

3차원 초음속 노즐 형상 변수에 따른 부분입사형 터빈 성능 특성에 관한 수치적 연구

신봉근* · 광영재* · 김귀순* · 김진한**

A Numerical Analysis of Partial Admission Turbine's Performance for Design Parameters of 3D Supersonic Nozzle

Bonggun Shin* · YoungJae Kwak* · Kuisoon Kim* · JinHan Kim**

ABSTRACT

In this study, 3-D nozzle shape and the shape of nozzle at exit plane were adopted as design parameter of 3-D supersonic nozzle and numerical analyses for these parameters have been performed to investigate the flow and performance characteristics for design parameters of the turbine. Firstly, comparing results for nozzle shape, rectangular nozzle had less total pressure loss occurred in axial gap and more power by 1.5% than circular nozzle did. Next, comparing the results for the shape of nozzle at exit plane, it is found that the performance of partial admission turbine was largely depended upon the gap between nozzle wall at exit plane and the hub / tip of rotor blade and the length between nozzles.

초 록

본 논문에서는 3차원 초음속 노즐 형상 변수에 따른 부분입사형 터빈의 유동 및 성능 특성을 알아보기 위하여 3차원 노즐 형상 변수를 노즐 모양 및 노즐 출구 단면 형상으로 설정하여 전산해석을 실시하였다. 먼저 노즐 모양에 따른 유동 및 성능 특성을 비교해 본 결과, 사각형 노즐이 원형 노즐보다 축방향 간극내에서 발생하는 전압력 손실이 적었으며, 이로 인하여 파워가 약 1.5% 증가하였다. 다음으로 사각형 노즐출구단면의 면적에 따른 유동 및 성능 특성을 비교해 본 결과, 노즐 출구 단면과 로터의 hub/tip 사이의 간극과 노즐간의 간격이 터빈 성능에 크게 영향을 줄을 확인할 수 있었다.

Key Words: 3D nozzle shape (3차원 노즐 모양), The shape of nozzle eNozzl and Rotor interaction loss (노즐과 로터 상호작용에 의한 손실)

1. 서 론

* 부산대학교 항공우주공학과

** 한국항공우주연구원 터보펌프그룹
연락처자, E-mail: aerogod@pusan.ac.kr

높은 비추력을 발생시켜야 하는 증동형 터빈

은 일반적으로 초음속 유동 조건하에서 작동된다. 또한 이 초음속 터빈은 무게 때문에 유량을 제한하는 경우가 보통이다. 따라서 전체 흡입형 초음속 터빈의 경우 이 제한된 작동 유량에서 작동하기 위해서는 노즐 및 로터 블레이드 높이가 매우 작아져야 한다. 이런 경우 로터 블레이드 Tip 손실이 크게 증가하여 터빈 효율 및 파워가 급격하게 감소하게 된다. 따라서 부분 흡입형 방식을 채택하여 블레이드 높이를 증가시켜 설계하는 것이 보통이다. 하지만 이러한 부분 흡입형 방식의 채택은 로터 블레이드 Tip 손실을 크게 감소시킬수 있지만, 부분흡입에 의한 손실을 추가적으로 발생시키게 되며, 축방향 간극(노즐 출구에서 로터 익렬 유포사이)에서 매우 복잡한 유동을 발생시키게 된다.

이 부분흡입에 의한 손실에 관한 연구는 Robert et al.[1], Bohn et al[2]등 많은 과학자들에 의하여 이루어졌다. 하지만 대부분의 연구에서는 노즐을 원형 노즐로 고정한 채 이 원형 노즐의 2차원 형상에 따른 연구만 이루어졌다. 하지만 이 원형 노즐은 노즐과 로터 상호작용에 의한 손실이 매우 크게 발생되기 때문에 터빈 성능 향상을 위해서는 새로운 모양의 노즐이 고려되어야 한다. 따라서 본 연구에서는 이러한 상호작용에 의한 손실을 줄이기 위해 노즐 형상 변수를 3차원 노즐 모양 및 노즐 출구 단면의 가로-세로비로 설정하여, 이에 따른 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

본 연구에서는 노즐 형상 변수에 따른 부분입사형 초음속 터빈의 유동 및 성능 특성을 살펴보기 위하여 로터 블레이드 형상은 고정한 채 전산 해석을 실시하였다. 또한 입구 경계조건은 전압력 5.78Mpa, 전온도 900K으로, 출구 경계조건은 정압력 0.4Mpa로 고정하였으며, 모든 벽면은 단열 및 점성 벽면으로 설정하였다.

3. 결과와 고찰

3.1 원형 노즐의 설계 변수

일반적으로 부분입사형 충동형 터빈에서는 Fig. 1과 같은 원형 노즐을 사용한다. 그 이유는 Fig. 2와 같은 2D 노즐 형상만 고려하면 되기 때문에 쉽게 최적화 설계할 수 있으며, 제작 공정이 단순하기 때문에 제작 단가를 절감할 수 있기 때문이다. Fig. 2는 원형 노즐의 설계 변수를 나타낸 것이다. 하지만 이 원형 노즐은 노즐 출구 단에서 초음속 유동의 균일성을 감소시켜 노즐과 로터의 상호작용에 의한 손실을 증가시키며, 또한 전체 터빈 효율 및 파워를 감소시킨다.^[3]

따라서 본 연구에서는 이러한 원형 노즐의 손실을 감소시키기 위하여 두개의 사각형 노즐을 설계하여 전산해석을 실시하였다.

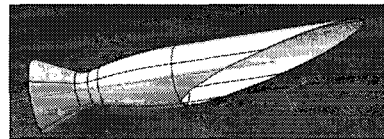


Fig. 1 The shape of circular nozzle

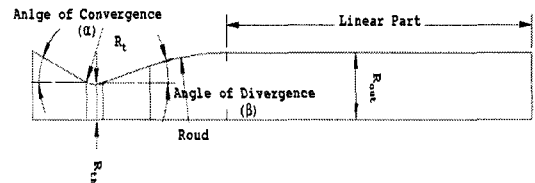


Fig. 2 2-D Profile of circular nozzle

3.2 사각형 초음속 노즐

본 논문에서는 원형 노즐에서 크게 발생하는 노즐과 로터의 상호작용에 의한 손실을 감소시

키기 위하여 Fig. 3과 Fig. 4와 같이 사각형 초음속 노즐을 설계하였다.

Fig. 3의 직사각형 노즐은 2차원 초음속 터빈 형상을 수직 방향으로 균일하게 배치하여 출구 면적이 원형 노즐의 출구면적과 일치하게 설계한 노즐이며, Fig. 4의 정사각형 노즐은 노즐 입구, 목, 출구부분에서 정사각형의 형상을 갖도록 설계한 노즐이다.



Fig. 3 The shape of rectangular nozzle

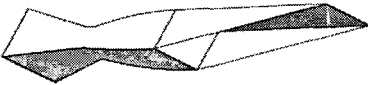


Fig. 4 The shape of square nozzle

3.2 3차원 노즐 형상에 따른 부분입사형 초음속 터빈의 유동 특성 비교

Fig. 5는 원형 노즐의 경우일때 로터 블레이드 높이 방향 50% 지점에서의 등마하선도를 나타낸 것이다. 그 유동 특성을 살펴보면, 노즐 출구부와 축방향 간극의 정압력 차이에 의하여 노즐 아랫면 끝단에서 과대팽창이 일어나고, 이로 인하여 약한 경사충격파가 발생하여 로터 쪽으로 퍼져나간다. 또한 노즐 윗면 끝단에서는 과소 팽창으로 인한 팽창파가 발생하고 이로 인하여 유동이 유동 방향보다 로터 회전 방향으로 꺾여서 로터 내부로 들어가게 된다. 1번에서 6번 익렬에서는 노즐 출구에서 빠져나온 초음속 유동이 압력면 앞전 끝단과 만나면서 Detach shock이 발생한다. 하지만 아래 익렬의 흡입면 앞전 끝단에서 발생한 팽창파와 만나면서 상쇄되어 노즐 벽면까지 전파되지 못하고 사라진다. 유로 내부에서는 압력면의 15%지점에서 발생하는 경사충격파와 흡입면에서 발생하는 경계층의 상호 작용으로 인하여 강한 박리현상이 발생하여 유로 출구로 빠져나간다. 그리고 이 유동 박리가 유로를 변화시켜 수축-확산 유로를 만들어 유로의 약 40%지점에서는 마하수 1까지 감소한 뒤, 다시 초음속이 되어 유로 출구로 빠져나가게 된다.

Fig. 6은 직사각형 노즐일때의 등마하선도를 나타낸 것이며, Fig. 7는 정사각형 노즐일때의 등마하선도를 나타낸 것이다. 이 때의 노즐 및 터빈내에서 유동 특성(노즐 끝단에서 발생하는 과소 및 과대팽창 현상, 익렬 앞전에서 발생하는 경사충격파와 팽창파, 유로 내부에서 발생하는 박리현상등)을 원형 노즐의 유동 특성과 비교해 본 결과, 비록 노즐내부에서의 작은 유동 차이는 발생하나 전체적으로 거의 유사하였다.

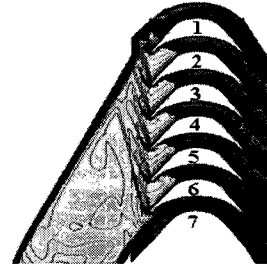


Fig. 5 Mach number contours for circular nozzle

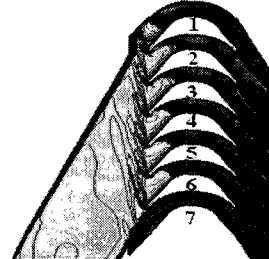


Fig. 6 Mach number contours for rectangular nozzle

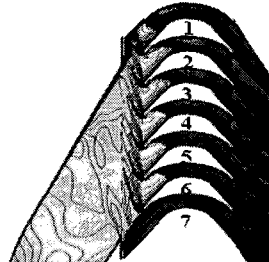


Fig. 7 Mach number contours for square nozzle

다음으로 높이 방향의 유동 특성을 살펴보면 다음과 같다. Fig. 8은 원형 노즐일때 노즐 출구에서 로터 유로 입구까지의 높이 방향의 유동 특성을 등마하선도로 나타낸 것이다. 그 결과에서 확인할 수 있듯이, 노즐 출구에서 빠져나온 초음속 유동은 거의 높이 방향으로 확산되지 않고 로터 유로 입구로 들어간다. 하지만 전체 유

동은 로터 입구로 갈수록 로터 익렬 tip 방향으로 휘어지게 된다. 이 현상은 노즐 출구형상과 로터 유로 형상의 차이가 심한 1과 7번 유로에서 심하게 발생하는데, 이것은 형상 차이가 클수록 정압력 차이로 인한 발생하여 induced force가 강해지기 때문이다.

Fig. 9는 사각형 노즐일때, Fig. 10는 정사각형 노즐일때의 유동을 등마하선도로 나타낸 것이다. 그 유동 특성을 살펴보면, 사각형 노즐의 경우도 역시 높이 방향으로의 확산이 거의 발생하지 않고 로터 유로 입구로 들어간다. 하지만 원형 노즐과 달리 노즐 출구에서 로터 유로 입구로 진행함에 따라 발생하던 유동의 격임현상이 많이 감소하였다. 이것은 노즐 출구와 로터 입구 현상 차이가 원형 노즐의 경우보다 감소했기 때문이다.

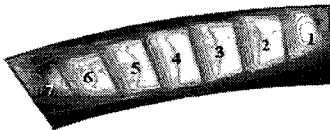


Fig. 8 Numerical result for circular nozzle

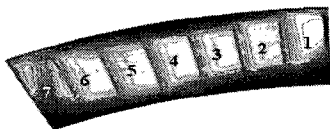


Fig. 9 Numerical result for rectangular nozzle

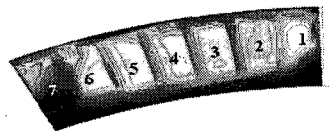


Fig. 10 Numerical result for squarer nozzle

3.3 3차원 노즐 형상에 따른 부분입사형 초음속 터빈의 성능 특성 비교

Fig. 11는 노즐 형상에 따른 전압력 계수를 나타낸 것이고, Fig. 12는 노즐 형상에 따른 비추력 분포를 나타낸 것이다. 결과에서 확인할 수 있듯이 원형 노즐보다 사각형 노즐이 노즐과 로터 상호작용에 의한 손실을 감소시키다. 따라서 원형 노즐을 사각형 노즐로 교체함으로써 터빈 성능의 약 1.5%의 향상을 가져올 수 있다.

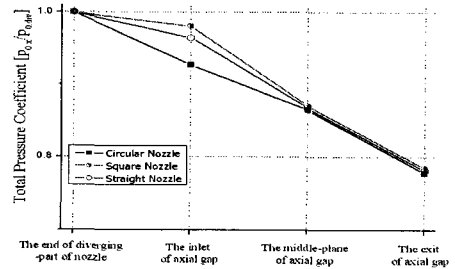


Fig. 11 Total pressure coefficient distribution at axial gap for nozzle shape

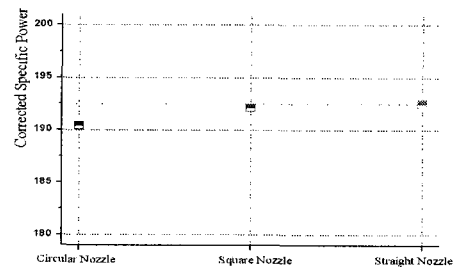


Fig. 12 Corrected specific power for nozzle shape

3.4 사각형 노즐의 설계 변수

사각형 노즐에서 추가로 고려해야 될 설계 변수는 노즐 출구 단면 형상이다. 따라서 본 연구에서는 Fig. 13과 같이 여러개의 단면 형상을 고려하여 전산해석을 실시하였다.

첫 번째 노즐은 길이와 높이가 원형 노즐의 출구 단면의 길이와 높이와 일치하게 설계하였으며, 두 번째 노즐은 면적과 높이를, 세 번째 노즐은 면적과 길이를 동일하게 설계하였다.

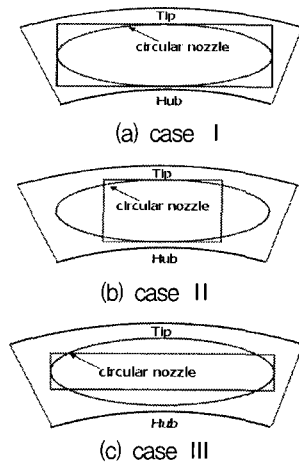


Fig. 13. The shape of nozzle at exit plane

3.5 노즐 출구 단면 형상에 따른 부분입사형 초음속 터빈의 유동 특성 비교

Fig. 14부터 Fig. 16까지는 노즐 출구 단면 형상에 따른 로터 블레이드 높이 방향 50% 지점에서의 등마하선도를 나타낸 것이다. 그 유동 특성을 살펴보면, 1번과 3번 노즐의 유동 특성은 매우 유사하지만, 2번 노즐은 다른 유동 특성을 나타낸다. 즉, 1번 익렬 위쪽 유로에는 거의 유동이 지나가지 않으며, 노즐 아랫면 끝단에서 발생한 후류가 5번 익렬과 6번 익렬 사이 유로로 들어간다. 이렇게 다른 유동 특성이 나타나는 이유는 노즐 폭이 작아져 노즐에서 빠져나온 유동이 1번과 7번 유로에 유동이 흐르지 않기 때문이다.

Fig. 18은 3번 노즐 형상일때의 전산해석 결과로서, 앞의 두 노즐보다는 익렬 높이 방향으로 많이 휘어져 유로 입구로 들어가고 있다. 이렇게 익렬 높이 방향으로 유동의 격임현상이 증가하는 이유는 노즐면과 로터 익렬의 hub와 tip면 사이의 간극이 1번과 3번 노즐때보다 증가하였기 때문이다.

터 유로 입구까지의 높이 방향의 유동 특성을 등마하선도로 나타낸 것이다. 그 결과에서 확인할 수 있듯이, 노즐 출구에서 빠져 나온 초음속 유동은 익렬 높이 방향으로 휘지 않고 그대로 익렬 유로로 들어간다. Fig. 17은 2번 노즐 형상일때의 전산해석 결과이다. 유동이 흐르는 2번에서 5번 유로에서는 1번 노즐의 유동과 같이 거의 휩없이 익렬 유로까지 들어간다. 마지막으로 Fig. 18은 3번 노즐 형상일때의 전산해석 결과로서, 앞의 두 노즐보다는 익렬 높이 방향으로 많이 휘어져 유로 입구로 들어가고 있다.

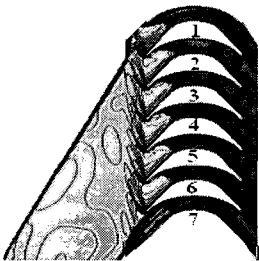


Fig. 14. Mach number contours for case I

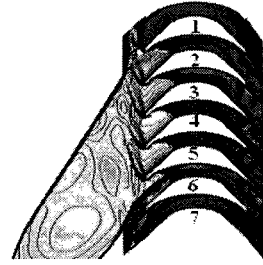


Fig. 15. Mach number contours for case II

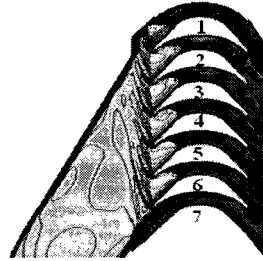


Fig. 15. Mach number contours for case III

Fig. 16은 1번 노즐 형상일때 노즐 출구에서 로



Fig. 16 Numerical result for case 1



Fig. 17 Numerical result for case 2

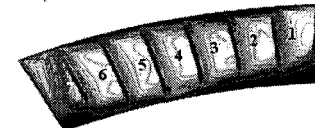


Fig. 18 Numerical result for case 3

3.6 노즐 출구 단면 형상에 따른 부분입사형 초음속 터빈의 성능 특성 비교

Fig. 19는 노즐 출구 단면 형상에 따른 전압력 계수를 나타낸 것이고, Fig. 20은 노즐 출구 단면 형상에 따른 비추력 분포를 나타낸 것이다. 결과에서 확인할 수 있듯이 노즐 벽면과 로터 tip과 hub사이의 간극이 증가할수록 축방향 간극에서 발생하는 전압력 손실이 증가하고, 이로

인하여 파워 또한 감소한다. 하지만 비추력 결과를 살펴보면 비추력은 벽면과 tip/hub사이의 간극 뿐만 아니라 노즐간의 간격에 의해서 결정됨을 확인할 수 있다

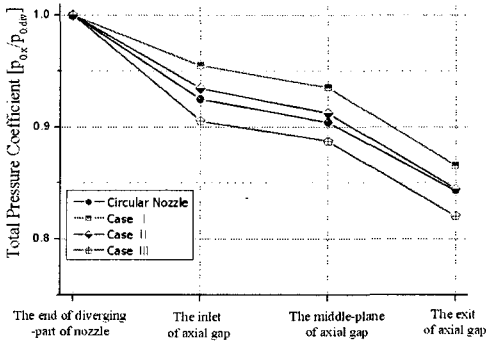


Fig. 19 Total pressure coefficient distribution at axial gap for the shape of nozzle at exit plane

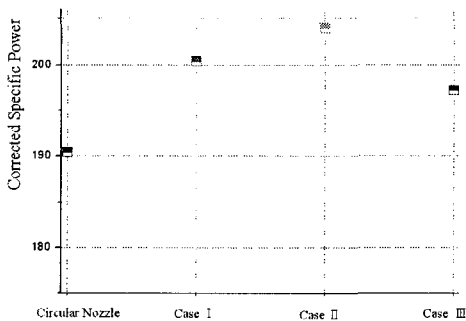


Fig. 20 Corrected specific power for the shape of nozzle at exit plane

4. 결론

본 연구에서는 3차원 노즐 형상 변수에 따른 부분흡입형 초음속 터빈의 유동 및 성능 특성을 살펴보기 위하여 노즐 모양 및 노즐 출구 단면 형상을 형상 변수로 설정하여 전산해석을 실시하였다. 본 연구에 의한 결과를 요약하면 다음과 같다.

1. 원형 노즐은 터빈의 축방향 간극에서 발생하는 노즐과 로터 상호작용에 의한 손실로 크게 발생하고 이로 인하여 큰 파워 감소가 발생한다.
2. 사각형 및 정사각형 노즐을 설계하여 전산

해석을 실시한 뒤 원형 노즐과 비교해 본 결과

3. 사각형 노즐은 이러한 상호작용에 의한 손실을 감소시켜 축방향 간극에서 발생하는 전압력 손실을 감소시켰으며, 이로 인하여 1.5% 파워 증가하였다.

4. 사각형 노즐에서 해야 될 또다른 설계 변수는 출구 단면적의 형상이다. 따라서 이에 3가지 다른 노즐 형상에 따른 전산해석을 실시해 본 결과,

5. 노즐 출구 단면과 로터의 hub/tip 사이의 간극과 노즐간의 간격이 터빈 성능에 크게 영향을 줌을 확인할 수 있었다.

참고문헌

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.] C. P. Kalmykovi, "Calculation of Gasdynamic and Geometric Parameters of Turbine," HYSA-99-S0001, 1999.5.] 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.