

## 부분입사형 초음속 터빈의 블레이드 표면 온도에 블레이드 앞전 형상이 미치는 영향

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

### Effect of Leading Edge Shape on the Blade Surface Temperature of a Partial Admission Supersonic Turbine

Sangdo Lee\* · Kuisoon Kim\*\* · Inchul Lee\*\*\* · Jayae Koo\*\*\*\*  
Insang Mun\*\*\*\*\* · Suyoung Lee\*\*\*\*\*

#### ABSTRACT

In this paper, numerical analysis of the surface gas temperature on turbine blades has been performed to investigate the temperature profiles characteristics of a partial admission supersonic turbine driven by high temperature and pressure gas of pyro-starter with two different types of turbine blade edge shape. In order to examine the surface gas temperature on turbine blades at initial starting, computations have been carried out at several turbine rotational speeds in the range of 0~10,000 rpm for each type of turbine edge shape. "Sharp" edge and "Round" edge types were taken as the turbine edge shape factor. As turbine rotational speed increased, the average temperature of turbine blades was further decreased. It was also found that the surface temperature of turbine blades with a sharp edge was lower than round-type edge turbine blades.

#### 초 록

본 연구에서는 파이로 시동기의 고온고압 가스에 의해 구동되어지는 부분입사형 초음속 터빈의 익렬 엣지 형상에 따른 터빈 블레이드의 표면 가스온도 분포를 분석하기 위하여 초음속 터빈 내부의 온도발달 특성 해석을 실시하였다. 시동 초기의 터빈 블레이드의 표면 가스온도 분포 발달을 살펴보기 위해서 각각의 엣지 형상에 대해 터빈의 회전수를 바꾸어가며 계산을 수행하였다. 터빈 블레이드 엣지 형상은 샤프형과 라운드형 두 가지 종류를 선택하였고, 터빈의 회전수는 두 가지 형상 모두 0~10,000 rpm의 회전 속도를 주어 계산을 실시하였다. 터빈의 회전수가 증가할수록 터빈 블레이드 표면의 평균 온도는 하강하였고, 샤프형 엣지 형상이 라운드형 엣지 형상에 비해서 터빈 블레이드의 표면 온도 분포가 전반적으로 낮은 분포를 나타내었다.

Key Words: Partial Admission Supersonic Turbine(부분입사형 초음속 터빈), Pyro-Starter(파이로 시동기), Edge Shape(엣지 형상), Temperature(온도), Frozen Rotor(프로즌 로터)

† 2008년 7월 10일 접수 ~ 2008년 8월 19일 심사완료

\* 학생회원, 부산대학교 항공우주공학과

\*\* 종신회원, 부산대학교 항공우주공학과

\*\*\* 학생회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

\*\*\*\* 종신회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

\*\*\*\*\* 정회원, 항공우주연구원 발사체미래기술연구실

\*\*\*\*\* 종신회원, 항공우주연구원 발사체미래기술연구실

연락처, E-mail: kuskim@pusan.ac.kr

#### 1. 서 론

액체연료와 산화제를 연소시켜 분사함으로써 추진력을 얻는 액체로켓은 고효율과 고추력을

열기 위해서 액체연료와 산화제를 가압시켜서 연소실로 공급한다. 이에 따른 가압 방식으로는 크게 가압식과 터보펌프 방식이 있다. 이 중 터보펌프 방식은 고속으로 회전하는 터보펌프와 관련된 진동 및 캐비테이션 제어 등의 고도의 기술을 필요로 하지만 공급탱크의 경량화가 가능하여 비추력을 크게 할 수 있는 장점이 있다 [1]. 터보펌프에 사용되는 터빈은 보통 부분입사형 축류 터빈이 사용된다. 부분입사형 축류 터빈은 가볍고 작은 크기에도 불구하고 큰 추력을 발생시킨다[2]. 고효율의 펌프일수록 펌프구동을 위한 터빈의 요구 출력이 줄어들며 터빈의 경우 비출력을 극대화함으로써 가스발생기에서 소모되는 연료와 산화제를 최소화 할 수 있다. 이는 액체로켓 시스템으로 볼 때 무게 감소 효과를 가져온다. Fig. 1과 같은 액체로켓 시스템에서 터보펌프 터빈의 시동은 초기 가스발생기 점화 이전에 파이로 시동기를 이용하여 구동시켜준다 [3]. 파이로 시동기를 사용하는 경우 점화 이후 노즐에서 나오는 고온·고압의 연소가스로 인해 터빈은 큰 토크와 열을 받게 된다. 터빈의 비출력을 높이기 위해서는 파이로 시동기 및 가스발생기에서 공급되는 연소가스의 온도를 높여주면 된다[4]. 그러나 이 경우 터빈 블레이드는 고온의 가스에 노출되게 된다. 특히 블레이드 leading edge 주변의 표면 온도가 높아지는데, 이로 인해 블레이드가 파손되는 경우까지 발행하기도 한다. 그러므로 터보펌프 터빈 블레이드의 표면 온도 분포에 대한 연구가 선행되어야 한다.

2. 본 론

2.1 수치해석기법

부분입사형 터빈은 노즐과 노즐사이의 공간으로 인해 흐름의 비정상 특성이 강하며 압력비와 회전각이 매우 커서 초음속 영역과 박리영역이 공존하게 되며, 터빈 내 유동은 경계층과 충격파의 상호 작용 등에 의해 복잡한 특성을 나타낸

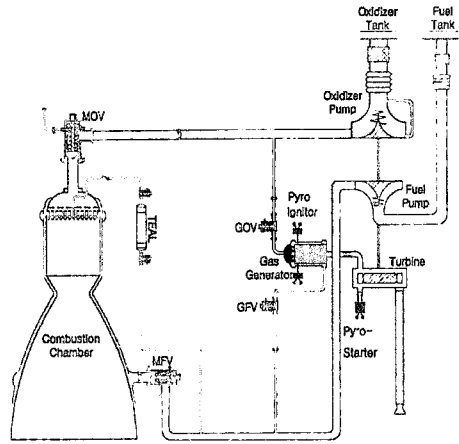


Fig. 1 Schematic of Liquid Rocket Engine System[3]

다. 이와 같은 비정상 상태의 해석에 따른 과도한 계산 하중을 줄일 수 있는 방법으로 정상 상태 해석을 고려할 수 있으며, 회전 유체 기계의 정상 상태 해석에는 일반적으로 혼합면 기법과 프로즌 로터 기법이 사용된다. 혼합면 기법은 노즐과 동익 사이의 경계면에서 일정한 경계조건을 주는 방법으로 동익 간의 유동장 변화가 없다. 이에 반해 프로즌 로터 기법은 노즐 출구의 유동장을 그대로 동익의 입구 조건으로 반영하는 방법으로 동익 표면에서의 경계조건에 회전속도를 적용한다. 이는 동익과 노즐의 상대 위치에 따른 유동장의 변화를 관찰할 수 있는 장점이 있다[5]. 프로즌 로터 기법을 이용하여 부분입사형 터빈의 유동해석을 수행할 경우 동익과 정익의 경계면이 결합면으로 처리되기 때문에 상류 경계면의 유동장이 하류 경계면으로 별도의 근사 과정 없이 그대로 전달되며 이로 인해 회전방향에 따라 변화량이 큰 유동을 실제 현상과 유사하게 모사할 수 있으며, 노즐과 동익의 상대 위치에 따른 터빈 내부 유동장의 변이를 관찰할 수 있으나, 혼합면 기법을 이용하는 경우 이러한 현상을 모사할 수 없다. 프로즌 로터 기법을 적용하는 경우 노즐과 동익의 상대위치가 변경됨에 따라 해석 결과가 달라지는 단점이 있을 수 있으나 부분입사형 터빈의 경우 로터 블레이드의 피치 구간이 짧기 때문에 노즐과 로터



Fig. 2 Shape of Blades

블레이드의 상대위치에 따른 해석결과 차이가 크지 않을 것으로 판단되므로 부분입사형 터빈의 내부 유동장 모사에는 혼합면 기법보다는 프로즌 로터 기법이 더 적합함을 알 수 있다[6].

본 연구에서는 벨기에 Numeca사의 상용프로그램인 Fine<sup>TM</sup>/Turbo를 사용하여 계산하였으며 지배방정식은 3차원 Turbulent Navier-Stokes 방정식이다. 공간 차분에는 중앙 차분법, 시간 차분에는 4차 Runge-Kutta법을 적용하였고, 난류 계산을 위해 Baldwin-Lomax 모델을 사용하였다. 수렴성 향상 및 계산 시간 단축을 위해 3단계 다중 격자법을 적용하였다[7].

## 2.2 블레이드 엣지 형상 및 경계조건

본 연구에 사용된 부분입사형 초음속 터빈의 블레이드 엣지 형상은 Fig. 2와 같이 Round Type 엣지와 Sharp Type 엣지이고 블레이드의 흡입면 원호반경은 4 mm, 압력면 원호반경은 7mm이다. 노즐의 설치각은 18°이며 블레이드의 입사각은 27°, 코드길이는 13.4mm이다. 노즐과 로터의



Fig. 3 Computational Grids

Table 1. Summary of Grid System

Component	Grid Blocks	Grid Points
Nozzle	5	396,517
Rotor	11	2,161,651
Total	16	2,558,168

간격이 3mm인 총 15개의 노즐과 105개의 블레이드로 구성된 터빈의 계산 편의를 위해서 Fig. 3과 같이 하나의 노즐과 7개의 익렬을 하나의 계산 영역으로 설정하여 계산영역의 양 끝 유동의 압력, 온도, 속도 등의 값이 반복되는 주기조건을 주었으며, 주기조건이 적용되는 영역이 매우 작고 또 유동의 세기도 비교적 약하므로 이 조건이 전체 유동에 미치는 효과는 극히 제한적이다.

계산 격자는 Table 1과 같으며,  $Y^+=0.3$ 이다. 노즐 입구의 전압력은 7.3 MPa, 전온도는 1423K이고 출구의 정압력은 0.4 MPa이다. 계산에 사용된 연소 가스의 물성치는  $\gamma=1.286$ ,  $R=406$  J/kg·K,  $C_p=1825.58$  J/kg·K이다.

## 3. 결과 및 고찰

Figure 4는 0 rpm Sharp형 블레이드 터빈의 상대등마하선도를 나타낸 것이다. 노즐 입구에서 7.3 MPa의 전압력으로 들어간 유동은 노즐 목에서 마하수 1로 발달하고 노즐 출구에서는 수축·확산 노즐에 의해 가속된 유동이 약 마하수 2.4로 발달되어 나간다. 노즐 출구 윗면 끝단에서는 과소팽창에 의해 팽창파가 발생하며, Fig. 5에서 볼 수 있듯이 팽창파로 인하여 노즐 끝단에서 빠져나온 유동은 노즐 설계 유동 방향보다 로터 회전 방향으로 더 꺾여서 유로로 들어간다. 꺾인 유동은 1번 유로(1번 블레이드 위쪽 유로)로 들어가지 않고 7번 유로(7번 블레이드 위쪽 유로)로 들어간다.

노즐을 통과해 로터입구로 유입된 유동은 터빈 블레이드 앞전과 만나서 충격파를 발생시킨다. 유로 내부에서는 압력면 15% 코드지점과 흡

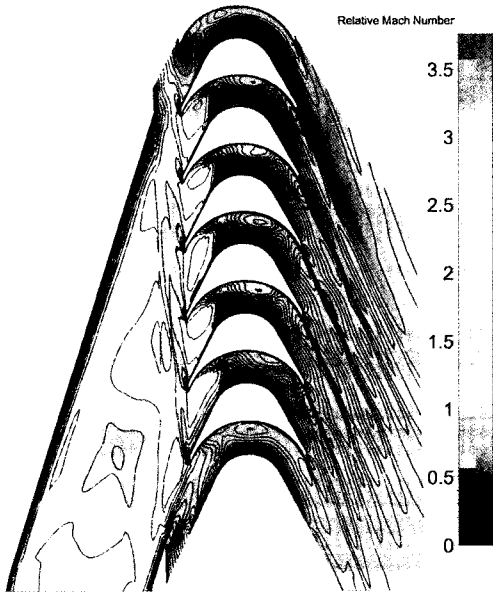


Fig. 4 Relative Mach Number Contours at 0 rpm (Sharp Edge)

입면 35% 코드지점에서 발생하는 경사충격파와 경계층의 상호작용으로 인해 강한 박리현상이 발생하고 이로 인해 유로는 수축·확산 유로 형태를 나타내게 된다.

이로 인하여 유동은 유로의 약 40% 코드지점에서 마하수 1까지 감소한 뒤, 후류 쪽으로 갈수록 증가하게 된다. 1번과 7번 유로는 다른 유로들과 달리 유로의 입구에서 큰 박리가 발생하여 유로의 대부분을 차지하여 유동이 유로를 거의 지나가지 못하게 된다. Round형 블레이드 터빈의 유동 특성도 Fig. 6을 보면 Sharp형과 동일한 특성이 나타나는 것을 알 수 있다. 노즐을 통해서 들어오는 고온·고압의 가스로 터빈은 구동이 되고 터빈 블레이드는 표면에 열을 받게 된다. Fig. 7은 각각 Sharp형과 Round형 터빈 블레이드의 터빈 회전수에 따른 블레이드의 표면의 평균 정온도를 나타낸 그래프이다. 두 형태 모두 터빈의 회전수가 올라갈수록 모든 위치의 블레이드 표면 평균 정온도가 내려가는 것을 볼 수가 있다. 정지 상태인 0 rpm의 경우 블레이드 표면의 유동은 속도가 0이다. 이로 인하여 블레

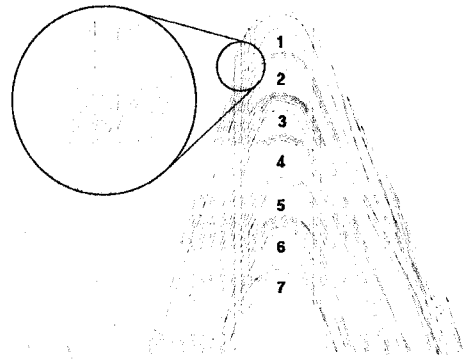


Fig. 5 Streamlines inside Turbine

이드 표면의 전엔탈피는 엔탈피와 같은 값을 가지게 되고 노즐을 통과한 유동의 전엔탈피와 같은 값을 갖는다. 터빈의 회전수가 올라갈수록 블레이드 표면의 유동도 속도가 0이 아닌 터빈 회전수만큼의 상대속도를 가지게 되고, 터빈 회전수가 커질수록 블레이드 표면에서의 엔탈피 값은 0 rpm에 비해서 작은 엔탈피 값을 가지게 된다. 이로 인해 터빈 회전수가 올라갈수록 블레이드 표면의 평균 정온도가 낮아지게 된다.

엣지의 형상 별로 살펴보면 엣지 형상이 round인 블레이드의 평균 온도 분포가 sharp형 블레이드보다 높게 나타난다. Fig. 7(a)를 보면

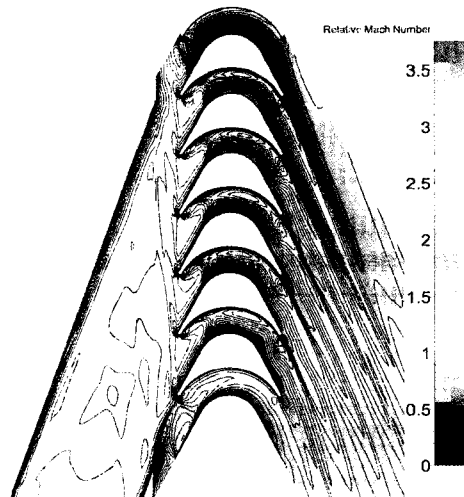


Fig. 6 Relative Mach Number Contours at 0 rpm (Round Edge)

round형의 경우 각각의 회전수에서 각 블레이드의 표면 평균 정온도는 비슷한 분포를 보이나 Fig. 7(b)의 sharp형의 경우를 보면 1번에서 5번 블레이드까지는 비슷한 온도 분포를 보이나, 6번과 7번 블레이드에서 다른 블레이드보다 상대적으로 높은 온도를 보인다.

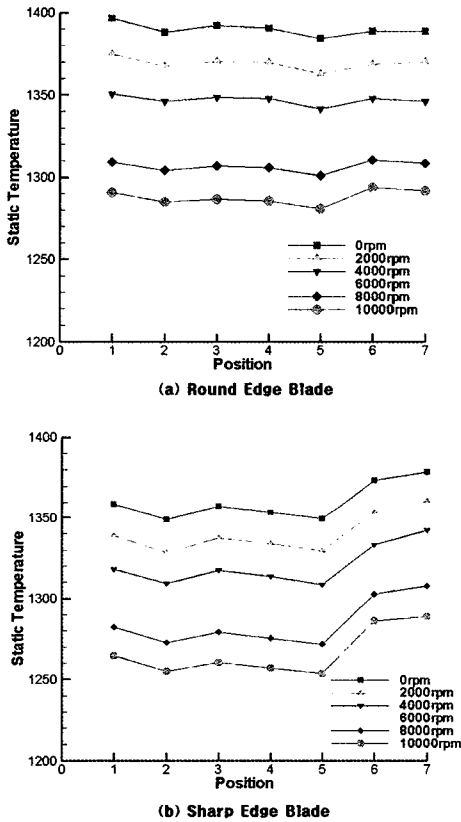


Fig. 7 Average Blade Surface Temperature at each RPM

Figure 8은 0 rpm에서의 등마하수 분포를 나타낸 그림이다. Round형 블레이드(왼쪽)와 sharp형 블레이드(오른쪽)를 비교했을 때 유로로 들어오는 유체의 마하수와 블레이드 표면의 마하수가 sharp형의 경우가 round형보다 높게 나타난다. 그리고 두 엣지의 경우 모두 블레이드 흡입면에서 박리가 발생한다. 압력면을 살펴보면 round형 블레이드가 sharp형 블레이드에 비해서 블레이드 표면에서의 유동발달이 현저히 느림을



Fig. 8 Iso-Mach Number Contours (0 rpm)



Fig. 9 Iso-Mach Number Contours(10000 rpm)

알 수 있다. 이는 sharp형 블레이드 앞전에서 발생한 oblique shock은 유로 내부로는 발달을 하지 않아 유로 내 유동의 마하수 발달에 영향을 미치지 않으나, round형의 경우 블레이드 앞전에서 발생한 detached shock이 유로 내부로도 발달하여 유로 내부의 마하수 발달에 영향을 미치기 때문이다. 이로 인해 round형 블레이드의 표면 평균 온도가 sharp형 블레이드보다 높게 나타나는 것으로 생각된다. 터빈 회전수 10,000 rpm에서도 동일한 유동 현상이 발생함을 Fig. 9에서 확인할 수 있다.

Figure 10은 Sharp형 블레이드 터빈의 5번, 6번, 7번 유로의 유선을 나타낸 것이다. 5번, 6번 블레이드 흡입면에서 박리가 발생하는 것을 알고 수 있으며, 회전수가 올라갈수록 유동이 블레이드의 압력면으로 접근함을 볼 수 있다. 각 회전수에서 5번 블레이드 표면의 유동의 속도가 6

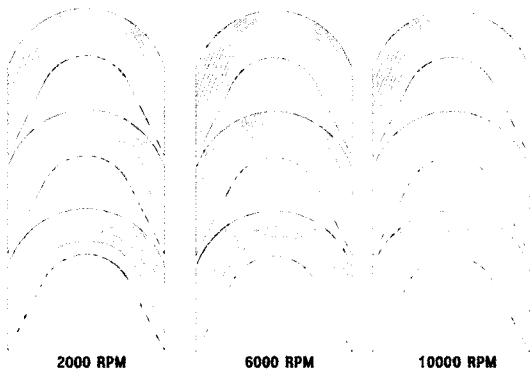


Fig. 10 Streamlines for Sharp Edge Blade Turbine

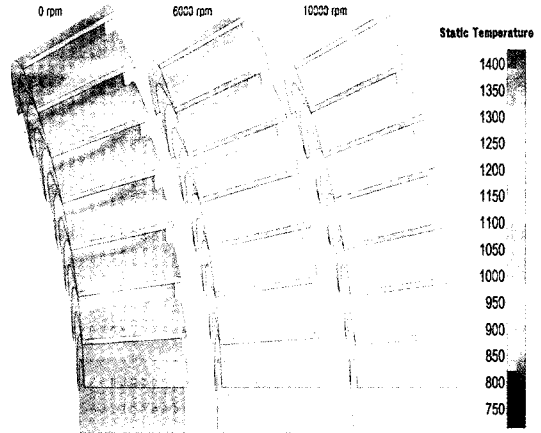


Fig. 11 Temperature Contours of Sharp Edge Blade Rotor

번 블레이드에 비해 빠를 수 있다. 이것은 6번과 7번 유로로 유입되는 유동 중 일부는 노즐 출구 윗단 끝면에서 발생한 평창파로 인해 유동의 방향이 로터 회전 방향으로 꺾인 노즐 벽면의 낮은 속도의 유동이 1번 유로로 들어가지 못하고 6번과 7번 유로로 유입되었기 때문이다. 이로 인해 5번 블레이드의 표면 온도가 6번 블레이드보다 높은 것이다. Fig. 7 (b)에서도 6번 블

레이드의 온도가 높음을 확인을 할 수 있다.

Sharp형 블레이드 터빈은 Fig. 11에서 볼 수 있듯이 엣지 부분의 온도가 블레이드의 압력면이나 흡입면보다 낮게 나타난다. 이는 터빈 회전수가 증가하여도 동일한 현상을 보인다. Table 2는 sharp형 터빈 블레이드의 엣지의 팁과 중심

Table 2. Temperature data of Sharp Edge Blades

0 RPM				6000 RPM				10000 RPM			
	Tip	Mid	Hub		Tip	Mid	Hub		Tip	Mid	Hub
No.1	1343	965	120	No.1	1314	991	1185	No.1	1280	1010	1172
No.2	1380	1028	1281	No.2	1321	1037	1254	No.2	1280	1044	1229
No.3	1382	1116	1332	No.3	1326	1122	1274	No.3	1286	1127	1244
No.4	1362	1006	1367	No.4	1301	1003	1319	No.4	1267	1001	1291
No.5	1361	1116	1384	No.5	1297	1115	1344	No.5	1276	1113	1296
No.6	1385	1339	1367	No.6	1297	1311	1322	No.6	1265	1287	1297
No.7	1369	965	1370	No.7	1320	1120	1323	No.7	1298	1184	1289

Table 3. Temperature data of Round Edge Blades

0 RPM				6000 RPM				10000 RPM			
	Tip	Mid	Hub		Tip	Mid	Hub		Tip	Mid	Hub
No.1	1365	1416	1395	No.1	1300	1346	1343	No.1	1260	1301	1308
No.2	1365	1424	1390	No.2	1293	1356	1340	No.2	1246	1312	1310
No.3	1380	1426	1396	No.3	1311	1353	1344	No.3	1265	1306	1313
No.4	1370	1426	1399	No.4	1289	1356	1339	No.4	1245	1310	1303
No.5	1380	1419	1406	No.5	1313	1348	1344	No.5	1276	1304	1298
No.6	1343	1400	1378	No.6	1280	1347	1339	No.6	1246	1313	1300
No.7	1352	1407	1437	No.7	1315	1305	1329	No.7	1272	1276	1287

부, 허브 부근의 온도 데이터이다. 0 rpm에서는 6번 블레이드를 제외한 블레이드에서 팁과 허브 부근의 온도가 엷지 중심부 보다 200~400K 정도 높게 나타났고, 6번 블레이드에서는 온도차가 다른 블레이드에 비해 상대적으로 크게 나타나지는 않았으나 중심부보다 팁과 허브 부근의 온도가 더 높게 나타났다. 6000 rpm의 경우에는 6번 블레이드를 제외한 모든 블레이드에서 팁과 허브에서의 온도가 중심부보다 150K~320K 정도 높게 나왔으며, 6번 블레이드에서 팁의 온도가 중심부의 온도보다 14K 낮게 나왔으며 허브의 온도는 11K 높게 나왔다. 10,000 rpm의 경우도 6번 블레이드를 제외한 모든 블레이드의 팁과 허브 부근의 온도가 중심부보다 100K~290K 정도 높게 나왔고, 6번 블레이드는 6,000 rpm과 동일하게 팁의 온도가 중심부보다 22K 낮았으며, 허브 부근의 온도는 10K 높게 나왔다. Round형 터빈 블레이드의 엷지 온도를 나타낸 Table 3을 보면 sharp형의 결과와는 다르게 대다수의 블레이드에서 엷지 중심부의 온도가 팁이나 허브보다 높게 나타나나 그 온도차는 2K~70K 정도로 sharp형에 비해서 매우 작다. 0 rpm의 경우 엷지 중심부의 온도가 20K~60K 정도 높게 나왔으며, 6000 rpm과 10000 rpm은 약 2K~70K 정도 중심부의 온도가 높게 나왔다.

Figure 12를 보면 round형 블레이드는 sharp형과 다르게 엷지 중심부에서 스펠방향으로 좌우로 길게 고온 부분이 나타나는 것을 알 수 있다. Round형 블레이드가 sharp형 블레이드에 비해 엷지의 중심부에서 더 많은 열집중을 받음을 알 수 있다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 파이로 시동기에서 분사된 고온·고압의 연소가스로 구동되는 터보펌프 시스템의 터빈 블레이드의 블레이드 엷지 형상에 따른 블레이드 표면의 온도 분포를 해석하기 위해서 상용프로그램인 Fine<sup>TM</sup>/Turbo를 이용하여 연구를 수행하였다.

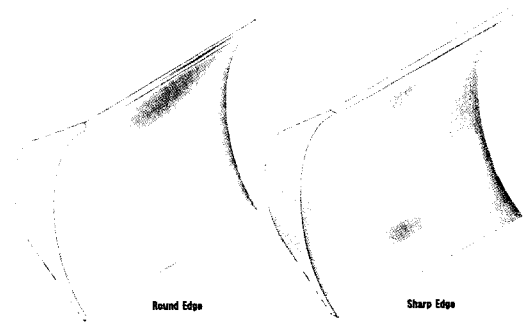


Fig. 12 Temperature Contours of No.5 Blade

Sharp형과 round형 엷지 블레이드를 터빈 회전수 0~10,000 rpm 조건에서 계산한 블레이드 표면 온도 해석 결과를 보면 블레이드 앞전에서 발생하는 shock이 유로 내부 유동에 미치는 영향으로 인해 sharp형이 round형보다 전반적으로 블레이드 표면의 온도가 낮다.

Round형은 모든 블레이드의 표면 평균 온도가 비슷하게 분포하나, sharp형은 노즐 출구 윗단 끝면에서 발생한 평창파의 영향으로 노즐 벽면의 낮은 속도의 유동이 유입되어 6번, 7번 블레이드의 표면 온도가 다른 블레이드에 비해 상대적으로 높게 나타난다.

Sharp형 엷지는 대부분의 블레이드에서 중심부보다 팁과 허브 쪽의 온도가 100K~400K 정도 높게 나왔으나 round형 엷지의 경우는 엷지 중심부의 온도가 팁이나 허브보다 2K~70K 정도 높게 나왔다.

Round형 블레이드는 엷지 중심부에서 스펠방향으로 좌우로 길게 고온 부분이 나타나며, sharp형 블레이드보다 중심부에서 더 많은 열집중을 받는다.

후 기

본 연구는 지식경제부 소형위성체(KSLV-1) 개발사업의 지원을 받아 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

## 참고 문헌

1. 최창호, 이기수, 김진한, 양수석, 이대성, "액체로켓용 터보펌프 성능예측에 대한 수치해석적 연구," 유체기계저널, 제5권, 제2호, 2002, pp.15-21
2. 윤원근, 신봉근, 김귀순, 김진한, 정은환, "부분입사형 초음속 터빈의 노즐-로터 상호작용에 관한 3차원 수치적 연구," 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, 2005, pp.379-382
3. 박순영, 설우석, "로켓 엔진의 시동에 관한 해석적 연구," 한국추진공학회지, 제11권, 제5호, 2007, pp.60-71
4. 신봉근, 정수인, 김귀순, 이은석, "충동형 초음속 터빈 익렬의 설계 변수에 따른 익렬내 유동 특성에 관한 수치적 연구," 한국추진공학회지, 제8권, 제2호, 2004, pp.62-72
5. 이은석, "CFD를 이용한 부분흡입형 터빈 공력형상 설계," 대한기계학회논문집 B권, 제30권, 제11호, 2006, pp.1131-1138
6. 노준구, 정은환, 이은석, 김진한, "프로즌 로터 기법을 이용한 부분입사형 터빈 수치해석," 유체기계저널, 제7권, 제6호, 2004, pp.15-20
7. Fine<sup>TM</sup>/Turbo User Manual Version 7