

형상 변수에 따른 부분 흡입형 초음속 터빈 손실에 관한 수치적 연구

신봉근* · 임강수* · 김귀순* · 정은환** · 박편구**

A Numerical Analysis of the Partial Admission Supersonic Turbine Losses for Geometric Conditions

BongGun Shin* · KangSoo Im* · KuiSoon Kim* · EunHwan Jeong** · PyunGoo Park**

ABSTRACT

In this paper, numerical analyses of the flow within turbine for geometric conditions such as nozzle shape, length of axial clearance, and chamfer angle of leading edge of blade have been performed to investigate the partial admission supersonic turbine losses. Firstly, flow's bending occurred at axial clearance is depended on nozzle shape. Next, the chamfer angle of leading edge affects the strength of shock generated at the leading edge. Finally the expansion and mixing of the flow within axial clearance are largely depended upon the length of axial clearance. Therefore it is found that aerodynamic losses of turbine is affected by nozzle shape and chamfer angle and that partial admission losses is depended on nozzle shape and the length of axial clearance.

초 록

본 논문에서는 터빈의 형상 변수에 따른 부분흡입형 초음속 터빈 손실 특성을 분석하기 위하여 초음속 노즐 형상, 축방향 간극 길이, 로터 앞전의 모서리각에 따른 초음속 터빈내 유동 해석을 실시하였다. 먼저 축방향 간극을 진행하면서 발생하는 유동의 익렬 팁방향의 휘어짐은 초음속 노즐 형상에 크게 영향을 받는다. 다음으로 모서리각은 익렬 앞전에서 발생하는 충격파등의 강도를 결정한다. 마지막으로 축방향 간극에서 발생하는 유동의 확산 및 혼합은 축방향 간극 길이에 크게 영향을 받았다. 따라서 터빈내에서 발생하는 손실 중 유체역학적 손실은 노즐 형상과 로터 앞전의 모서리각에 의해 결정되었으며, 부분 흡입 손실은 노즐 형상 및 축방향 간극 길이에 영향을 받았다.

Key Words: Supersonic Turbine Losses; Axial Clearance; Nozzle Shape; Chamfer Angle;

1. 서 론

높은 비추력을 발생시켜야 하는 층동형 터빈은 일반적으로 초음속 유동 조건하에서 작동된다. 또한 무게 때문에 유량을 제한하는 경우가 보통이다. 따라서 이러한 경우 초음속 터빈은 전체 흡입형 방식 대신 부분 흡입형 방식을 채택하게 된다. 이

* 부산대학교 항공우주공학과 추진기관실험실1

** 한국항공우주연구원 터보펌프그룹
연락처자, E-mail: aerogod@empal.com

렇게 부분 흡입형 방식을 선택하는 이유는 매우 적은 작동 유체에 작동하는 터빈에 전체 흡입형 방식을 채택하면 노즐 및 로터 익렬 높이 또한 매우 작아져, 로터 익렬 팁 손실이 크게 증가하여 터빈 효율 및 파워가 급격하게 감소하기 때문이다. 따라서 부분 흡입형 방식을 채택하여 익렬 높이를 증가시켜 설계한다. 하지만 이러한 부분 흡입형 방식은 전체 흡입형 손실[1-3] - 노즐과 로터의 유체 역학적 손실, 로터 팁 손실, 그리고 기계역학적 손실 - 이외에 추가로 부분 흡입에 따른 부분 흡입 손실이 발생하게 된다. 이 부분흡입에 의한 손실에 관한 연구는 Robert[3], Verneau[4] 및 조종현[5] 등 많은 과학자들에 의하여 이루어졌다. 하지만 대부분의 연구에서는 원형 노즐에 대한 연구만 이루어졌으며, 또한 전체 흡입형 손실과 부분 흡입형 손실을 별개로 고려하여 연구를 실시하였다. 따라서 본 연구에서는 기존 연구[6]를 바탕으로 터빈 손실에 큰 영향을 미치는 인자를 선택하여 전산해석을 실시하였다.

2. 수치적 기법 및 경계 조건

2.1 수치적 기법

본 연구에서 적용된 지배방정식은 3D Navier-Stokcers 방정식이며, 전산 해석에 적용된 수치적 기법으로는 시간에 대해서는 4차 Explicit Runge-Kutta 적분법을, 공간에 대해서는 2차 Upwind 차분법인 Symmetric TVD 기법을 사용하였다.

2.2 경계 조건

입구 경계조건은 전압력 5.78Mpa, 전온도 900K으로, 출구 경계 조건은 정압력 0.4Mpa로 고정하였으며, 모든 벽면은 단열 및 점성 벽면으로 설정하였다

3. 결과와 고찰

3.1 초음속 노즐형상에 따른 손실 특성

3.1.1 초음속 노즐의 형상

일반적으로 초음속 터빈에서는 원형 노즐을 초

음속 노즐로 사용한다. 원형 노즐은 2차원의 수축·확산 노즐 형상만 고려하면 되기 때문에, 다른 형상의 노즐보다 쉽게 최적 설계 및 제작이 가능하다. 하지만 이 원형 노즐은 Kalmykov[7]가 언급한것처럼 다른 형상의 노즐보다 더 큰 손실을 발생시킨다. 따라서 본 연구에서는 3가지 다른 사각형 노즐을 설계하여 노즐 형상에 따른 터빈내에서 발생하는 손실을 분석하였다.

첫 번째 사각형 노즐은 Fig.1 (a)의 정사각형 노즐이다. 이 노즐은 노즐 입구와 목, 확산부 끝단에 정사각형의 위치시켜 설계하였다. 다음으로 Fig. 1 (b)의 직사각형 노즐이다. 이 노즐은 2차원 초음속 노즐 형상을 수직 방향으로 균일하게 배치하여 설계하였다. 마지막 사각형 노즐은 Fig. 1 (c)의 휘어진 사각형 노즐이다. 이 노즐은 직사각형 노즐과 같이 2차원의 초음속 노즐 형상을 수직 방향으로 균일하게 배치하여 설계하였으나, 노즐 출구 형상이 익렬 유로 입구 형상과 유사하게 설계하기 위하여 노즐의 윗면과 아랫면을 반경방향으로 잘라내었다.

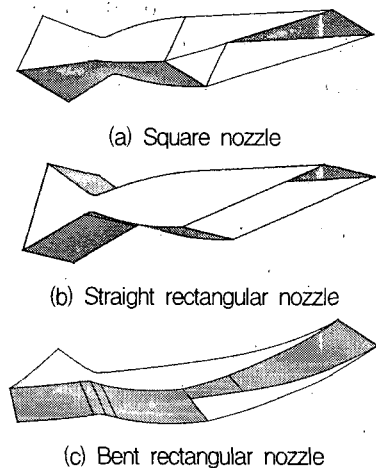


Fig. 1 The shape of different rectangular nozzles

3.1.2 노즐 형상에 따른 유로방향의 유동 특성

Fig. 2는 원형노즐의 계산 결과 중 익렬 높이방향 50%지점에서의 유동 결과를 등마하선도로 나타낸 것이다. 결과에서 알 수 있듯이, 노즐의 아랫면 끝단에서는 과대 팽창이 발생하여 약한 충격파가 발생하며, 유동은 로터 회전 방향으로 휘어진다. 이와는 달리 노즐 위쪽 끝단에서는 과소팽창이 발

생하여 7번 유로 (7번 익렬 위쪽 유로)로 들어가는 유동은 다른 유로로 들어가는 유동보다 더 가속된다. 1번에서 6번 익렬의 앞전에서는 Detached shock이 발생하고, 약한 경사 충격파가 압력면 앞전 끝단에서 이어서 발생한다. 7번 유로를 제외한 모든 유로 내부에서 박리가 익렬 압력면의 약 40% 지점에서 발생하여 후류로 퍼져나간다. 이러한 박리현상은 경계층과 압력면에서 발생하는 충격파의 상호작용에 의해 발생한다.

Fig. 3에서 Fig. 5까지는 서로 다른 3개의 사각형 노즐일때의 유동해석 결과들이다. 이 결과들을 원형 노즐일때의 결과와 비교하였을때, 유로내에서 발생하는 유동 박리현상의 시작 위치와 크기, 그리고 유동 속도등의 약간의 차이는 있지만, 전반적인 유동 특성은 원형 노즐의 유동 특성과 동일하다.

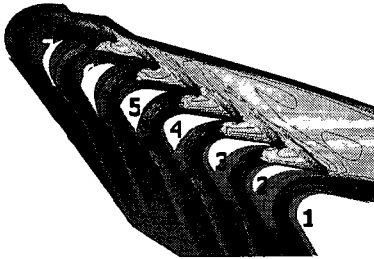


Fig. 2 Mach No. Contours at mid-span plane for circular nozzle

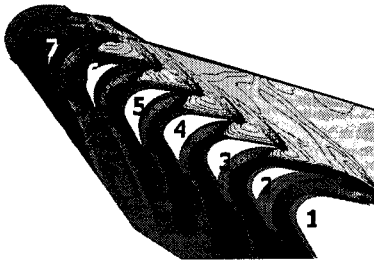


Fig. 3 Mach No. Contours at mid-span plane for square nozzle

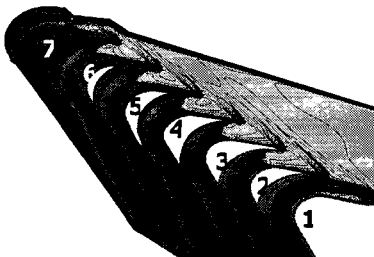


Fig. 4 Mach No. Contours at mid-span plane for straight rectangular nozzle

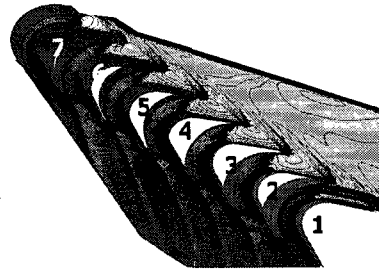


Fig. 5 Mach No. Contours at mid-span plane for bent rectangular nozzle

3.1.3 노즐 형상에 따른 반경 방향의 유동특성

Fig. 6 (a)는 원형노즐의 경우, 축방향 간극 출구 부에서의 반경방향 유동 특성을 등마하선도로 나타낸 것이다. 축방향 간극의 길이가 블레이드 높이보다 매우 짧고, 유동속도가 매우 빠르기 때문에 초음속 유동은 축 방향 간극을 통과하면서 반경방향으로 유동은 거의 팽창하지 않는다. 그러므로 작동 유체는 익렬 유로를 가득 채우지 못하고 유로를 통과한다. 더구나 축방향 간극을 지나면서 유동은 익렬 팁방향으로 휘어진다. 이렇게 유동이 휘어지는 이유는 노즐을 빠져나온 유동이 흐르는 영역과 흐리지 않고 유동이 정지해 있는 영역간의 정압력 차이가 발생하여 이로 인한 압력힘이 유동에 영향을 미치기 때문이다. 이 유동휘어짐은 노즐 출구 유동이 흐르지 않는 영역이 증가할수록 증가한다. Fig. 6 (b)는 정사각노즐일 때의 전산해석 결과이다. 정사각형 노즐의 경우도 원형 노즐일때와 마찬가지로 축방향 간극에서 유동은 반경방향으로 거의 팽창하지 않으며, 익렬 팁 방향으로 휘어진다. 하지만 그 휘어짐의 정도는 원형 노즐일때보다 약하다. 따라서 유동은 익렬 유로 입구부터 더 넓은 영역으로 차지하면 유로내를 통과한다. Fig. 6 (c)는 직사각형 노즐의 결과이다. 유동패턴은 정사각형 노즐의 경우와 매우 유사하다. Fig. 6 (d)는 휘어진 사각형 노즐의 결과이다. 앞의 세가지 노즐의 결과와 비교했을 때, 축방향 간극에 걸쳐 나타나는 익렬 팁방향으로 유동의 휘어짐 현상이 가장 작게 발생하며, 이로 인하여 작동유체는 로터 유로를 가장 많이 차지하면서 후류로 빠져나간다. 하지만 축방향 간극을 통과한 유동은 익렬 회전방향으로 확산되어 1번과 7번 유로로 들어간다.

노즐 형상에 따른 반경방향의 유동 특성을 살펴

보았을때, 축방향 간극에서의 유동 휘어짐 현상과 익렬 유로 내부를 흐르는 유동이 차지하는 유로 면적이 노즐 형상에 크게 영향을 받는다.

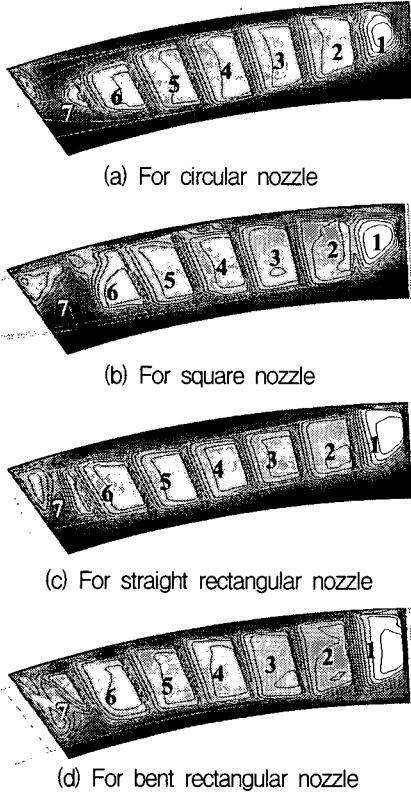


Fig. 6 Mach No. Contours at exit plane of axial clearance according to nozzle shape

3.1.4 노즐 형상에 따른 성능 특성

Fig. 7은 노즐형상에 따른 노즐과 축방향 간극에서의 전압력 계수 분포이다. 휘어진 사각형 노즐의 경우 Fig. 6의 1번과 7번 유로 유동 특성에서도 확인할 수 있듯이 다른 노즐보다 더 많은 확산이 발생하여 확산손실은 증가하나, 유동이 휘어지면서 발생하는 혼합손실은 크게 감소하게 된다. 따라서 축방향 간극에서의 전압력 손실은 다른 노즐에 비해 크게 감소한다. Fig. 8은 노즐 형상에 따른 터빈 로터의 효율을 나타낸 것이다. 로터 효율은 축방향 간극에서의 유동의 휘어짐에 반비례하는데, 축방향 간극에서 유동이 더 많이 휘어질수록 유동이 유로내부를 통과하면서 차지하는 유로면적이 작아지기 때문이다. Fig. 9는 노즐 형상에 따른 파워 분포이다. 휘어진 사

각형 노즐의 파워가 다른 노즐의 파워보다 1%~4% 높다. 따라서 휘어진 사각형 노즐을 사용함으로써 터빈 성능을 향상시킬 수 있다.

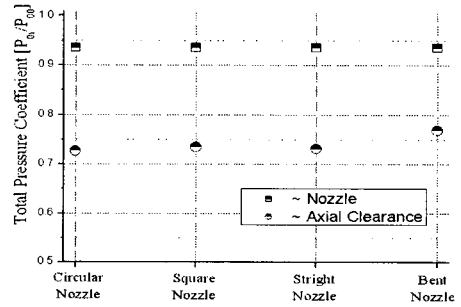


Fig. 7 Total pressure coefficient distribution of nozzle and axial clearance according to nozzle shape

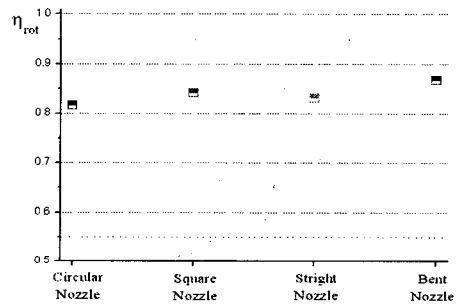


Fig. 8 Total-static efficiency distribution of rotor according to nozzle shape

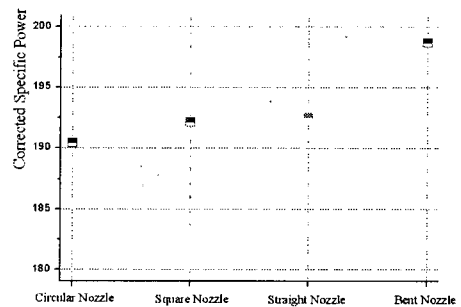


Fig. 9 Power distribution according to nozzle shape

3.2. 익렬 앞전 모서리각에 따른 손실 특성

3.2.1 익렬 앞전의 모서리각

터빈내에서 가장 큰 유동 변화와 손실이 발생하는 부분은 익렬 앞전 부근이다. 따라서 손실을 줄이기 위해서 본 연구에서는 익렬 앞전의 모서

리각에 따른 유동 해석을 실시하였다. 익렬 앞전 모서리각(θ)은 Fig. 10에서 알 수 있듯이 로터 블레이드의 회전방향과 앞전의 단면이 이루는 각이다

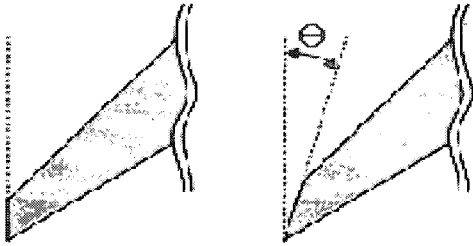


Fig. 10 The chamfer angle

3.2.2 모서리각에 따른 유로방향의 유동 특성

Fig. 11~15는 모서리각이 $0^\circ \sim 16^\circ$ 일때 유로 방향의 유동 특성을 보여준다. 이 결과를 비교해보면, 모서리각이 증가할수록 익렬 앞전의 bluntness가 감소하므로 익렬 앞전에서 Detached shock 및 흡입면 익렬 앞전 끝단에서 발생하는 경사충격파의 강도가 약해진다. 이로 인하여 축방향 간극의 정압력 증가가 적어지며 노즐출구 정압력 차이가 또한 작아져 노즐 끝단에서 발생하는 과대팽창 또는 과소팽창이 약해진다. 또한 모서리각이 증가할수록 압력면 끝단에서 발생하여 후류로 전파되는 경사충격파가 약해져, 흡입면에서 발생하는 유동 박리가 더 후류쪽에서 발생한다. 하지만 경사충격파의 강도가 약해지면 익렬 유로 직선부를 통과하는 유동의 속도는 증가하여 유동 박리는 오히려 더 강하게 발생한다.

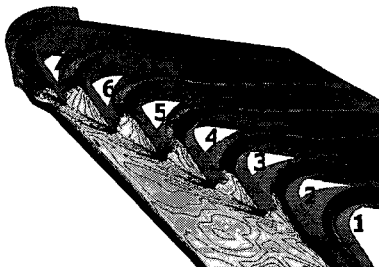


Fig. 11 Mach No. Contours at mid-span plane for the chamfer angle of 0°

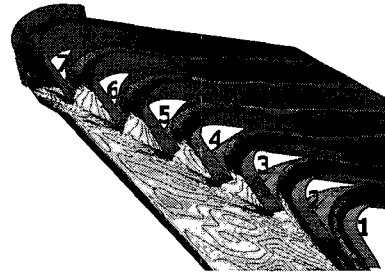


Fig. 12 Mach No. Contours at mid-span plane for the chamfer angle of 4°

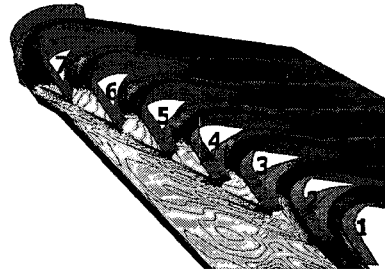


Fig. 13 Mach No. Contours at mid-span plane for the chamfer angle of 8°

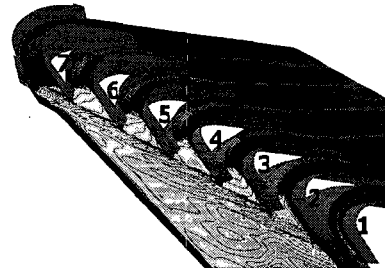


Fig. 14 Mach No. Contours at mid-span plane for the chamfer angle of 12°

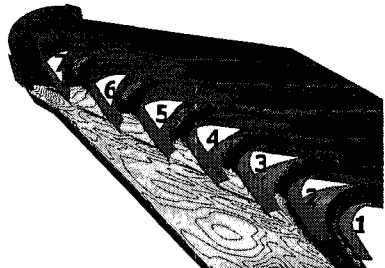


Fig. 15 Mach No. Contours at mid-span plane for the chamfer angle of 16°

3.2.3 모서리각에 따른 반경방향의 유동 특성

Fig. 16은 모서리각에 따른 축방향 간극 출구면에서의 유동 특성을 등마하선도로 나타낸 것이다.

모서리각이 증가하면 익렬 앞전에서 발생하는 Detached shock과 경사충격파에 의한 속도손실이 감소하다. 하지만 노즐모양이 일정하므로, 축방향 간극에서 발생하는 유동의 휘어짐현상은 모서리각에 상관없이 일정하다.

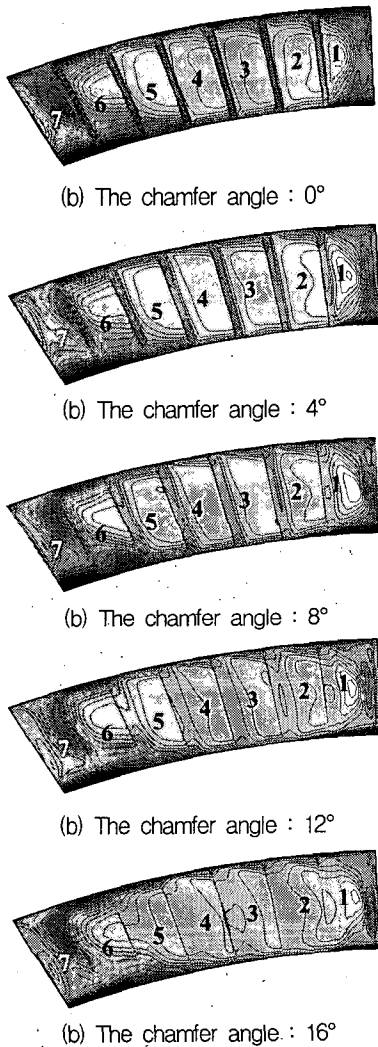


Fig. 16 Mach No. Contours at the exit plane of axial clearance for various chamfer angle

3.2.3 모서리각에 따른 성능특성 비교

Fig. 17은 모서리각에 따른 노즐과 축방향 간극에서의 전압력계수 분포를 나타낸 것이다. 앞전의 모서리각이 커질수록 익렬 앞전에서 발생하는 충격파 등에 의한 유체역학적 손실이 작아져, 축방향

간극까지의 전압력 손실이 감소한다. Fig. 18은 모서리각에 따른 터빈 로터의 효율을 나타낸 것이다. 모서리각이 0°일때를 제외하면 모서리각이 증가할수록 로터 효율은 떨어지는데 이것은 모서리각이 감소할수록 유로입구부의 속도가 증가하여 유동 박리가 강해지기 때문이다. 하지만 모서리각이 0°일때는 익렬 앞전 끝단에서 강한 경사 충격파가 발생하여 유동 손실이 크게 발생한다. Fig. 19은 모서리각에 따른 파워의 분포를 나타낸다. 모서리각이 16° 일때의 터빈 파워가 모서리각이 0° 일때보다 4.5% 높다. 따라서 적절한 모서리각을 선택함으로써 터빈 성능을 향상시킬 수 있다.

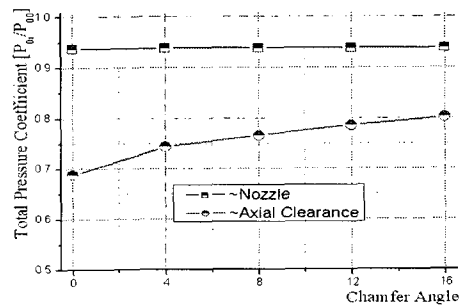


Fig. 17 Total Pressure Coefficient Distribution according to chamfer angle

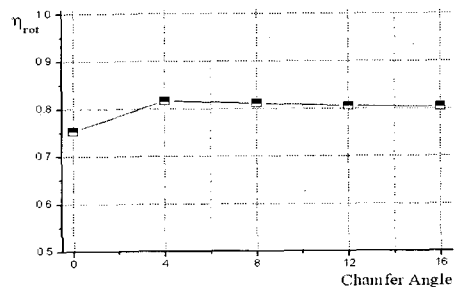


Fig. 18 Total-static efficiency distribution for rotor blades according to chamfer angle

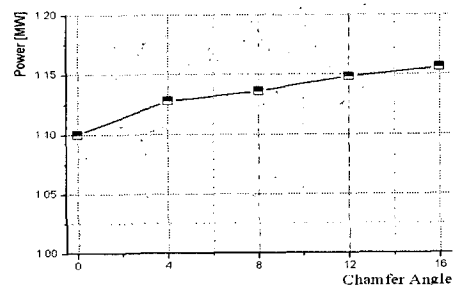


Fig. 19 Power distribution according to chamfer angle

3.3. 축방향 간극의 길이에 따른 손실 특성

3.3.1 축방향 간극 길이에 따른 유로방향의 유동특성

Fig. 20~24는 축방향 간극 길이를 1mm에서 5mm까지 변화시켰을때 유로방향의 유동 특성을 나타낸 것이다. 1번 유로 (1번과 2번 익렬 사이 유로)와 7번 유로 (7번 익렬 위쪽 유로)를 제외한 나머지 유로에서의 유동 특성- 익렬 앞전에서 발생하는 충격파와 유로내부에서 발생하는 유동 박리등은 축방향 간극 길이에 상관없이 거의 일정하다. 하지만 축방향 간극이 증가할수록 노즐 윗 끝단과 7번 유로사이에서 유동은 더 많이 확산되어 7번 유로로 들어간다.

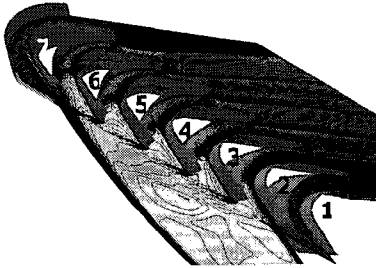


Fig. 20 Mach No. Contours at mid-span plane for the length of axial clearance of 1mm

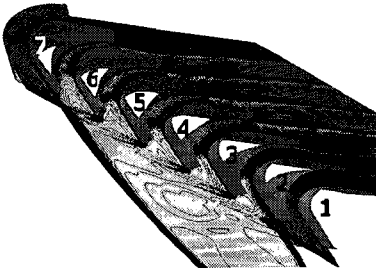


Fig. 21 For the length of axial clearance of 2mm

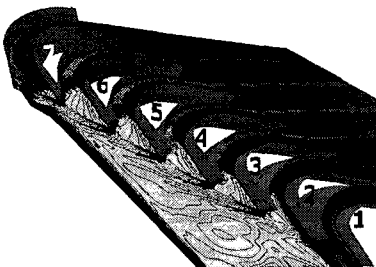


Fig. 22 For the length of axial clearance of 3mm

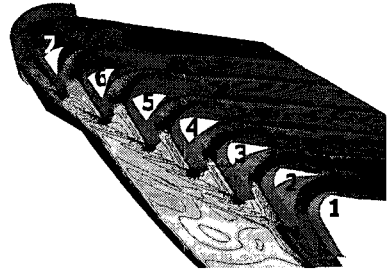


Fig. 23 For the length of axial clearance of 4mm

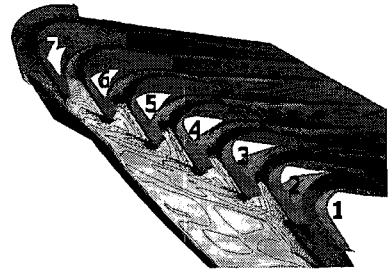
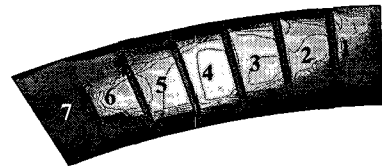


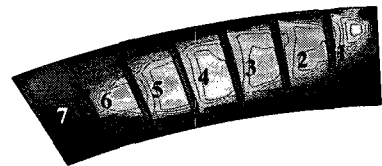
Fig. 24 For the length of axial clearance of 5mm

3.3.2 축방향 간극 길이에 따른 반경방향의 유동특성

Fig. 25는 축방향 간극 길이에 따른 축방향 간극 출구면에서의 유동 특성을 등마하선도로 나타낸 것이다. 결과에서 확인할수 있듯이 축방향 간극 길이가 증가할수록 반경방향으로 유동 확산이 더 많이 발생한다. 또한 노즐 위쪽 끝단부에서 더 많은 확산이 발생하기 때문에 1번과 2번 유로의 속도가 증가한다. 하지만 축방향 길이가 너무 짧은 1mm의 경우는 다른 경우에 비해 1번 유로로 매우 적은 유량이 들어가고 있으면 유량 속도 또한 매우 낮다. 이것은 익렬 앞전에서 발생한 충격파가 노즐 내부까지 전파되어 노즐에서 팽창이 덜 이루어졌기 때문이다.



(a) The length of axial clearance : 1mm



(b) The length of axial clearance : 2mm

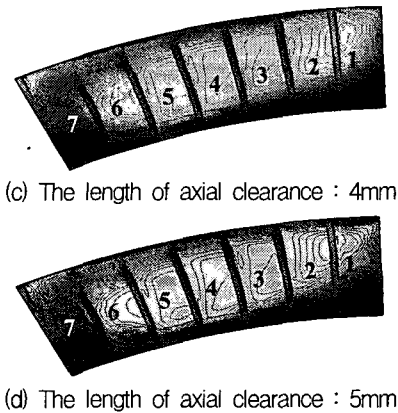


Fig. 25 Mach No. Contours. at the exit plane of axial clearance according to axial clearance

3.3.3 축방향 간극의 길이에 따른 성능특성 비교

Fig. 26은 축방향 간극의 길이에 따른 노즐과 축방향 간극에서의 전압력 계수의 분포를 나타낸다. 축방향 간극 길이가 증가할수록 혼합 손실 및 확산 손실이 증가하기 때문에 전압력 손실은 증가한다. 하지만 축방향 길이가 1mm일 경우에는 익렬 앞전에서 발생한 충격파가 노즐내부 유동까지 영향을 주어 손실이 2mm 경우보다 오히려 크게 발생한다. Fig. 27는 축방향 간극 길이에 따른 터빈 로터의 효율을 나타낸 것이다. 미세한 차이는 발생하나 축방향 간극 길이에 따른 터빈 내부 유동에는 큰 차이가 없기 때문에 로터 효율은 축방향 간극 길이에 상관없이 일정하다. Fig. 28은 축방향 간극의 길이에 파워의 분포를 나타낸다. 축방향 간극이 2mm일때가 축방향 간극에서 발생하는 손실이 가장 적기 때문에 파워는 가장 높다.

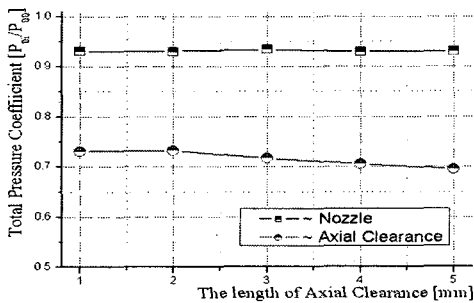


Fig. 26 Total Pressure Coefficient Distribution according to axial clearance's length

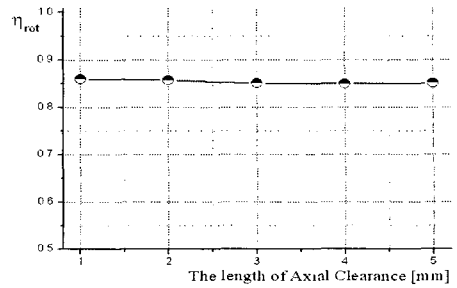


Fig. 27 Total-static efficiency coefficient distribution of rotor according to axial clearance's length

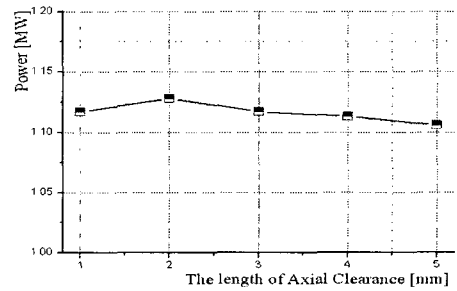


Fig. 28 Power distribution of rotor according to axial clearance's length

4. 결 론

본 논문에서는 부분 흡입형 초음속 터빈의 설계 변수에 따른 터빈내에서 발생하는 손실을 분석하기 위하여, 설계 변수 중 노즐의 형상, 모서리각 그리고 축방향 간극의 길이를 변화시키면서 전산해석을 실시하였다. 각 변수에 따른 유동 및 성능 특성을 살펴보면 다음과 같다.

1. 노즐 형상에 따른 결과들을 비교해 본 결과, 축방향 간극을 통과하면서 발생하는 유동의 휘어짐은 노즐 출구 형상과 익렬 유로 형상 사이의 차이가 증가할수록 심해지며, 축방향 간극에서의 확산 및 혼합손실이 증가한다. 또한 유동의 휘어짐이 심해질수록 유동이 유로 내부를 통과하는 면적이 작아져, 로터내의 유체역학적 손실이 증가한다.
2. 모서리각에 따른 유동 및 성능 특성들을 비교해 본 결과, 모서리각이 증가할수록 익렬 앞전에서 발생하는 충격파등의 강도가 감소하

고, 축방향 간극의 유체역학적 손실이 감소한다. 하지만 유로 입구부로 들어가는 유동 속도는 증가하게 되어 더 강한 박리현상이 발생한다. 따라서 로터의 유체역학적 손실은 오히려 증가한다.

3. 마지막으로 축방향 간극 길이에 따른 결과들을 비교해 본 결과, 축방향 길이가 증가할수록 축방향 간극에서 발생하는 확산손실 및 혼합손실이 증가하였다. 하지만 축방향 길이가 너무 짧으면 익렬 앞전에서 발생한 충격파가 노즐 내부 유동에 영향을 미쳐서 오히려 손실은 증가한다.
4. 따라서 굽은 사각형 노즐, 적합한 모서리각과 축방향 간극 길이를 선택함으로써 부분흡입형 초음속 터빈의 성능을 향상시킬 수 있다.

참 고 문 헌

1. C. D. Colclough, "Design of Turbine Blades Suitable For Supersonic Relative Inlet Velocities And The Investigation of Their Performance In Cascade : Part 1 - Theory and Design", Journal Mechanical Engineering Science, Vol. 8, pp. 110-123, 1966.
2. C. D. Colclough, "Design of Turbine Blades Suitable For Supersonic Relative Inlet Velocities And The Investigation of Their Performance In Cascade : Part 2 - Experiment, Results and Discussions", Journal Mechanical Engineering Science, Vol. 8, pp. 185-197, 1966
3. R. C. Kohl, H. Z. Herzig, and W. J. Whitney, "Effects of Partial Admission On Performance Of A Gas Turbine", Technical Note of NACA, No. 1807, 1949.
4. A. Verneau, "Supersonic Turbines for Organic Fluid Rankine Cycles from 3 to 1300KW", Lecture Series 1987-07, 1987
5. 조종현, 조수용, 김수용, 최상규, "부분분사에 의하여 작동하는 축류형터빈의 성능예측에 관한 연구", 한국추진공학회지, 제9권, 제3호, 2005. pp. 10-17.
6. B. G. Shin, S. I. Jeong, K. S. Kim, and E. S. Lee, "A Study on the Performance of Supersonic Cascades with The Nozzle Inlet Boundary", Asian Joint Conference on Propulsion and Power of The Korean Society of Propulsion Engineers, pp. 720-728, Seoul, 2004.
7. C. P. Kalmykovi, "Calculation of Gas-dynamic and Geometric Parameters of Turbine," HYSA-99-S0001, 1999.