

# 3차원 초음속 터빈의 노즐-로터 상호작용에 관한 수치적 연구

윤원근\* · 신봉근\* · 김귀순\*\* · 김진한\*\*\* · 정은환\*\*\*

## A Numerical Analysis on the Nozzle-Rotor of a 3-D Supersonic Turbine

Won-Kun Yun\* · Bong-Gun Shin\* · Kui-Soon Kim\*\* · Jin-Han Kim\*\*\* · Eun-Hwan Jeong\*\*\*

### ABSTRACT

In this paper, numerical results for 3-D supersonic turbine flow have been firstly compared with the experimental results to verify results computed by Fine<sup>TM</sup>/Turbo. It was found that Fine<sup>TM</sup>/Turbo can accurately predict flow characteristics within supersonic turbine. Next, an grid system for 3D turbine flow was optimized selected through grid independency test. Finally, the effect of axial gap between rotor and nozzle and chamfer angle of blade edge on the flow characteristics within 3-D supersonic turbine was analyzed with Frozen Rotor method.

### 초 록

본 연구에서는, 먼저 Fine<sup>TM</sup>/Turbo의 신뢰성을 확보하기 위해 초음속 터빈의 실험 결과와 비교 해석하였다. 그 결과 Fine<sup>TM</sup>/Turbo는 초음속 유동 현상을 비교적 정확하게 해석함을 알 수 있었다. 다음으로 Grid Independency Test를 통하여 3차원 터빈의 적합한 격자계를 선정하여, 3차원 초음속 터빈의 노즐-로터 상호작용에 관해 유동해석을 실시하였다. 터빈의 노즐-로터간의 축방향 간격은 점점 커질수록 높은 추력을 나타냈으며, 로터 블레이드의 Chamfering Angle 또한 Blade-Edge가 날카로워 질수록 추력이 증가하였다.

Key Words: Supersonic Turbine(초음속 터빈), Supersonic Turbine Design Parameter (초음속 터빈 설계 인자), Fine<sup>TM</sup>/Turbo, Frozen Rotor Method

### 1. 서 론

유도 무기 및 액체 추진로켓의 핵심 부품인 터보 펌프 시스템에 사용되는 터빈은 보통 부분 흡입형 축류 터빈을 사용한다. 부분 흡입형 축

\* 부산대학교 항공우주공학과 추진기관실험실  
\*\* 부산대학교 항공우주공학과  
\*\*\* 한국항공우주연구원  
연락처자, E-mail: aerowon@pusan.ac.kr

류 터빈은 가벼우며 작은 크기에도 불구하고 큰 출력을 발생시킨다. 이와 같이 터보펌프용 터빈은 높은 비추력을 발생시켜야 하기 때문에 보통 초음속 유동 조건에서 작동을 한다. 그러므로 일반축류 터빈과는 달리 초음속 축류 터빈 내 유동은 경계층과 충격파의 상호 작용 등에 의하여 복잡한 특성을 나타낸다. 이러한 특성 때문에 터빈의 성능 예측과 설계가 매우 어려우며 그 신뢰도 또한 많이 떨어지고 있는 실정이다. 따라서 초음속 익렬 내 유동 특성에 관한 연구는 초음속 터빈의 성능 향상뿐만 아니라 나아가 터보 펌프 시스템 발전을 위해 반드시 선행되어야만 한다.[1] 이에 본 연구에서는 먼저 동일 유동 조건에서 실시한 전산 결과와 실험 결과를 비교하여 초음속 터빈 유동 해석 결과에 대한 신뢰성을 확보하였다. 다음으로 Grid Independency Test를 통하여 본 연구에서 해석한 초음속 터빈의 적정한 격자수를 산출하여 보다 효율적인 수치 해석을 수행하도록 하였다. 끝으로 Grid Independency Test를 통하여 얻어진 데이터를 기반으로, 초음속 터빈의 3차원 유동해석에 Frozen Rotor Method를 이용하여 노즐-로터간의 간격 변화와 로터 블레이드의 Chamfer Angle의 변화에 따른 성능특성을 살펴 보았다.

## 2. 유동 해석 코드 및 수치적 기법

본 연구에서 실시한 모든 수치적 해석은 유한 체적법을 기반으로 개발된 상용 코드인 FINE™/Turbo로 계산하였다. 그리고 본 연구에 적용된 지배방정식은 3차원 Turbulent Navier-Stokes 방정식이며, 전산 해석에 적용된 수치적 기법으로는 시간에 대해서는 4차 Explicit Runge-Kutta 적분법, 공간에 대해서는 Central Difference 방법이 사용되었다. 난류계산을 위해서는 Baldwin-Lomax 모델을 적용하였고 수렴성 향상 및 계산 시간 단축을 위해서 3단계의 Multi-Grid 방법을 채택하였다.

## 3. 결과 및 고찰

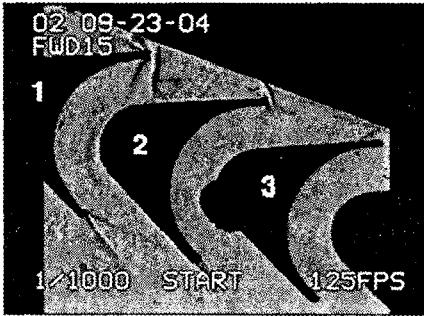
### 3.1 전산 해석 코드 검증

본 연구에서 수행한 전산 해석 결과의 신뢰성을 확보하기 위해서 초음속 터빈 익렬 내 유동에 대한 전산 해석 결과를 동일 조건에서 실시된 조종재 등[2]의 실험 결과와 비교하였다.

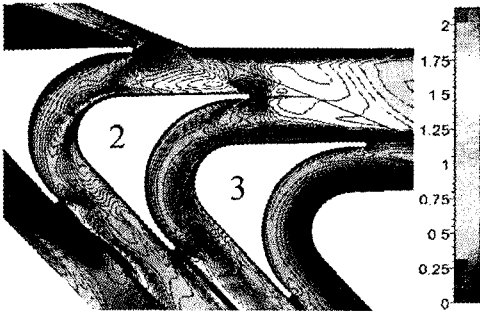
Fig. 3. 1 (a)는 노즐 각도가 24°, 압력비 4.44, 그리고 입구 온도가 294K일 때의 터빈 익렬 내 유동 현상을 Shadowgraph로 가시화한 것이다. 노즐을 빠져나온 초음속 유동은 1번과 2번 익렬 앞전을 만나면서 2번 익렬 앞전에서는 궁형 충격파가, 1번 익렬 앞전에서는 수직 충격파가 발생한다. 그리고 그 충격파를 뒤따라 경사충격파가 발생하여 양쪽 유로로 퍼져나간다. 이 중 1번 익렬 앞전에서 발생한 경사충격파는 2번 익렬 40% 코드(앞전에서 40% 코드)지점에서 흡입면과 만나 유동박리를 발생시키고, 이 박리현상은 후류로 갈수록 더욱 발달한다.

Fig. 3. 1 (b), (c)는 실험과 동일조건에서 계산한 전산해석결과이다. Fig. 3. 1 (b)는 높이 50%(익렬 Hub에서 Tip방향으로 50%, 중간유로)평면에서의 등마하선도를 나타낸 그림이다. 이 결과에서도 역시 2번 익렬 앞전에서 궁형 충격파가 발생하고, 1번과 2번 익렬 앞전에서 발생한 경사충격파 또한 관측된다. 이 중 1번 익렬에서 발생한 충격파는 2번 익렬의 40% 코드 지점에서 흡입면과 만나 유동 박리가 발생한다. Fig. 3. 1 (c)는 높이 5% (벽면 근처) 평면에서의 유동을 등마하선도로 나타낸 것이다. 벽면과의 점성으로 인하여 노즐 출구 유동 속도가 급격하게 감소되고, 노즐 끝단에서 큰 박리가 발생하여 터빈 유로로 들어가고 있다. 이 박리로서 유로는 좁아져 유동은 가속되다가 1번과 2번 익렬 사이의 유로 입구부에서 약한 충격파가 발생한다. 한편 Fig. 3. 1 (a)의 실험결과 사진에서 1번 블레이드 앞전에 관찰되는 수직 충격파는 벽면에서부터 중간평면까지의 충격파들이 겹쳐져서 보이는 것으로 추정된다. 위 결과들을 종합해 볼 때 전반적으로 전산결과와 실험

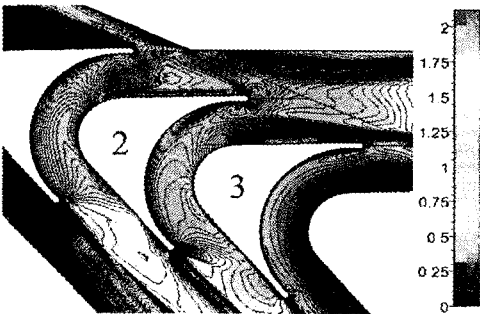
결과가 잘 일치하고 있음을 알 수 있다. 따라서 본 연구에서 사용한 Fine™/Turbo는 비교적 정확하게 초음속 터빈 유동을 예측한다고 판단된다.



(a) Shadowgraph of experimental result



(b) Mach Number Contour of Numerical Result (at 50%)



(c) Mach Number Contour of Numerical Result (at 5%)

Fig. 3. 1 실험 및 전산 결과

### 3.2 Grid Independency Test

3차원 초음속 터빈에 대한 수치 해석은 많은 격자수로 인하여 긴 계산시간 및 고성능의 PC 등이 필요하다. 그러므로 본 연구에서는 Grid Independency Test를 통하여 계산비용을 줄일 수 있는 적절한 격자계를 선정하였다. 우선 적절한 2차원 격자계를 선정하기 위하여 Fig. 3. 2와 같은 격자를 이용하여 계산을 수행하였다.

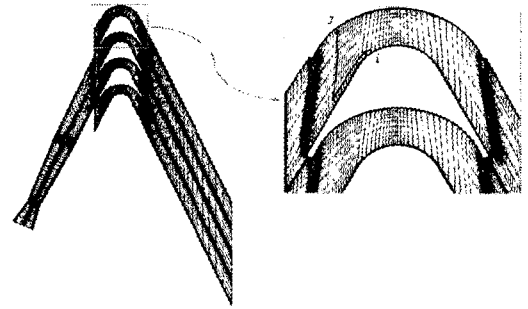
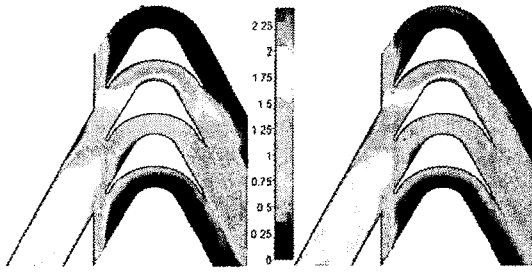


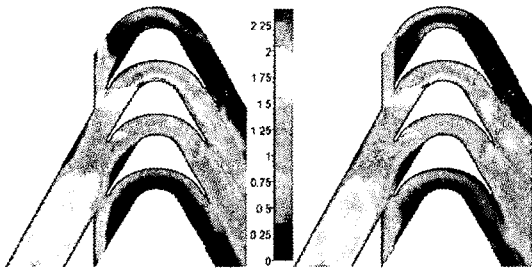
Fig. 3. 2 2차원 터빈의 격자계

먼저,  $i$ (유로 방향의 격자수)를 고정한 채  $j$ (유로에 수직인 방향 격자수)를 변화시키면서 유동 해석을 실시하였다. Fig. 3. 3은  $j$ 를 25부터 65까지 변화시키며 해석한 결과를 등마하선도로 나타낸 것이다.  $j$ 가 적어질수록 노즐 끝단 및 익렬 앞전에서 발생하는 충격파는 점점 더 퍼지게 되고, 충격파의 강도 및 속도의 감소정도는 오히려 줄어들게 된다.  $j$ 가 33이하가 되면 충격파들의 강도 및 형태의 변형이 발생한다. Fig. 3. 4에서는  $j$ 를 33에서 49 사이를 더욱 세분화하여 계산을 수행한 로터 블레이드에서의 확대한 그림이다. 그 결과를 살펴보면,  $j$ 가 41이상이 되어야 터빈의 유동 현상을 적절하게 예측함을 확인할 수 있다. Fig. 3. 6은  $j$ 에 따른 양력 분포를 나타낸 것으로  $j$ 가 41보다 적을 경우 큰 격자간격으로 인해 충격파의 강도가 약해지고, 이로 인하여 손실은 감소하고 양력은 증가하게 된다.



(a)  $j = 25, i = 301$

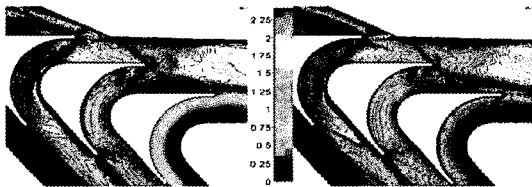
(b)  $j = 33, i = 301$



(c)  $j = 49, i = 301$

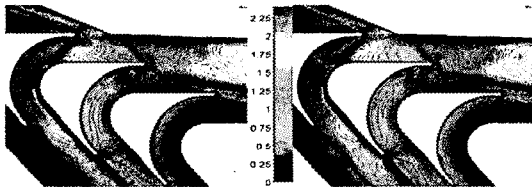
(d)  $j = 65, i = 301$

Fig. 3. 3 ( $j$ (유로수직방향 격자수)에 따른 등마하선도



(a)  $j = 37, i = 301$

(b)  $j = 41, i = 301$



(c)  $j = 45, i = 301$

(d)  $j = 49, i = 301$

Fig. 3. 4  $j$ 에 따른 유로 내 등마하선도

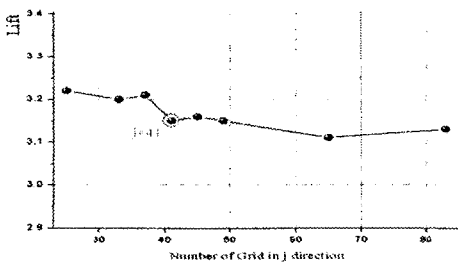
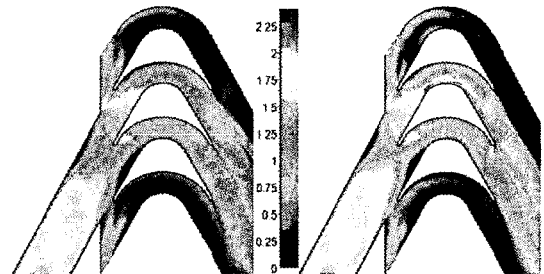


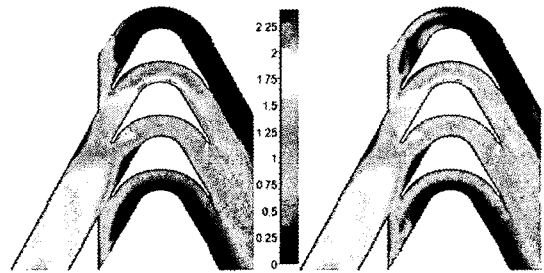
Fig. 3. 5 ( $j$ (유로수직방향 격자수)에 따른 양력 분포

다음으로,  $j$ 는 41로 고정하고  $i$ 를 변화시키면서 계산을 수행하였다. Fig. 3. 6과 Fig. 3. 7은 그 결과를 등마하선도를 나타낸 것이다. Fig. 3. 6과 Fig. 3. 7의 (a)~(d)까지의 유동 현상 (충격파의 강도 등)은 매우 유사함을 확인할 수 있다. 하지만,  $i$ 가 153이 되면 위에서 두 번째 역렬 중앙 부분에서 유동의 변화가 일어남을 확인할 수 있다. Fig. 3. 8은  $i$ 에 따른 양력 분포를 나타낸 것으로,  $i$ 가 169보다 큰 경우 거의 일정한 양력 분포가 나타난다.



(a)  $i = 153, j = 41$

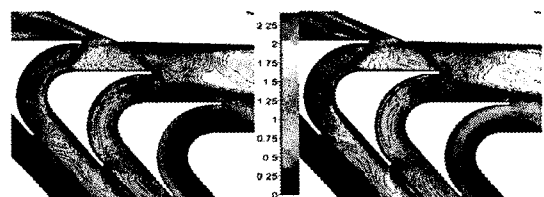
(b)  $i = 169, j = 41$



(c)  $i = 197, j = 41$

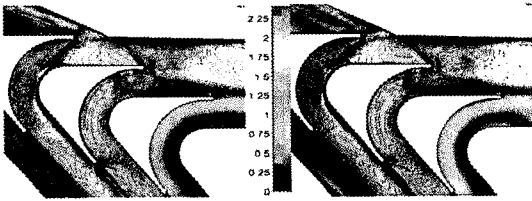
(d)  $i = 237, j = 41$

Fig. 3. 6 ( $i$ (유로방향 격자수)에 따른 등마하선도



(a)  $i = 153, j = 41$

(b)  $i = 169, j = 41$



(c)  $i = 197, j = 41$

(d)  $i = 237, j = 41$

Fig. 3. 7 (c)에 따른 유로 내 등마하선도

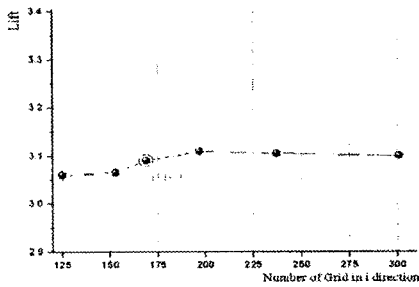


Fig. 3. 8 (유로방향 격자수)에 따른 양력 분포

마지막으로 앞서 결정한 2차원 격자계를 이용하여 적절한 3차원 격자계를 알아보기 위하여  $i$ 는 169,  $j$ 는 41로 고정된 채  $k$ (높이 방향의 격자수)를 변화하여 계산을 수행하였다. Fig. 3. 9은 계산에 사용된 격자를 나타내며, Fig. 3. 10과 Fig. 3. 11은  $k$ 에 따른 유동 해석 결과를 등마하선도로 나타낸 것이다. 그 결과에서도 확인할 수 있듯이  $k$ 가 적어질수록 노즐에서 발생하는 경사충격파의 강도는 점점 약해지고 이로 인하여 노즐 출구 속도는 증가한다. Fig. 3. 11은 노즐 벽면에서 발생하는 박리특성을 잘 나타내어 주는데,  $k$ 가 적어질수록 박리 시작부가 노즐 끝단으로 이동하게 되고, 이로 인하여 터빈 내 유동 특성에 변화가 발생한다. Fig. 3. 12는  $k$ 에 따른 양력 분포를 나타낸 것으로  $k$ 가 33이상이 되어야 유동 변화가 발생하지 않음을 확인할 수 있다.

이러한 계산 결과들을 토대로 본 연구에서는  $169 \times 41 \times 33$ 의 격자계를 이용하여 3차원 터빈 유동 해석을 수행하였다.

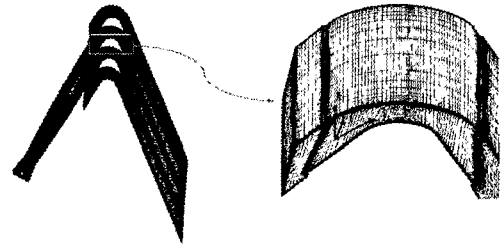
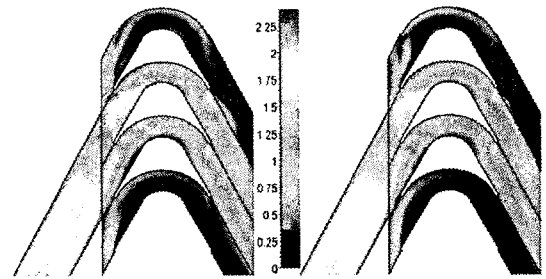
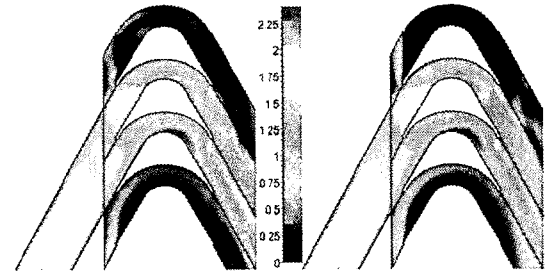


Fig. 3. 9 3차원 터빈의 격자계

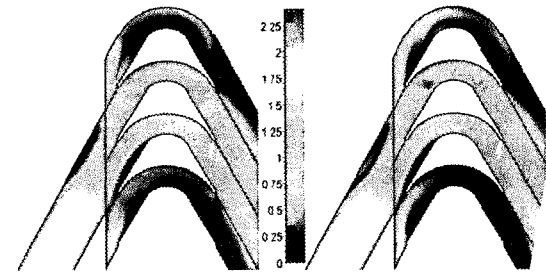


(a)  $i = 169, j = 41, k = 25$  (b)  $i = 169, j = 41, k = 29$

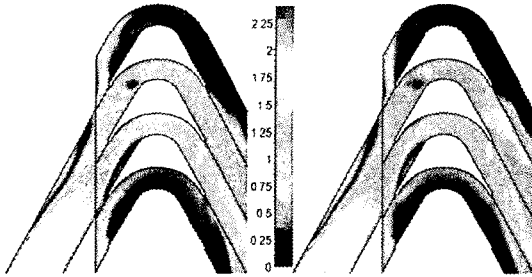


(c)  $i = 169, j = 41, k = 33$  (d)  $i = 169, j = 41, k = 45$

Fig. 3. 10 k에 따른 등마하선도 (50% 높이 평면)



(a)  $i = 169, j = 41, k = 25$  (b)  $i = 169, j = 41, k = 33$



(c)  $i = 169, j = 41, k = 33$  (d)  $i = 169, j = 41, k = 45$   
 Fig. 3. 11 k에 따른 등마하선도 (5% 높이 평면)

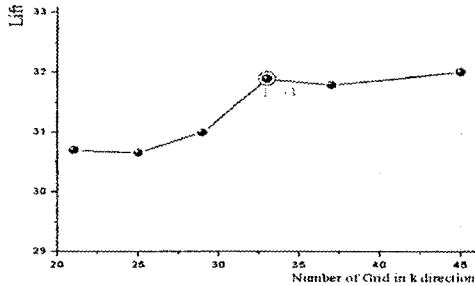


Fig. 3. 12 k(높이방향 격자수)에 따른 양력 분포

### 3.3 Frozen Rotor Method를 이용한 노즐-로터 간격 변화에 따른 터빈 성능 특성

앞서 수행한 Grid Independency Test를 통하여 얻은 3차원 격자의 데이터를 기반으로 Frozen Rotor Method를 이용하여 3차원 초음속 터빈의 유동 특성을 살펴보았다. Table. 3. 1은 본 연구에 사용한 격자계를 나타낸 것이며 14개의 수축-확산 노즐과 103개의 충동형 블레이드를 가진 하나의 로터 디스크로 구성되어있다. Fig. 3. 13은 본 연구에서 사용한 3차원 격자계를 나타낸 것이다.

Table. 3. 1 격자계 구성표

Component	Grid Block	Grid Points
Nozzle	6	237,662
Rotor	10	1,533,690
Total	16	1,771,352

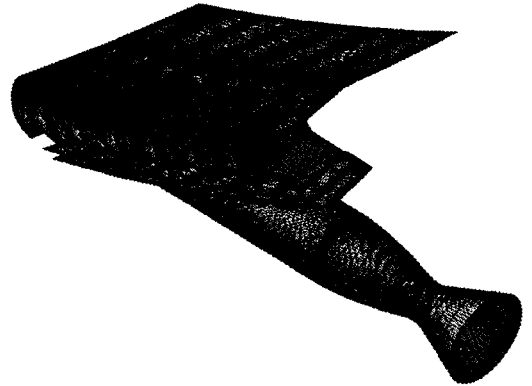


Fig. 3. 13 3차원 격자계

터빈의 입구 경계조건으로는 전압력 5.78MPa, 전온도 900K로 주었고, 노즐 설치각은 18°이다. 출구 경계조건은 정압력 0.4MPa이며, 벽면은 점착조건을 사용하였고, 로터의 회전속도는 20,000rpm으로 고정하였다.

먼저 노즐 유동 특성을 살펴보면, 수축·확산 노즐에서 가속된 유동은 대략 절대 마하수 2.4의 초음속 유동이 되어 노즐 출구로 나간다. 노즐 아랫면 끝단에서는 과대팽창에 의해 약한 경사충격파가 발생하여 로터 쪽으로 퍼져나가고, 노즐 윗면 끝단에서는 과소팽창이 일어나 팽창파가 발생한다. 이로 인하여 노즐 끝단에서 빠져나온 유동은 설계 유동 방향보다 로터 회전 방향으로 더 꺾여서 유로 내로 들어간다.

다음으로 주 유로의 유동 특성을 살펴보면, 회전하는 로터에서의 유동은 약 마하수 1.9의 상대속도로 바뀌어 입구로 들어간다. 이 유동은 익렬 앞전과 만나서 약한 경사 충격파를 발생시킨다. 하지만 아래 익렬에서 발생한 팽창파를 만나면서 상쇄되고 바로 사라짐을 확인할 수 있다. 유로 내부에서는 흡입면의 35% 코드지점과 압력면의 15% 코드지점에서 발생하는 경사충격파와 경계층의 상호작용으로 인하여 강한 박리 현상이 발생하여 퍼져나간다. 그리고 유동의 박리가 유로를 변화시켜 수축·확산 유로를 만든다. 이로 인하여 유동은 유로의 약 40%지점에서 마하수 1까지 감소된 뒤, 후류 쪽으로 갈수록 증가하게 된다.

마지막으로 보조 유로의 유동 특성을 살펴보면, 유로를 통해 유동이 거의 지나가지 않기 때문에 유로 입구부터 큰 박리가 발생하여 유로의 대부분을 차지하게 된다.

Fig. 3. 14의 노즐-로터 간격에 따른 전산해석 결과를 살펴볼 때, 전체 터빈 내의 전반적인 유동 특성은 노즐-로터 간격에 상관없이 거의 동일함을 볼 수 있다. 하지만, 노즐-로터 간격이 증가할수록 노즐 아랫면 끝단에서 발생하는 경사충격파와 후류에 의한 영향은 커지는 반면 Fig. 3. 15와 같이 노즐 윗면 끝단 주위에서 발생하는 로터와 노즐의 상호작용은 오히려 감소하는 등의 차이를 확인할 수 있다.

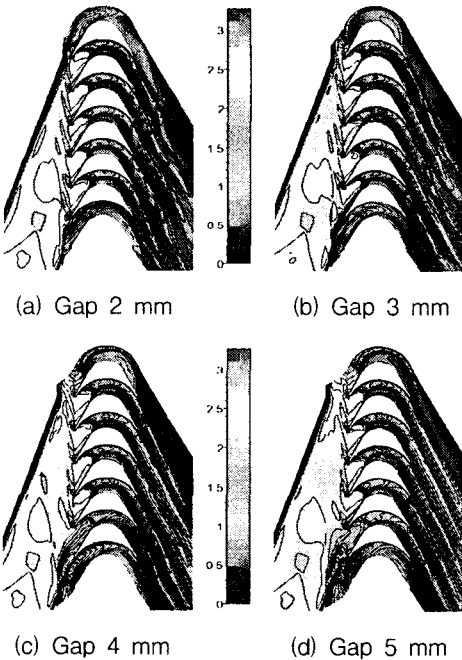
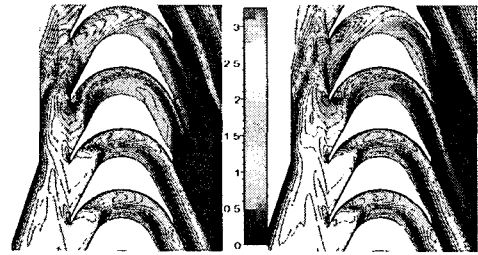
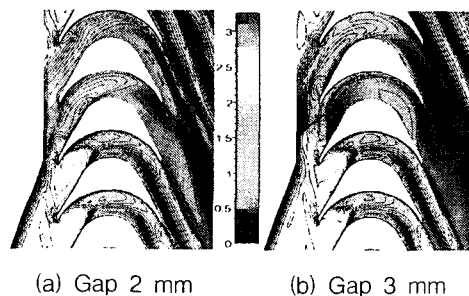


Fig. 3. 14 노즐-로터 간격에 따른 등마하선도



(c) Gap 4 mm (d) Gap 5 mm

Fig. 3. 15 노즐 위 끝단 주위에서의 등마하선도

Fig. 3. 16은 노즐-로터 간격을 중심으로 입구, 중간지점, 출구의 전압력 계수 분포로서, 노즐 출구에서의 전압력 손실은 거의 일정한 반면, 간격 중심과 로터 입구에서는 블레이드 앞전에서 발생한 충격파와 출구 간격의 상호작용으로 인해 전압력 손실의 차이가 발생한다. 먼저, 간격이 2mm인 경우 좁은 간격으로 인해 노즐 위 끝단의 블레이드 앞전에서 생긴 경사충격파와 상호작용으로 인해 전압력 손실이 증가함을 알 수 있다. 그리고, 간격이 3mm보다 큰 경우 노즐 아랫면 끝단의 과대팽창으로 인해 유동이 로터 회전방향으로 꺾여서, Fig. 3. 15의 위쪽에서 5번과 6번째의 블레이드 유로에 크게 영향을 미침을 볼 수 있다. 그로 인해 간격이 커질수록 전압력 손실은 더욱 증가한다.

Fig. 3. 17의 노즐-로터 간격에 따른 파워분포를 살펴보면, 전압력 계수 분포와 마찬가지로 노즐-로터 간격이 3mm보다 작은 경우와 큰 경우에는 전압력 손실의 증가로 인해 파워가 감소함을 알 수 있다.

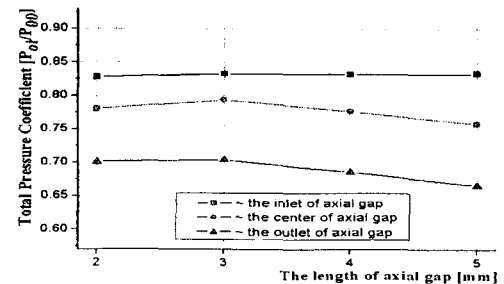


Fig. 3. 16 노즐-로터 간격에 따른 노즐-로터 간극에서의 전압력 계수 분포

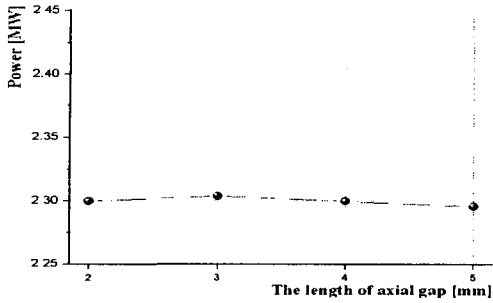


Fig. 3. 17 노즐-로터 간격에 따른 파워 분포

### 3.4 Frozen Rotor Method를 이용한 로터 블레이드 Chamfer Angle 변화에 따른 터빈 성능 특성

노즐-로터 간격 변화에 이어 Fig. 3. 18에서와 같이 로터 블레이드 Leading-Edge의 Chamfer Angle의 변화에 따른 초음속 터빈의 유동 특성을 살펴보았다. 터빈의 경계 조건은 앞절 3.3의 노즐-로터 간격 변화에 사용한 것과 동일하며 노즐-로터의 간격은 3mm로 일정하다.

먼저, 노즐과 로터에서의 유동 현상은 Fig. 3. 14에서 볼 수 있듯이 노즐-로터 간격이 3mm일 경우의 노즐 유동과 로터부분에서 발생하는 경사충격파, 박리 등의 유동이 유사함을 알 수 있다. 그런데, Fig. 3. 20의 로터 블레이드 앞전에서 생기는 경사충격파는 Chamfer Angle이 증가할수록 그 강도가 약해지며, 유로 쪽으로 더욱 휘어져 있는 것을 알 수 있다. 이는 Chamfer Angle이 커질수록 Fig. 3. 21에서 확인할 수 있듯이 추력이 증가하는 원인 중의 하나이다. Fig. 3. 21에서 Chamfer Angle이 0°에서 4°로 변할 때 가장 큰 추력 변화를 나타내며, 4°이후에는 거의 일정한 값을 나타낸다. 이는 유로를 따라 전압력 손실을 살펴본 결과, 블레이드 앞전에서 발생하는 경사충격파로 인한 전압력 손실이 Fig. 17과 같이 0°에서 4°의 변화폭이 다른 경우보다 크게 나타났기 때문이다.

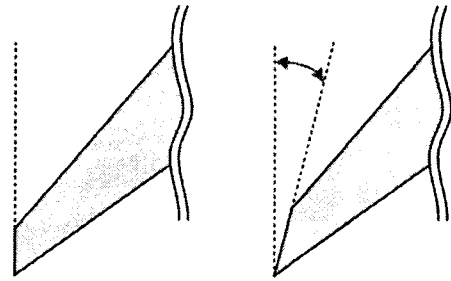
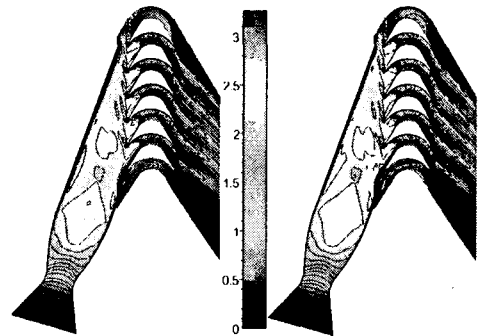
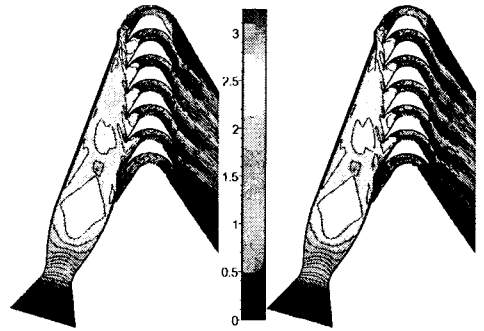


Fig. 3. 18 로터 블레이드의 Chamfer Angle

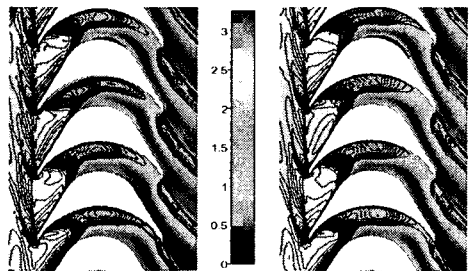


(a) Chamfer Angle 0° (b) Chamfer Angle 4°



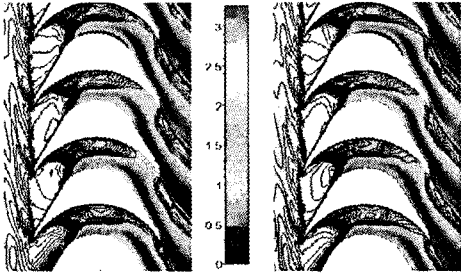
(c) Chamfer Angle 8° (d) Chamfer Angle 12°

Fig. 3. 19 Chamfer Angle 변화에 따른 등마하선도



(a) Chamfer Angle 0° (b) Chamfer Angle 4°





(c) Chamfer Angle 8° (d) Chamfer Angle 12°

Fig. 3. 20 로터 블레이드에서의 등마하선도

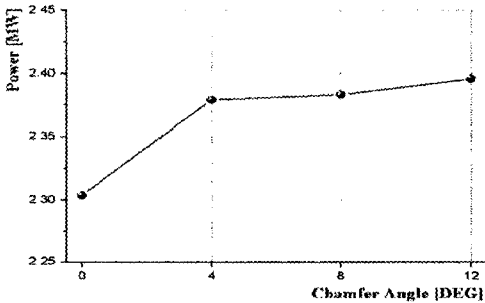


Fig. 3. 21 Chamfer Angle 변화에 따른 파워 분포

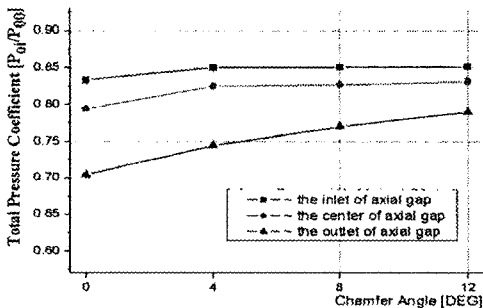


Fig. 3. 22 Chamfer Angle 변화에 따른 노즐-로터 간극에서의 전압력 계수 분포

이상으로 살펴본 Frozen Rotor Method를 이용한 초음속 3차원 터빈의 성능특성 해석에서는 노즐-로터의 간격이 3mm에서 큰 추력을 나타내었으며, 로터 블레이드의 Chamfer Angle이 증가할수록 높은 추력을 나타내었다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 Grid Independency Test를 통하여 얻어진 데이터를 기반으로 초음속 터빈의 3차원 유동해석에 Frozen Rotor Method를 적용하여 노즐-로터간의 간격 변화와 로터 블레이드의 Chamfer Angle의 변화에 따른 특성을 살펴보았다. 본 연구에 의한 결과를 요약하면 다음과 같다.

1. 코드 검증을 위해 동일 조건의 실험결과와 비교해 보았으며, 각각의 결과가 비교적 잘 일치했다. 이로써 초음속 터빈 익렬 내 유동을 잘 예측할 수 있음을 확인할 수 있었다.
2. 본 연구에서와 같은 3차원 초음속 터빈의 경우 169×41×33 격자계보다 조밀한 경우 계산 결과에 큰 변화가 없었다.
3. 노즐-로터 간격에 따른 3차원 초음속 터빈의 유동 특성을 확인해 본 결과, 노즐 간격이 3mm보다 작은 경우 노즐-로터간의 상호작용으로 인해 손실이 증가하였으며, 3mm보다 큰 경우에는 노즐 아랫면에서 발생한 과대팽창과 노즐-로터의 증가된 간격으로 인해 오히려 손실이 증가함을 알 수 있었다.
4. 로터 블레이드 Chamfer Angle의 변화에 따른 3차원 초음속 터빈의 유동 특성은 각도가 증가할수록 블레이드 앞전에서 발생하는 경사충격파의 강도가 약해짐으로 인해 전압력 손실은 감소하고, 추력은 증가함을 알 수 있었다.
5. 본 연구에서 분석한 전산 해석은 Tip-clearance가 없는 이상적인 경우에 대한 해석이었으므로 향후에는 Tip-clearance에 의한 유량 손실 등을 고려한 연구가 이루어져야 하겠다.

#### 참 고 문 헌

- [1] 신봉근, 정수인, 김귀순, 이은석, "충동형 초음속 터빈 익렬의 설계 변수에 따른 익렬내 유동 특성에 관한 수치적 연구", 한국추진공학회지, Vol 8, No. 2, pp. 62-72, 2004
- [2] Jong-Jae Cho, Soo-In Jeong, and Kui-Soon Kim, "An Experimental Study on the Flow Characteristics of a Supersonic Turbine Cascade as Pressure Ratio", KSAS

International Journal, Vol. 5, No. 2, pp. 9-17,  
2004.11

[3] J. G. Noh, E. S. Lee, J. Kim, D. S. Lee,  
"CFD Analysis of a Partial Admission  
Turbine Using a Frozen Rotor Method",  
Asian Joint Conference on Propulsion  
Engineers, pp. 746-751, 2004

[4] 이은석, 김진한, 조광래, "초음속 축동형 터  
빈익형의 공력성능 향상을 위한 기하학적 설계  
변수 수치연구", 한국항공우주학회지, 기술논문,  
pp. 99-106, 1993

[5] J. H. Horlock, "Axial Flow Turbines",  
Robert E. Krieger Publishing Company  
Huntington, New York, USA, 1973