

## 부분입사형 초음속 터빈의 노즐과 익렬의 상호작용에 관한 연구

성영식\* · 한성훈\* · 김귀순\*\* · 박창규\*\*\*

## A Study on the Nozzle-Rotor Interactions of Partial Admission Supersonic Turbines

Young-Sik Seong\* · Seong-Hoon Han\* · Kui-Soon Kim\*\* · Chang-Kyoo Park\*\*\*

### ABSTRACT

In order to investigate the nozzle-rotor interactions and the effect of partial admission, the flows in supersonic turbine rotor cascades with a nozzle have been computed. Extensive computations of partial admission supersonic turbines provide the shock structures and flow patterns in the nozzle and rotor. The governing equations were discretized with Euler implicit method in time and 2nd-order upwind scheme of FVM in space. The  $k-\epsilon$  turbulence model was utilized to describe the turbulent flow field. It is clearly shown that the nozzle flow is highly affected by the shocks or expansion waves propagated from the rotor leading edge. And the rotor flow is also affected by the shocks or wakes originated from the nozzle.

### 초 록

노즐과 익렬의 상호작용과 부분입사 효과를 연구하기 위해 노즐과 터빈의 익렬을 같이 계산하였고, 충격파의 구조와 유동의 현상을 밝혀내기 위해 많은 계산을 하였다. 지배방정식은 시간에 관해서는 오일러 음해법으로, 공간에 관해서는 유한체적법을 사용하여 2차의 상류차분법으로 이산화하였으며  $k-\epsilon$  난류 모델을 사용하였다. 본 논문에서는 익렬의 앞전에서 발생한 충격파와 확장파가 노즐 유동에 영향을 주는 것과 익렬내부의 유동이 노즐에서 발생한 충격파의 영향을 받는 것을 확인하였다.

Key Words: Supersonic Turbine(초음속 터빈), Shock(충격파), Nozzl-Rotor Interaction(노즐-익렬 상호작용)

† 2004년 4월 27일 접수 ~ 2004년 7월 27일 심사완료

\* 학생회원, 부산대학교 항공우주공학과 대학원

\*\* 종신회원, 부산대학교 항공우주공학과

\*\*\* 정회원, 국방과학연구소 3체-1-6

연락처, Email: aerohans@pusan.ac.kr

### 1. 서 론

우주발사체용 또는 유도무기용 액체추진로켓에서 추진제를 연소실로 공급하는 추진제 공급

시스템이 필수적인 구성요소이다. 우주개발 선진국에서는 이미 고압터보펌프가 많이 사용되고 있으나 액체추진로켓의 개발 경험이 없는 국내에서는 터보펌프의 본격적인 개발이 전혀 이루어지지 않고 있다. 단지 현대모비스[1]와 항우연에서 러시아 기술[2]을 도입하여 선행연구 차원으로 설계와 시제품 개발을 시도하고 있는 실정이다. 펌프구동용 터빈은 초음속 유동영역에서 작동하는 것이 보통이며 부분 흡입형을 채택하고 있어 믿을 만한 성능데이터는 거의 없는 실정이다. 더구나 펌프구동용 터빈은 부분 흡입방식을 채택하므로 기존의 터빈과는 완전히 다른 유동 특성을 가지게 되므로 이러한 조건에서는 터빈의 성능 예측과 설계가 힘들거나, 신뢰도가 아주 많이 떨어지고 있는 실정이다. 또한 초음속 터빈은 충격파의 발생 여부에 따라 성능이 급격하게 변하여 그 오차가 매우 크다.

그러므로 보다 높은 효율의 초음속 터빈을 설계하기 위해서는 먼저 많은 실험과 해석을 통해 실질적인 초음속 터빈내의 유동특성을 규명하여 신뢰할만한 자료를 충분히 확보해야만 한다.

따라서 본 연구에서는 먼저 유동 해석을 위해 선정된 상용 프로그램인 FLUENT6.0 에 대한 타당성 검증 작업을 수행하여, 수치적 해석 결과의 신뢰성을 확보하였다. 그 다음 터보 펌프 구동용 부분 흡입형 초음속 터빈의 유동 해석을 수행하여 초음속 터빈의 성능 특성을 규명하였고, 손실을 줄이기 위해 특성곡선법(method of characteristics)[3]을 이용하여 익렬을 설계하고 이 때의 유동을 해석하여 초음속 터빈내의 유동의 특성과 손실을 줄이는 방법을 확인하였다.

## 2. 지배방정식 및 프로그램 검증

### 2.1 계산프로그램 및 지배방정식

부분 흡입형 초음속 터빈은 초음속 조건에서 작동하므로 압축성 효과를 무시할 수 없다. 그래서 2차원 터빈 익렬의 유동장 해석을 위한 지배방정식으로 비정상, 압축성, 2차원 Navier

-Stokes 방정식을 사용하였다.

### 2.2 VKI 선형 터빈 익렬

본 연구에서 사용된 프로그램의 타당성 확인을 위해 VKI (Von Karman Institute) 선형 터빈 익렬에 대한 계산을 수행하여 그 특성을 살펴보았다. VKI 선형 터빈 익렬은 Kiock 등[4]이 실험한 익렬을 사용하였으며 형상과 유동 조건은 Table 1과 Table 2에 나타내었다.

Table 1. Geometry condition for VKI linear turbine cascade

Pitch chord ratio	0.71
Stagger angle	33.3°

Table 2. Flow condition for VKI linear turbine cascade

Inlet angle	30°
Inlet Mach No.	0.282
Inlet Reynolds No.	7.6E5~8.9E5
Exit Mach No.	0.972

Figure 1은 VKI turbine 계산 결과이다. 익렬내의 마하수가 점점 증가하여 방향을 전환하면서 면적이 가장 작은 익렬 압력면 끝단인 출구에서 마하수가 1이 된다. 이후 익렬 흡입면 형태가 확산형이므로 팽창파가 발생하여 마하수를 증가시키다가 익렬 흡입면의 끝단에서 과팽창에 따른 충격파를 유발한다.

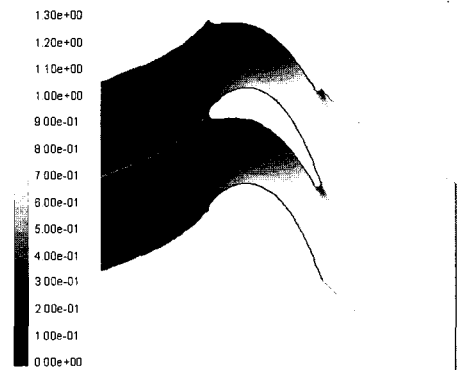


Fig. 1 Mach number distribution for VKI turbine cascade (Inlet Mach number 0.282)

Kiock 등[4]이 실험한 데이터와 계산결과를 비교한 결과는 Fig. 2에 나타나 있다. 비교값은 익렬 표면에서의 정압력으로, 등엔트로피 마하수로 변환시켜 비교하였다. Fig. 2를 보면 익렬 흡입면의 약 0.6코드 위치에서 최고 마하수를 가진 후에 충격파에 의한 마하수 감소가 일어나고 다시 팽창파에 의해 마하수가 증가하다가 익렬 끝단에서 다시 충격파가 생겨 마하수가 감소하는 경향을 나타낸다.

익렬 압력면에서는 앞전의 정체 상태에서 코드 방향을 따라 약간의 가속 후에 평탄한 등엔트로피 마하수 분포를 보이다가 약 0.4코드 이후에서야 가속되기 시작한다.

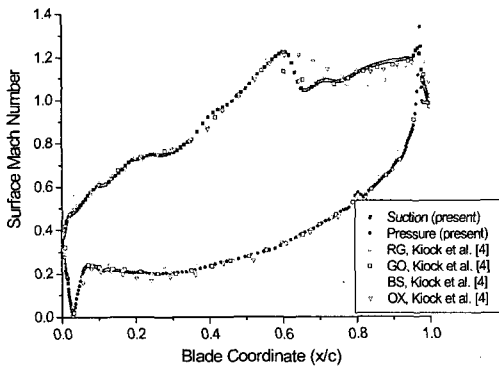


Fig. 2 Surface Mach number distribution for VKI turbine cascade surface (Inlet Mach number 0.282)

### 3. 초음속 터빈 익렬의 해석 및 결과

#### 3.1 일반적인 방법에 의한 익렬 해석

일반적으로 익렬의 유동 해석은 익렬내의 유동이 주기적으로 반복되기 때문에 그림 Fig. 3과 같이 입구 경계면, 출구 경계면, 깃 벽면, 주기 경계면으로 둘러싸인 유동영역에 대해 수행된다. 보통 입구와 출구 경계면은 익렬의 영향이 미치지 않도록 익렬로부터 멀리 떨어져 위치시킨다.

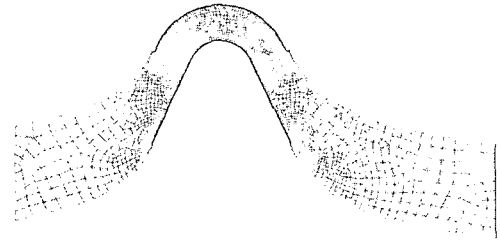


Fig. 3 Grid system for supersonic turbine cascade

초음속 터빈 익렬의 형상조건은 Table 3에 나타나 있다. 본 논문에서는 익렬의 RPM이 달라지면 익렬의 상대 유동각, 입구 상대 마하수 등이 바뀌므로, RPM에 따라 상대 유동각과 입구 상대 마하수 등을 계산하여 익렬의 유동조건을 결정하였다. 계산에 사용된 터빈의 설계점의 RPM은 55000일 때이다. 입구 정압력은 1기압, 온도 전온도는 1453 K 이다.

Table 3. Geometry condition for supersonic turbine cascade

Pitch	9.56mm
Chord	13.66mm
Edge thickness	0.2mm
Suction surface radius	3.3mm
Pressure surface radius	7.0mm

흔히 충동터빈은 입구와 출구 마하수가 같고 전후대칭의 유동특성을 가진다는 전제하에 설계된다. 그러나 충격파와 흐름의 박리로 인해 이러한 전후대칭의 유동특성이 완전히 사라진다. Table 4는 초기값으로 설정한 입구 경계조건과 계산이 끝난 후의 경계조건을 비교한 것이다. 모든 RPM에서 입구 상대 유동각과 입구 상대 마하수가 바뀌어 있음을 알 수 있다. 이것은 앞전에서 발생된 경사충격파의 영향이 입구경계에 영향을 미쳐서 초기 입구 경계조건이 변화하여 나타난 결과라고 사료되며 이 현상으로 입구 경계조건을 정확하게 줄 수 없는 문제점이 발생한다. 이러한 현상은 익렬 앞전에서 발생하는 충격파나 팽창파가 입구 경계면 쪽으로 전파될 때 발생한다. 이러한 효과는 다른 상용 프로그램인

FINE TURBO에서도 관찰되었다[5]. 이는 입구 유동의 마하수와 유동각도에 따른 유동 특성을 살펴보기 힘들다는 것을 의미한다.

그러므로 입구유동조건에 대한 성능특성을 살펴 보기 위해서는 새로운 방법이 도입되어야 한다.

Table 4. Flow condition changes between initial value and final value

RPM	35000	45000	55000	65000
Initial relative inlet angle	16.15°	16.51°	16.89°	17.28°
Final relative inlet angle	13.01°	13.41°	13.81°	14.18°
Initial relative inlet Mach No.	2.677	2.620	2.563	2.507
Final relative inlet Mach No.	2.604	2.549	2.492	2.438
RPM	100000	150000	200000	250000
Initial relative inlet angle	18.81°	21.51°	25.06°	29.88°
Final relative inlet angle	15.71°	17.98°	20.03°	17.66°
Initial relative inlet Mach No.	2.309	2.031	1.758	1.495
Final relative inlet Mach No.	2.245	1.963	1.670	1.323

### 3.2 노즐과 익렬을 같이 계산하는 익렬 해석

3.1절에서 본 바와 같이 일반적인 해석방법을 통한 초음속 익렬 해석은 입구경계의 초기값이 유지되지 않는 단점이 있어서 이것을 보완하기 위해 본 연구에서는 노즐과 익렬을 같이 계산하여 이 두 가지 문제점을 보완하고자 한다.

계산에 사용된 노즐은 실제 노즐의 면적비 9.24, 목면적  $19.63 \text{ mm}^2$ 를 익렬의 높이를 고려하여 2차원 노즐로 재구성하여 계산하였다.

노즐의 입구 경계는 전압력, 정압력, 전온도를 주어 계산하며, 익렬 내부의 격자는 RPM과 익렬 평균 반경으로 계산한 선속도로 움직이는 격자로 처리하였다.

유동기체는 연소가스를 사용하였으며 연소가스의 물성치와 초음속 터빈 익렬의 유동 조건

은 Table 5에 나타나 있다. 로터 중앙 속도는 RPM과 익렬 평균 반지름에서 계산하여 나타내었다.

Table 5. Flow condition for supersonic turbine cascade and nozzle (using exhaust gas)

RPM	35000	45000	55000	65000
Rotor-blade speed (m/s)	128.3	164.9	201.6	238.2
RPM	100000	150000	200000	250000
Rotor-blade speed (m/s)	366.5	549.8	733.0	916.3
Nozzle inlet pressure (psi)	1000			
Nozzle inlet temperature (K)	1453			
Outlet pressure (psi)	14.7			
Gas constant (J/KgK)	388.6			
Specific heat ratio	1.18			
Viscosity (kg/ms)	2.617e-06			
Molecular weight (mol)	21.3956			

#### (i) RPM이 35000 일 때

Figure 4(a)의 등마하수 선도를 보면 노즐의 입구부터 노즐목까지 유동이 가속되어 노즐목에서 마하수가 1이 되어 유동이 초경이 된다. 그리고, 노즐목을 지나 노즐 확산부를 거쳐 노즐의 확장부가 끝나는 곳까지 계속 가속된다. 이후에 노즐의 확장부와 노즐 끝의 배관이 만나는 곳에서 벽면이 9° 꺾여 있으므로 여기서 경사충격파가 발생한다.

노즐내부에서 발생한 경사충격파는 노즐의 끝을 지나고 익렬의 입구 부분에까지 영향을 미친다. 또한 노즐의 아래쪽 출구에서는 후류(wake)가 익렬 쪽으로 생성되는 것을 볼 수 있다.

두께를 가진 앞전의 영향으로 익렬 앞전에서 표면 분리 충격파(detached shock)가 발생하여 익렬의 입구 앞쪽과 코드의 40% 정도 지점까지

영향을 준다. 압력면에서는 앞전에서 생성된 경사충격파를 지나면서 유동이 감속하는 것을 볼 수 있다. 흡입면의 1/3지점에서 발생하는 박리가 앞전에서 생긴 경사충격파와 만나 더욱 세어져 흡입면의 3/4지점에서 재부착되는 것을 볼 수 있다. 익렬 중간 지점에서 흡입면의 곡률과 표면에서 반사된 충격파들로 인해 유동이 위치에 따라 가속과 감속을 반복하여 일어나는 것을 볼 수 있다.

Figure 4(b)에서 등전압력 선도를 보면 노즐의 벽면에서 경계층에 의한 전압력 손실을 볼 수 있다. 그리고 노즐 내부에서 경사충격파에 의한 손실과, 익렬의 앞전에서 생긴 표면 분리 충격파에 의한 전압력 손실을 볼 수 있다. Fig. 4(b)의 유선을 보면 익렬의 45% 지점에서 유동의 박리로 인해 유로가 가장 좁아지는 것을 볼 수 있다.

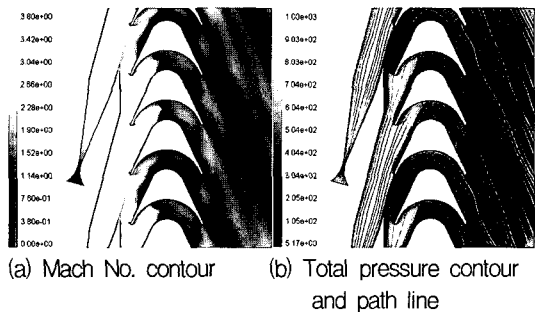


Fig. 4 Computational result (RPM 35000)

(ii) RPM이 100000 일 때

RPM이 35000일 때와 거의 비슷한 결과를 보이고 있으며 RPM이 증가하면서 흡입면의 1/3 지점에서 발생하는 박리영역의 크기가 줄어든다. 또한 RPM 45000 이상일 때 후류 부분에서 부분적인 아음속 구간이 나타나며 RPM이 증가할수록 아음속 구간이 더욱 크게 나타난다.

Figure 5(b)를 RPM이 작을 때의 결과와 비교해 보면 흡입면의 박리영역이 익렬 앞전으로 옮겨지고 박리의 크기는 작아진 것을 볼 수 있다. 코드의 1/2지점부터 유동은 아음속으로 바뀌는 것을 볼 수 있다. 또한 후류에서도 익렬을

벗어날 때 부분적으로 초음속 영역을 보이나 후류의 대부분도 역시 아음속으로 나타난다.

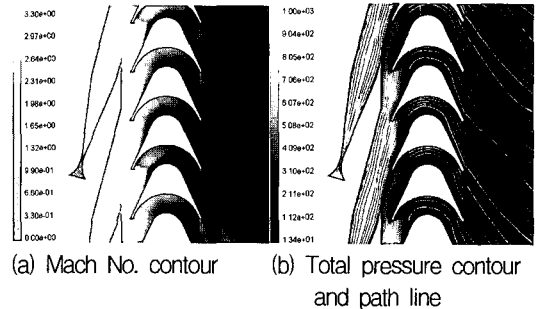


Fig. 5 Computational result (RPM 100000)

(iii) RPM이 250000 일 때

Figure 6을 보면 표면 분리 충격파가 약해지고, 흡입면의 박리가 사라진 것을 볼 수 있다. 익렬의 1/2지점 이후의 유동은 역시 아음속 유동을 보인다. 후류의 방향 역시 익렬의 회전속도가 더욱 커져 익렬의 회전방향으로 휘어져 나간다.

Figure 6에서 볼 수 있듯이 노즐의 아래쪽 출구에서 생성되는 후류의 크기가 더욱 커지고, 노즐의 출구와 평행한 방향으로 생성된다. 그리고 후류가 노즐 출구를 지나는 유동의 면적을 감소시켜, 노즐 출구의 마하수는 다른 경우와 달리 더욱 감소하게 된다. 따라서 익렬의 앞전에서 생성되는 표면 분리 충격파는 거의 사라지게 된다. 이 경우에도 익렬의 2/3지점 이후의 유동은 역시 아음속 유동을 보이며 후류의 방향 역시 익렬의 회전속도가 더욱 커져 익렬의 회전방향으로 휘어져 나가는 것을 볼 수 있다.

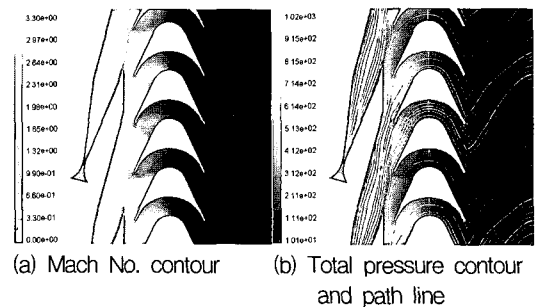


Fig. 6 Computational result (RPM 250000)

전압력 손실 계수를 노즐에 의한 성분, 익렬에 의한 성분 그리고 전체 전압력 손실 계수로 각각 나누어 계산해보면 Fig. 7과 같다. 여기서 P01은 노즐의 입구 압력이고 Pox는 노즐 출구, 익렬의 입·출구, 후류끝 부분의 압력이다.

노즐 출구까지의 압력 손실은 약 20% 정도이고 나머지 압력손실은 익렬을 통과하면서 일어난다는 것을 알 수 있다. 그리고 익렬의 입구부분을 통과하기 전에도 노즐에서 생성된 충격파와 익렬의 앞전에서 노즐 쪽으로 생기는 표면분리 충격파 등에 의한 압력손실도 10% 정도로 손실량이 상당하다는 것을 알 수 있다.

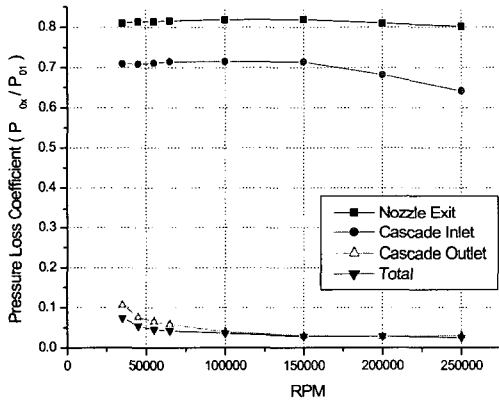


Fig. 7 Pressure loss coefficients with RPM

### 3.3 특성곡선법(method of characteristics)

으로 설계한 초음속익렬의 해석

#### 3.3.1 익렬표면의 감속,가속량에 의한 효과

익렬의 상대입구각을 64.365°로 고정시키고, 익렬의 입·출구의 마하수 ( $M_i$ ,  $M_o$ )는 3.0으로 이전의 RPM 55000 인 경우와 같다. 익렬의 압력면의 마하수 ( $M_l$ )와 익렬의 흡입면의 마하수 ( $M_u$ )는 Table 6과 같이 감·가속량에 따라 변화 시키며 설계하여 해석하였다.

Table 6. Flow condition for turbine cascade

구분	감·가속량	압력면( $M_l$ )	흡입면( $M_u$ )
(i)	0.50	2.50	3.50
(ii)	0.75	2.25	3.75
(iii)	1.00	2.00	4.00

#### (i) 감속, 가속량이 0.5인 경우

Figure 9 등마하수 선도를 보면 러시아식 설계방법으로 설계된 익렬내부의 유동과는 달리 특성곡선법으로 설계된 익렬내부의 유동은 익렬을 따라 유동이 박리되지 않고, 익렬을 따라 회전하여 익렬의 출구로 나가는 것을 볼 수 있다.

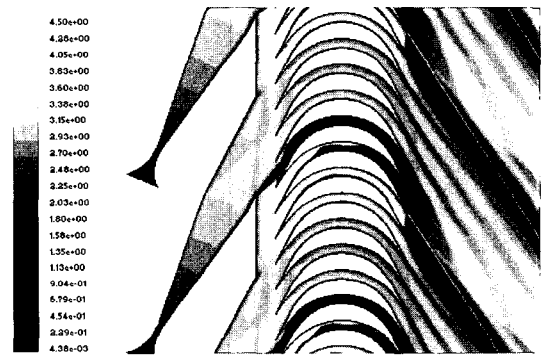


Fig. 9 Mach No. contour ( $M_l$ :2.5,  $M_u$ :3.5)

하지만 노즐의 확장부와 배관이 만나는 곳에서 경사충격파가 발생해서 충격파를 지나는 흐름은 감속되는 것을 볼 수 있고, 노즐에서 발생한 경사 충격파가 익렬의 내부에서 반사되는 것을 볼 수 있다.

이 경우 원호와 직선으로 구성된 익렬에서 나타났던 경계층 박리 현상은 발생하지 않았다. 그 결과로 전압력 손실 또한 많이 감소하였다.

#### (ii) 감속, 가속량이 0.75인 경우

Figure 10 등마하수 선도를 보면 (i)의 경우와 비슷하게 전체적인 익렬 내부의 유동은 익렬을 따라 유동이 박리되지 않고, 익렬을 따라 회전하여 익렬의 출구로 나가는 것을 볼 수 있다. 그리고 노즐의 확장부와 배관이 만나는 곳에서

경사충격파가 발생해서 충격파를 지나는 흐름은 감속되는 것을 볼 수 있고, 노즐에서 발생한 경사 충격파가 익렬의 내부에서 반사되는 것을 볼 수 있다.

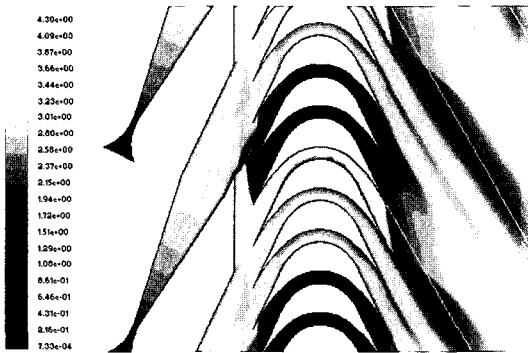


Fig. 10 Mach No. contour ( $M_i:2.25, M_u:3.75$ )

(iii) 감속, 가속량이 1.0인 경우

Figure 11 등마하수 선도를 보면 (i),(ii)의 경우와 같이 익렬 내부의 유동은 익렬을 따라 유동이 바뀌지 않고, 익렬을 따라 회전하여 익렬의 출구로 나가는 것을 볼 수 있다. 마찬가지로 노즐의 확장부와 배관이 만나는 곳에서 경사 충격파가 발생해서 충격파를 지나는 흐름은 감속되는 것을 볼 수 있고, 노즐에서 발생한 경사 충격파가 익렬의 내부에서 반사되는 것을 볼 수 있다. 그리고 위 두 경우와 달리 익렬의 흡입면 45% 지점에서 작은 박리가 관찰된다. 이 박리는 노즐에서 발생한 경사충격파가 익렬의 내부에서 반사하면서 생기는 것으로 생각된다.

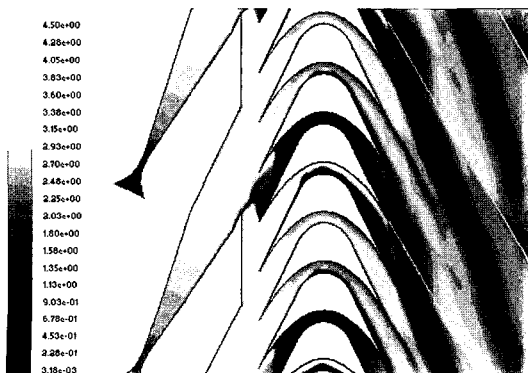


Fig. 11 Mach No. contour ( $M_i:2.0, M_u:4.0$ )

익렬 표면에서의 감속, 가속량을 변화시키면서 특성곡선법으로 설계한 익렬의 전압력 손실 계수를 노즐 출구, 익렬 입구, 익렬 출구, 전체 이렇게 4부분으로 나누어 Fig. 12에 나타내었다.

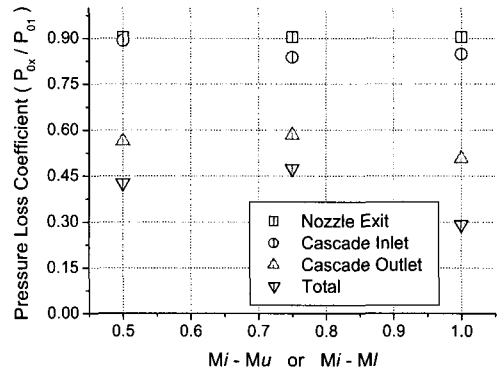


Fig. 12 Pressure loss coefficients with  $M_i, M_u$

Figure 12를 보면 특성곡선법으로 설계한 익렬의 노즐 출구 부분까지의 전압력 손실은 약 10% 정도이고 익렬입구 부분까지는 15%, 그리고 익렬출구 부분까지는 45%, 전체 전압력 손실은 60% 내외인 것을 볼 수 있다. 그리고 가속, 감속의 정도가 0.75일 때 손실은 최소가 된다는 것을 알 수 있다. 이는 익렬 내에서의 손실이 최소가 된 것에 기인한 것이라 볼 수 있다. 가속, 감속의 정도가 커진다는 것은 익렬 사이의 간격이 커지는 것을 의미한다. 익렬의 간격이 커지면 경계층이 두꺼워지거나 경계층 박리가 발생하여 손실이 커지게 된다. 반면에 익렬의 간격이 작아지면 같은 공간에서 벽면이 많아지므로 경계층에 의한 손실이 커진다. 이러한 관점에서 보면 가속, 감속의 정도가 0.75일 때가 최적의 조건이라는 것을 알 수 있다.

4. 결 론

본 수치해석의 타당성 확인을 VKI 선형 터빈 익렬에 대한 유동해석을 수행하여 다른 연구자들의 결과와 비교하여 보았다. 그 결과로 본 프

로그래의 해석결과가 다른 연구자의 결과와 일치하고 있는 것을 보았다.

하지만 초음속 익렬의 경우에 익렬의 앞전에서 생긴 충격파로 인해 초기값으로 준 입구 경계조건이 유지되지 않는 것을 보았고, 이러한 해석으로는 올바른 결과를 낼 수 없었다.

이러한 문제점은 노즐과 익렬을 같이 해석함으로써 해결할 수 있었으며, 현재 사용되고 있는 초음속 터빈의 유동현상을 해석하고, 최종적으로 method of characteristics에 의해 설계되어진 터빈의 유동을 해석한 후 다음과 같은 결론을 얻었다.

- (1) 초음속 터빈의 경우 앞전에서 생긴 충격파에 의해 입구 경계조건이 유지되지 않는 경우가 있었다. 이러한 문제는 노즐과 익렬을 같이 계산함으로써 해결할 수 있었다.
- (2) 초음속 터빈에서 충격파의 구조와 세기가 유동의 특성에 많은 영향을 주는 것을 알 수 있었다.
- (3) 노즐 내부에서 생성된 충격파와 익렬의 앞전에서 발생한 충격파가 초음속 터빈의 손실에 가장 큰 영향을 끼친다.
- (4) 특성곡선법(method of characteristics)에 의해 설계된 터빈은 충격파에 의한 손실을 줄일 수 있었다.
- (5) 특성곡선법에 의해 예측되어지는 유동현상과 실질적인 점성유동과 차이점이 존재하므로 특성곡선법에 의해 설계되어진 터빈에서도 충격파와 경계층, 박리에 의한 손실에 대한 고려가 필요하다.
- (6) 초음속 터빈의 손실을 줄이기 위해서는 노즐과 익렬에서 생성되는 충격파와 박리를 최소

로 하는 설계가 필요하다.

이상의 결과로 볼 때, 노즐과 익렬을 같이 계산 하는 것이 초음속 터빈의 유동해석에 적합하며, 초음속 터빈 익렬의 설계시에 충격파를 최소화하는 설계가 필요한 것을 알 수 있었다.

## 참고 문헌

1. 홍창욱, 김경호, "터보펌프 시스템용 충동형 터빈개발," 고압터보펌프 개발 Workshop (민군겸용기술사업), 현대모비스 기술연구소, 7월 2001
2. R. F. Cuffel., H. Black and P. F. Master, "Transonic Flow Field in a Supersonic Nozzle with Small Throat Radius of Curvature," AIAA, J., 17, 1364, 1969
3. Louis, J. Goldman & Vincent J. Scullin, "Analytical Investigation of Supersonic Turbomachinery Blade I - Computer Program for Blading Design," NASA TN D-4421
4. Kiock, A., Lehthaus, F., Baines, N.C. and Sieverding, C.H., "The Transonic Flow through a Plane Turbine Cascade as Measured in Four European Wind Tunnels," Trans. of the ASME, J. of Eng. for Gas Turbines and Power. Vol. 108, 1986, pp. 277-285
5. 신봉근, 성영식, 정수인, 김귀순, 이은석, "초음속 터빈 캐스케이드 입구 경계조건의 특성에 관한 연구," 한국추진공학회, 제21회 추계 학술대회논문집, 2003, pp.99-103