는 유로 내부에서 유동의 마하수가 감소하고 박리 영역은 유로가 확장됨에 따라서 흡입면에 다시 부착된다. 그림 6은 6번 블레이드의 온도분포를 나타낸 그림이다. 1000 rpm 일 때에 압력면 (pressure side) 중심은 약 1392 k의 온도분포를 보이며 그 주변 영역은 약 20~40 k 하강한 온도 분포를 보인다. 입구 영역에서 hub 쪽의 온도는 shroud 영역보다 약 30 k 높은 1380 k의 온도를 나타내며, 출구 쪽의 hub 팁에서 열의 집중이 나타나는 것을 볼 수 있다. 9000 rpm 일 때 블레이드 팁의 mid-span 보다는 hub와 shroud 팁 쪽에 열이 집중되는 현상이 보이며, 상대적으로 블레이드의 중심 지역은 온도가 낮다. 하지만 출

구 쪽 블레이드 팁은 중심부의 온도가 약 1350 k로 높으며 hub와 shroud는 온도가 약 1073 k 정도로 상대적으로 낮게 나타난다.

#### 4. 결 론

파이로 시동기를 이용한 터빈 블레이드의 초기 시동시의 온도분포 특성을 파악하기 위해 상용 프로그램인 Fine<sup>™</sup>/Turbo를 사용하였다.

노즐 출구와 블레이드 입구의 유동장은 공간으로 인하여 충격파가 발생하고 비정상적인 특성을 유발하며 로터의 내부 유로에서는 충격파와 박리 현상이 나타나게 된다. 이러한 이유로 터빈 블레이드 주위에서는 유동의 경계층이 발생하여 유동의 손실이 일어나게 된다.

1000 ~ 9000 rpm 로터의 회전수가 증가 할수록 전반적으로 블레이드의 팁의 표면 가스온도는 감소하며 1000 rpm과 3000 rpm 사이의 구간에서 온도가 급격히 감소하지만 3000 rpm 이상부터는 감소하는 정도가 크지 않다. rpm 변화에 따른 블레이드 팁 표면 가스 온도를 분석한 결과 노즐 출구 하부 영역의 블레이드인 6번 블레이드 표면 가스온도가 다른 블레이드의 표면 가스온도보다 상대적으로 높았으며 1000 ~ 3000 rpm 사이에서는 5번 블레이드, 3000 ~ 5000 rpm 사이에서는 7번 블레이드의 표면 가스온도가 급격히 감소하는 현상이 나타났다.

6번 블레이드의 압력면과 흡입면의 표면 가스 온도를 분석한 결과 1000 rpm 일 때에 입구방향, 출구방향의 허브 팁 쪽에서 온도가 높게 나

타나며 9000 rpm 일 때에도 입구 쪽 허브 팁에서 온도가 높게 나타나지만 출구 쪽에서는 중심 팁이 온도가 높게 나타난다.

#### 후 기

본 연구는 과학기술부 소형위성발사체(KSLV-I) 개발사업의 지원을 받아 수행되었으며 이에 감사드립니다.

#### 참 고 문 헌

1. Dieter K. Huzel and David H. Huang., "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines," AIAA, Vol. 147, pp. 155-218.
2. 이은석, 노준구, 김진한, 조광래, "프로즌 로터 기법을 이용한 부분 흡입형 터빈 CFD 해석," Proceedings of The Third National Congress on Fluids Engineering, August 26-28, 2004.
3. 이은석, "CFD를 이용한 부분흡입형 터빈 공력형상 설계," 대한기계학회 논문집 B권, 제 30권 제11호, pp. 1131-1138, 2006
4. Griffin. L. W. and Dorney. D. J., "Simulation of the Unsteady Flow Through the Fastrac Supersonic Turbine, Journal of Turbomachinery, Vol 122, pp. 225~233, 2000.