

研究論文

노즐 형상에 따른 부분 흡입형 초음속 터빈의 성능특성에 관한 수치적 연구

조종재* · 권태운** · 김귀순***† · 정은환**** · 박편구****

Numerical Analysis of the Effect of Nozzle Shapes on the Performance of a Partial Admission Supersonic Turbine

Jongjae Cho* · Taeun Kwon** · Kuisoon Kim***† · Eunhwan Jeong**** · Pyungoo Park****

ABSTRACT

A supersonic nozzle specially is one of the important part in a supersonic turbine usually adapted the impulse type, because the flow acceleration in the turbine theoretically is done only in the nozzle. The present study deals with numerical flow analysis to investigate the effect of nozzle shapes on the performance characteristics of a partial admission supersonic turbine. The flow analysis was performed for four different nozzle shapes. The shapes of the nozzles are circular, square, straight rectangular and bent rectangular nozzles. The results of the flow analysis showed that the aerodynamic loss of turbine is highly affected by the nozzle shapes, and the partial admission loss is also highly depended on nozzle shapes. Specially, bent rectangular nozzle had the best performance among the nozzle shapes

초 록

일반적으로 충동형을 채용하는 초음속 터빈의 경우, 이론적으로 노즐에서 모든 유동의 가속이 이루어지므로, 초음속 노즐은 특히 초음속 터빈의에서 중요한 부분 중의 하나이다. 본 논문에서는 부분 흡입형 초음속 터빈의 노즐 형상에 따른 성능 특성을 분석하기 위하여 유동 해석을 실시하였다. 노즐은 원형 노즐, 정사각 노즐, 직선 사각 노즐과 굽은 사각 노즐 등의 네 종류를 사용하였다. 해석결과 터빈 내에서 발생하는 유체역학적 손실은 노즐 형상에 크게 영향을 받으며, 부분 흡입 손실 또한 노즐 형상에 크게 영향을 받는 것을 알 수 있었다. 특히, 굽은 사각 노즐이 가장 좋은 성능을 나타내었다.

Key Words: Supersonic Turbine Loss(초음속 터빈 손실), Nozzle Shape(노즐 형상)

접수일 2009. 10. 21, 수정완료일 2010. 4. 7, 게재확정일 2010. 4. 13

* 정회원, 부산대학교 대학원 항공우주공학과

** 학생회원, 부산대학교 대학원 항공우주공학과

*** 종신회원, 부산대학교 항공우주공학과

**** 정회원, 한국항공우주연구원 터보펌프팀

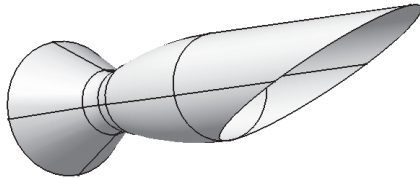
† 교신저자, E-mail: kuskim@pusan.ac.kr

Nomenclature

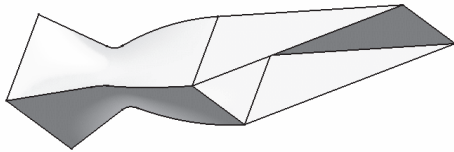
P : chord
 η : Efficiency

Subscripts

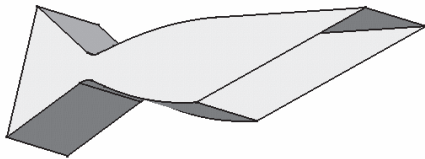
00 : nozzle inlet total property
 01 : cascade inlet total property
 t-s : total to static property



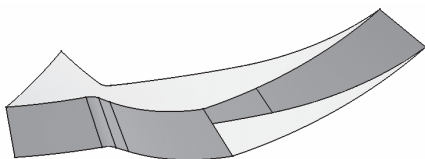
(a) Circular Nozzle



(b) Square Nozzle



(c) Straight Rectangular Nozzle



(d) Bent Rectangular Nozzle

Fig. 1 Shapes of the nozzle

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(Full admission type) 방식 대신 부분 흡입형 방식(Partial admission type)을 채택하게 된다. 이렇게 부분 흡입형 방식을 선택하는 이유는 매우 적은 작동 유체 조건에서 전체 흡입형 방식을 채택하면 노즐 및 로터 익렬 높이가 매우 낮아지므로 로터 익렬 팁 손실이 크게 증가하고 터빈 효율 및 파워가 급격하게 감소하기 때문이다. 따라서 부분 흡입형 방식을 채택함으로써 노즐 및 로터 익렬의 높이를 높게 설계할 수 있다. 하지만 이러한 부분 흡입형 방식은 전체 흡입 손실[1-3](노즐과 로터의 유체역학적 손실, 로터 팁 손실, 기계 역학적 손실) 이외에 추가로 부분 흡입에 따른 부분 흡입 손실이 발생하게 된다. 이러한 부분흡입에 의한 손실에 관한 연구는 Robert[3], Verneau[4] 및 조종현[5] 등의 많은 과학자들에 의하여 이루어졌다. 하지만 대부분의 연구에서는 원형 노즐에 대한 것이며 각 손실에 대한 터빈 형상과 관련된 상관관계보다는 각각의 손실의 전체적인 원인에 대해 연구하였다.

따라서 본 연구에서는 기존 연구[6]를 바탕으로 터빈을 구성하는 주요 부품인 노즐이 터빈의 성능에 어떠한 영향을 미치는 지에 대해 Fig. 1(a)~(d)에서 보이는 바와 같이 일반적으로 널리 사용되는 원형(Circular) 노즐과 본 연구를 위해 설계한 정사각(Square) 노즐, 직선 사각(Straight rectangular) 노즐, 굽은 사각(Bent rectangular) 노즐에 대해 전산해석을 실시하였다.

2. 수치해석 기법 및 경계 조건

실제 터빈의 형상은 회전축에 대하여 축대칭이 아니며 내부에는 비정상성 강한 유동이 존재하므로 이에 대한 해석을 수행하기 위해서는 많

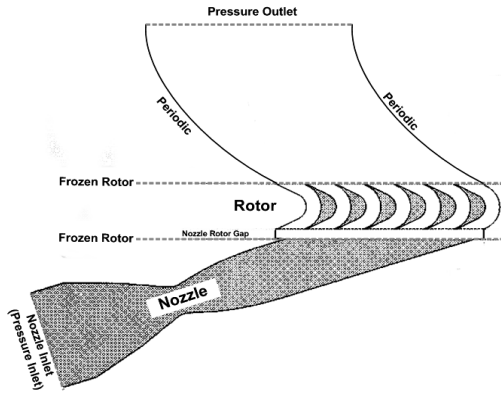


Fig. 2 Computational Domain of the Turbine Stage

은 계산 자원과 시간이 소요된다. 이러한 어려움을 극복하기 위해 본 계산에서는 Fig. 2와 같이 1개의 노즐에 해당하는 영역에 대해 주기조건을 적용한 계산영역을 구성하고 터빈의 유동을 정상상태로 가정한 후, 회전부와 정지부의 경계면에서는 프로즌 로터(Frozen rotor) 기법을 적용하여 계산을 수행하였다.

계산은 앞서 선행된 여러 연구를 통해 초음속 터빈 관련 성능예측 결과에 대한 신뢰성을 확보한, 상용 유동해석 소프트웨어인 FINE™/Turbo를 이용하여 수행하였다[7][8]. 본 연구에서 적용된 지배방정식은 3차원 Navier-Stokes 방정식이며, 전산 해석에 적용된 수치적 기법으로는 시간에 대해서는 4차 Explicit Runge-Kutta 적분법을, 공간에 대해서는 2차 Upwind 차분법인 Symmetric TVD 기법을 사용하였다. 입구 경계조건은 Pressure inlet 조건을 사용하였다. 유동 입구의 위치는 Fig. 2에서 보이는 것처럼 위치하도록 하였으며, 입구값을 전압력 5.78 MPa, 전온도 900 K로 설정하였다. 그리고 출구 경계 조건은 Pressure outlet 조건을 사용하였다. 유동 출구의 위치는 익렬 출구로부터 축방향으로 익렬 코드의 3배만큼 떨어진 곳에 위치하도록 하였으며, 출구값을 정압력 0.4 MPa로 설정하였다. 모든 벽면은 단열 및 점성 벽면으로 설정하였다. 그리고 로터의 회전속도는 20000 rpm으로 고정하였다. Fig. 3에서 보이는 전체 격자는 16개의 H형

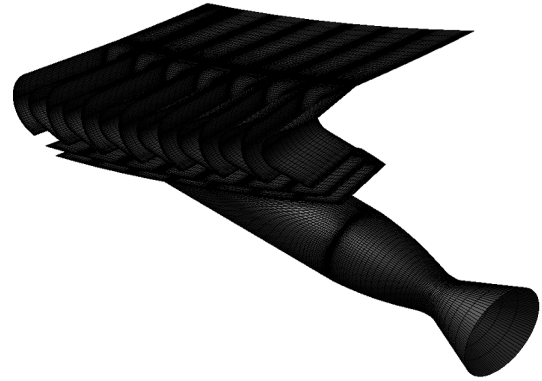


Fig. 3 3D View of the Computational Grid

정렬격자 블록으로 구성되어있으며, 기존 연구에서 실시한 격자수에 대한 검증을 통해 설정한 총 격자점 수는 약 177만개이다[9][10].

3. 결과 및 고찰

3.1 노즐 형상

일반적으로 초음속 터빈에서는 Fig. 1(a)와 같은 원형 노즐을 사용한다. 원형 노즐은 2차원의 수축·확산 노즐 형상만 고려하면 되기 때문에 다른 형상의 노즐보다 쉽게 최적 설계 및 제작이 가능하다. 하지만 이 원형 노즐은 Fig. 4에서 볼 수 있듯이 노즐 출구의 유동 영역과 익렬 유로 입구 단면 영역이 서로 맞지 않으므로 이에 의한 손실이 크다는 단점이 있다[11]. 따라서 본

Circular Nozzle Outlet Cross-Section

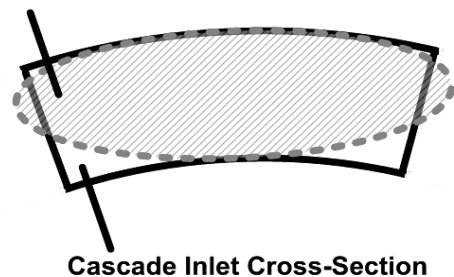


Fig. 4 Cross-section view of the Nozzle outlet and Cascade Inlet

연구에서는 노즐 출구의 유동 영역과 익렬 유로 입구 단면 영역의 불일치로 인한 손실이 줄어들 수 있도록 세 종류의 사각형 노즐을 설계하여 노즐 형상에 따른 터빈 내에서 발생하는 손실을 분석하였다.

Figure 1(b)은 세 종류의 사각형 노즐 중의 하나인 정사각형 노즐이다. 이 노즐은 노즐 입구와 목, 확산부가 끝나는 곳의 단면을 정사각형으로 만들어 설계하였다. Fig. 1(c)은 직사각형 노즐로 2차원 초음속 노즐 형상을 끝벽(Endwall)에서 수직방향으로 확장하여 설계하였다. Fig. 1(d)는 굽은 사각형 노즐이다. 직사각형 노즐과 같은 방법으로 2차원의 초음속 노즐 형상을 끝벽에서 수직방향으로 확장하여 설계하였으며, 노즐 출구 형상을 실제 3차원 터빈 익렬의 유로 입구 형상과 유사하게 설계하기 위하여 Fig. 1(d)과 같이 굴곡을 주었다.

3.2 노즐 형상에 따른 유로방향의 유동 특성

Figure 5(a)는 원형 노즐의 계산 결과 중 익렬 높이 방향(Normal to enwall) 50%지점에서의 유동 결과를 등마하선도로 나타낸 것이다. 노즐 윗면 끝부분에서는 과소 팽창(Under-expansion)이 발생하여 7번 유로 (7번 익렬 위쪽 유로)로 들어가는 유동은 다른 유로로 들어가는 유동보다 더 가속이 된다. 1번에서 6번 익렬의 앞전에서는 이격 충격파(Detached shock wave)가 발생하고,

약한 경사 충격파(Oblique shock wave)가 압력면(Pressure surface) 앞전에서 이어서 발생한다. 7번 유로를 제외한 모든 유로 내부에서 유동 박리(Flow separation)가 익렬 압력면의 약 40% 지점에서 발생하여 후류(Downstream)로 퍼져나간다. 이러한 박리현상은 경계층과 압력면에서 발생하는 충격파의 상호작용에 의해 발생한다. Figure 5(b)는 정사각형 노즐일 때의 계산 결과로, 노즐의 아랫면 끝부분에서 과대 팽창(Over-expansion)이 발생하여 약한 충격파가 발생하며, 유동은 로터 회전 방향으로 휘어진다. 이렇게 휘어진 유동으로 인해, 노즐 출구 제트 경계층(Jet boundary)이 2번과 3번 익렬 사이의 2번 유로로 흐름에 따라 2번 익렬에서 이격 충격파가 발생하지 않는 것을 알 수 있으며, 유동 박리가 원형 노즐에 비해 약간 크게 나타난다. 그리고 6번 유로의 경우, 정사각형 노즐이 원형 노즐에 비해 현저하게 유동 박리 영역이 줄어들었으며, 전체적으로 나머지 유로에서 유동 박리 영역이 줄어들었다. Fig. 5(c)는 사각형 노즐일 때의 계산 결과이다. 노즐의 아랫면 끝부분에서 과대 팽창이 발생하여 약한 충격파가 발생하나 그 강도가 정사각형 노즐에 비해 약하며, 사각형 노즐에서 2번 유로로 유입되는 노즐 출구 제트 경계층이 1번 유로로 유입되며 그 경계층이 2번 익렬 앞전과 만난다. 그리고 전체적인 유동 특성은 원형 노즐과 유사하나 유동 박리 영역이 원형 노즐의

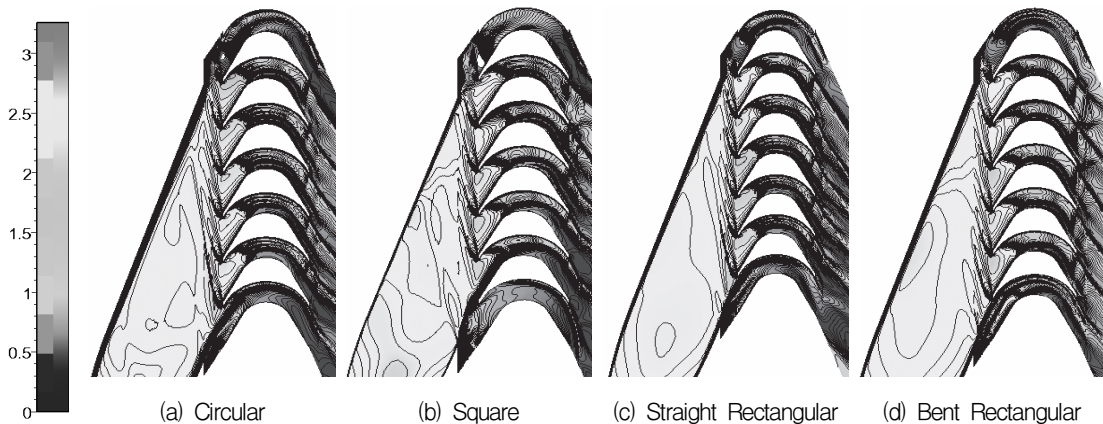


Fig. 5 Mach No. Contours at Mid-span of a Turbine Cascade

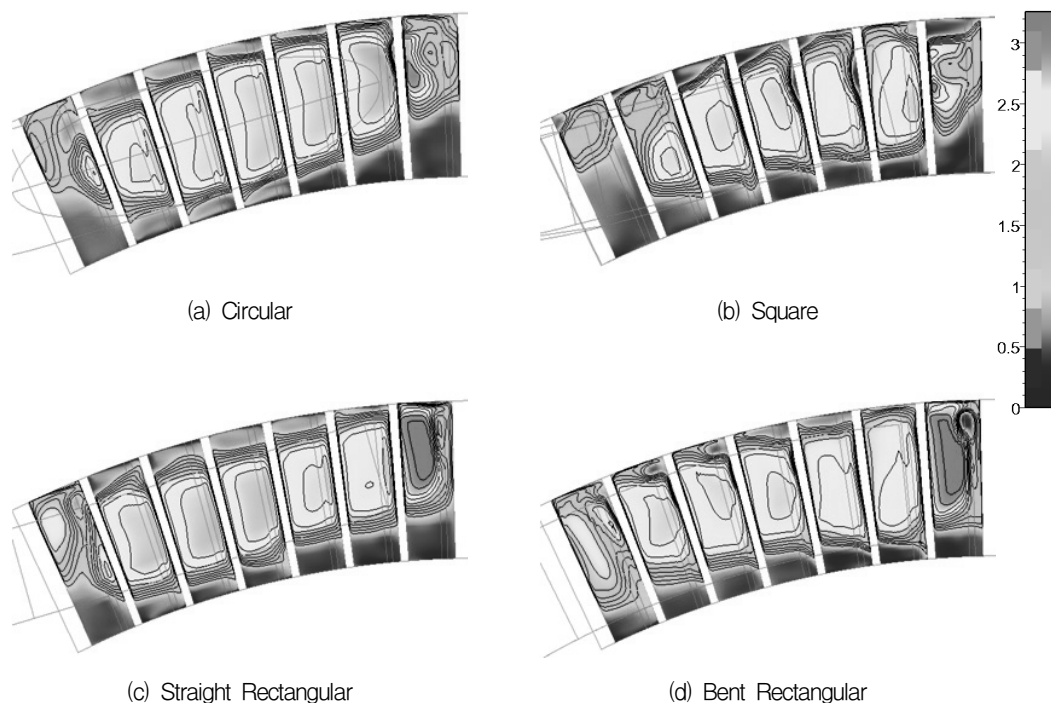


Fig. 6 Mach No. Contours at Exit Plane of Axial Clearance According to Nozzle Shapes

경우에 비해 좀 더 작다. Fig. 5(d)는 굽은 사각형 노즐일 때의 결과로 이 경우 역시 노즐의 아랫면 끝부분에서 과대 팽창이 발생하여 약한 충격파가 발생한다. 노즐 출구 제트 경계층 또한 1번 유로로 유입되나 사각형 노즐의 경우에 비해 좀 더 회전 반대 방향으로 치우친다. 그리고 유동 박리 영역의 경우, 사각형 노즐에 비해 많이 줄어들었다.

네 종류의 노즐 형상에 따른 유동해석 결과들을 서로 비교하였을 때, 전반적인 유동 특성은 원형 노즐의 유동 특성과 비슷하나, 유로 내에서 발생하는 유동 박리의 영역이 원형 노즐에 비해 좀 더 작다.

3.3 노즐 형상에 따른 반경방향의 유동 특성

Figure 6(a)는 원형 노즐의 경우, 축방향 간극 출구부에서의 반경방향 유동 특성을 등마하선도로 나타낸 것이다. 축방향 간극의 길이가 블레이

드 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 팁 방향으로 휘어진다. 이렇게 유동이 휘어지는 이유는 노즐을 빠져나온 유동이 흐르는 영역과 흐르지 않고 유동이 정지해 있는 영역간의 정압력 차이가 발생하여 이로 인한 압력힘이 유동에 영향을 미치기 때문이다. 이 유동 휘어짐은 노즐 출구 부분에서 유동이 흐르지 않는 영역이 증가할수록 증가한다. Fig. 6(b)는 정사각형 노즐일 때의 전산해석 결과이다. 정사각형 노즐의 경우도 원형 노즐일 때와 마찬가지로 축방향 간극에서 유동은 반경방향으로 거의 팽창하지 않으며, 익렬 팁 방향으로 휘어진다. 하지만 그 휘어짐의 정도는 원형 노즐일 때보다 약하다. 따라서 유동은 익렬 유로 입구부

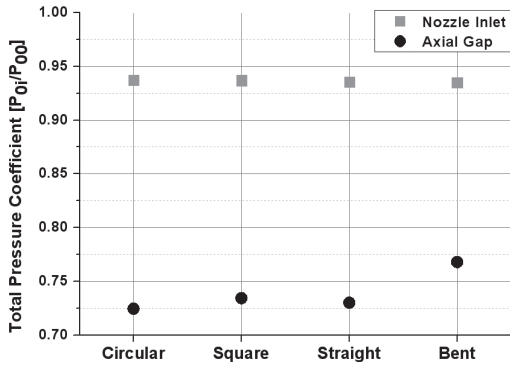


Fig. 7 Total Pressure Coefficients at Nozzle and Axial Gap According to Nozzle Shapes

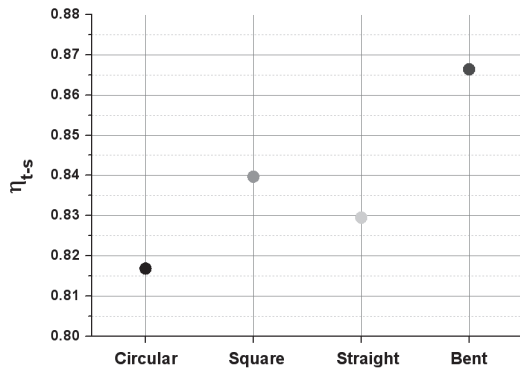


Fig. 8 Total-Static Efficiency Distribution of Rotor According to Nozzle Shapes

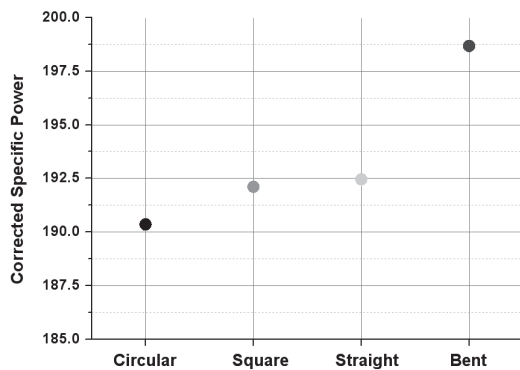


Fig. 9 Power Distribution According to Nozzle Shapes

터 더 넓은 영역으로 차지하면서 유로 내를 통과한다. Fig. 6(c)는 직사각형 노즐의 결과이다. 유동패턴은 정사각형 노즐의 경우와 매우 유사하다. Fig. 6(d)는 굽은 사각형 노즐의 결과이다. 앞의 세 가지 노즐의 결과와 비교했을 때, 축방향 간극에 걸쳐 나타나는 익렬 팁 방향으로 유동의 휘어짐 현상이 가장 작게 발생하며, 이로 인하여 작동유체는 로터 유로를 가장 많이 차지하면서 후류로 빠져나간다. 하지만 축방향을 통과한 유동은 익렬 회전방향으로 확산되어 1번과 7번 유로로 들어간다.

노즐 형상에 따른 반경방향의 유동 특성을 살펴해보았을 때, 축방향 간극에서의 유동 휘어짐 현상과 익렬 유로 내부를 흐르는 유동이 차지하는 유로 면적이 노즐 형상에 크게 영향을 받는다.

3.4 노즐 형상에 따른 성능 특성

Figure 7은 노즐형상에 따른 노즐과 축방향 간극에서의 전압력 계수 분포이다. x축은 각 노즐 형상을 나타내며, y축은 익렬 입구의 전압력을 노즐 입구의 전압력으로 나눈 값을 나타낸다. 굽은 사각형 노즐의 경우, Fig. 6(d)의 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 노즐형상에 따른 터빈 로터의 정 효율(Total to static efficiency)을 나타낸 것이다. 로터 효율은 축방향 간극에서의 유동의 휘어짐에 따라 반비례하는데, 이는 축방향 간극에서 유동이 더 많이 휘어질수록 유동이 유로내부를 통과하면서 차지하는 유로면적이 작아지기 때문이다. Fig. 9는 노즐 형상에 따른 수정 비추력(Corrected specific power) 분포이며, 수정 비추력은 터빈의 파워를 질량유량으로 나눈 것이다. Fig. 8을 통해 굽은 사각형 노즐의 파워가 다른 노즐의 파워보다 1%~4% 높은 것을 알 수 있으며, 굽은 사각형 노즐을 사용하는 것이 터빈 성능을 향상시키는 데 효과적이라 말할 수 있다.

4. 결 론

본 논문에서는 부분 흡입형 초음속 터빈을 구성하는 주요 부분인, 노즐에 따른 터빈의 성능특성을 분석하기 위하여 전산해석을 실시하였다.

굽은 사각형 노즐에서 다른 노즐 형상에 비해 더 많은 확산이 발생하여 확산손실은 증가하나, 유동이 휘어지면서 발생하는 혼합손실은 크게 감소하며 이에 따라 축방향 간극에서의 전압력 손실은 다른 노즐에 비해 크게 감소한다.

노즐 형상에 따른 터빈 로터의 효율은 축방향 간극에서의 유동의 휘어짐에 반비례한다. 이것은 축방향 간극에서 유동이 휘는 정도에 따라 유동이 유로내부를 통과하면서 차지하는 유로면적이 달라지는 것에 기인한다.

또한, 계산 결과를 통해 굽은 사각형 노즐의 파위가 다른 노즐의 파위보다 1%~4% 높으며 굽은 사각형 노즐을 사용하는 것이 터빈 성능을 향상시키는 데 효과적이라 말할 수 있다.

후 기

본 연구는 한국과학재단을 통해 교육과학기술부의 우주기초원천기술개발 사업(NSL, National Space Lab., 2008-2006289)의 지원을 받아 수행된 연구임.

참 고 문 헌

- Colclough C. D., "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, 1966, pp.110-123
- Colclough C. D., "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, 1966, pp.185-197
- Kohl R. C., Herzig H. Z. and Whitney W. J., "Effects of Partial Admission on Performance of a Gas Turbine," Technical Note of NACA, No. 1807, 1949
- Verneau A., "Supersonic Turbines for Organic Fluid Rankine Cycles from 3 to 1300 kW," Lecture Series 1987-07, 1987
- 조종현, 조수용, 김수용, 최상규, "부분분사에 의하여 작동하는 축류형 터빈의 성능예측에 관한 연구," 한국추진공학회지, 제9권, 제3호, 2005. pp.10-17
- Shin B. G., Jeong S. I., Kim K. S. and Lee E. S., "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, Seoul, 2004., pp.720-728
- 박편구, 정은환, 김진한, "노즐-로터 간극이 초음속 터빈의 성능에 미치는 영향에 대한 수치해석 연구," 한국추진공학회 2006년도 춘계학술대회, 2006, pp.331-336
- 박편구, 정은환, 김진한, 이수용, "로터 팁 간극이 초음속 터빈 성능에 미치는 영향에 대한 전산해석 연구," 한국추진공학회 2006년도 추계학술대회, 2006, pp.382-386
- 윤원근, 신봉근, 김귀순, 김진한, 정은환, "3차원 초음속 터빈의 노즐-로터 상호작용에 관한 수치적 연구," 한국추진공학회 2005년도 춘계학술대회, 2005, pp.413-422
- 윤원근, 신봉근, 김귀순, 김진한, 정은환, "부분입사형 초음속 터빈의 노즐-로터 상호작용에 관한 3차원 수치적 연구," 한국추진공학회 2005년도 추계학술대회, 2005, pp. 413-422
- Kalmykovi C. P., "Calculation of Gas dynamic and Geometric Parameters of Turbine," HYSA-99-S0001, 1999