

충동형 초음속 터빈 익렬의 설계 변수에 따른 익렬내 유동 특성에 관한 수치적 연구

신봉근* · 정수인* · 김귀순** · 이은석***

Numerical Analysis of Flow Characteristics within Blades for Design Parameters of Impulse Supersonic Turbine Blade

Bong-Gun Shin* · Soo-In Jeong* · Kui-Soon Kim** · Eun-Seok Lee***

ABSTRACT

In this paper, firstly, numerical results were compared with experimental results to verify accuracy of the results. It is found that the numerical results show good agreements with experimental result. Next, computations about flow within blades for design parameters such as radius of the pressure and suction side's curvature and pitch-chord ratio have been performed. It is found that the flow and performance characteristics mainly depend on shocks occurred at the leading edge of blades and the end of nozzle and separations occurred inside the flow passage. And shock of nozzle and separations depend upon area of flow passage and shocks of blade are affected by the number of blades occupied by a nozzle.

초 록

본 연구에서는 우선 전산 결과의 신뢰성을 검증하기 위하여 동일 조건의 실험결과와 비교하였다. 그 결과를 살펴보면 전산결과와 실험결과가 대체적으로 잘 일치하였다. 다음으로 압력면 및 흡입면의 원호반경, 피치 코드비등의 설계인자에 따른 유동해석을 실시하였다. 익렬내의 유동 및 성능 특성은 익렬 앞전 및 노즐 끝단에서 발생하는 충격파와 익렬 내부에서 발생하는 박리에 의해 주로 좌우되었다. 그리고 노즐 끝단에서 발생하는 충격파와 박리는 익렬 내부 유로 면적에 의해서 좌우되었으며, 익렬 앞전에서 발생하는 충격파는 노즐이 차지하고 있는 익렬 개수에 의해 영향을 받았다.

Key Words: Impulse Supersonic Turbine(충동형 초음속터빈), Design Parameter(설계 인자), Separation(박리), Shock(충격파)

1. 서 론

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

† 2004년 4월 13일 접수 ~ 2004년 5월 27일 심사완료

* 정희원, 부산대학교 항공우주공학과

** 종신회원, 부산대학교 항공우주공학과

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

터빈은 가벼우며 작은 크기에도 불구하고 큰 출력을 발생시킨다. 이렇게 터보펌프용 터빈은 높은 비추력을 발생시켜야 하기 때문에 보통 초음속 유동 조건에서 작동을 한다. 그러나 일반 축류 터빈과는 달리 초음속 축류 터빈내 유동 특성은 경계층과 충격파의 상호 작용등에 의하여 복잡한 특성을 나타낸다. 이러한 특성 때문에 터빈의 성능 예측과 설계가 매우 어려우며 그 신뢰도 또한 매우 떨어지고 있는 실정이다. 하지만 초음속 익렬내 유동 특성에 관한 연구는 초음속 터빈의 성능 향상 뿐만 아니라 나아가 터보 펌프 시스템 발전을 위해 반드시 선행되어야만 한다. 이에 본 연구에서는 상용 코드인 FINETM/Turbo를 이용하여 초음속 터빈 익렬 설계 인자에 따른 유동 특성에 관한 수치적 해석을 실시하였다. 먼저 동일 유동 조건에서 실시한 전산 결과와 실험 결과를 비교하여 초음속 터빈 유동 해석 결과에 대한 신뢰성을 확보하였다. 다음으로 압력면 및 흡입면의 원호반경, 피치 코드비에 따른 터빈 익렬 내부의 유동 및 성능 특성에 대하여 해석을 하였다.

2. 유동 해석 코드 및 수치적 기법

본 연구에서 실시한 모든 수치적 해석은 유한체적법(FVM)을 기반으로 개발된 상용 코드인 FINETM/Turbo으로 계산하였다. 그리고 본 연구에 적용된 지배방정식은 2차원 Turbulent Navier-Stockes 방정식이며, 전산 해석에 적용된 수치적 기법으로는 시간에 대해서는 4차 Explicit Runge-Kutta 적분법을 사용하였으며, 공간에 대해서는 Central Difference 방법을 사용하였다. 또한 난류 모델로는 Baldwin-Lomax 모델을 사용하였다. 또한 수렴성 향상 및 계산 시간 단축을 위해 예조건화 기법(Pre-Condition Method)과 3단계의 Multi-Grid 방법을 사용하였다.

3. 결과 및 고찰

3.1 전산 코드 검증

본 연구에서 수행한 전산 해석 결과의 신뢰성을 확보하기 위해서 초음속 터빈 익렬내 유동에 대한 FINETM/Turbo의 전산 해석 결과와 동일 조건에서 실시된 조종재등[1]의 실험 결과를 비교하였다. 전압력과 전온도가 각각 6.9MPa, 293K인 고압 질소 가스가 면적비 9.24인 수축·확산 노즐을 통하여 가속되어, 출구에서 마하수가 약 3.8인 초음속이 되어 유로 내부로 들어가 익렬을 따라 흐르는 유동을 노즐 각도(노즐 중심축과 익렬 회전축 간의 각도)를 변화시켰을 때 나타난 익렬 내부 유동 특성에 관한 수치 해석 결과를 동일 조건의 실험 결과와 비교하였다.

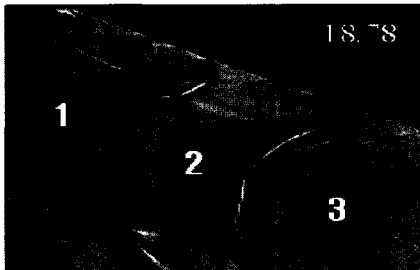
Figure 1 (a)는 노즐 각도가 18.78일때의 실험결과를 Shadow-graph로 가시화한 결과이다. 동근 앞전 형상에 의해서 1번과 2번 익렬의 앞전에서 Detached shock이 발생한다. 1번 앞전에서 발생한 Detached shock은 2번 익렬 흡입면의 30% 코드지점(익렬 앞전부터 30% 코드지점)에서 발생한 경사충격파와 만나서 굴절된다. 그리고 익렬 앞부분에서는 노즐로부터 전파되어 온 경사충격파가 관측된다.

Figure 1 (b)는 (a)와 동일 조건에서 박리 현상 및 충격파를 더 명확하게 가시화하기 위하여 카메라의 조리개 수치, 노출시간을 달리한 Shadow-graph이다. 3번 유로(3번 익렬 흡입면과 2번 익렬 압력면 사이 유로)에서는 자유 제트 가장자리가 유로 입구부터 유로를 따라서 흐른다. 그리고 1번 유로(1번 익렬 흡입면 위의 유로), 2번 유로(2번 익렬 흡입면과 1번 익렬 압력면 사이 유로)에서는 약 30% 코드지점에서 충격파와 경계층의 상호작용에 의하여 박리현상이 발생하여 유로 끝까지 넓게 퍼져 나간다. 또한 1번과 2번 익렬 압력면에서도 약한 박리현상이 관측된다.

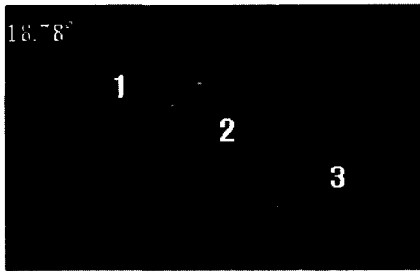
Figure 1 (c)는 실험과 동일조건에서 계산을 실시한 전산결과이다. 1번과 2번 익렬 앞전에서 역시 Detached shock이 발생한다. 1번 익렬 앞전에서 발생한 경사충격파는 2번 유로의 약 30% 코드지점에서 발생한 경사충격파에 의해서

굴절된다. 3번 유로에서는 유로를 따라 넓게 퍼져 나가는 자유 제트 가장자리가 역시 관측된다. 그리고 2번 익렬 흡입면의 30% 코드지점에서 충격파와 경계층의 상호작용에 의하여 박리가 관측되며, 또한 2번 압력면을 따라 발생한 약한

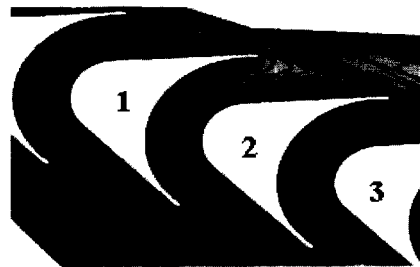
협 결과를 Shadow-graph로 가시화한 결과이며, (b)는 동일 노즐 각도 조건에서 계산한 전산 해석 결과를 등마하선도로 나타낸 것이다. 그리고 Fig. 3은 노즐 각도가 26.14°일때의 (a) 실험 결과 및 (b) 전산 해석 결과를 나타낸 것이다. 먼저 실험 결과를 살펴보면, 충격파와 박리 등 익렬내 유동 특성이 노즐 각도가 18.78°일때의 유동 특성과 유사하다. 하지만 3번 유로를 따라 흐르는 자유 제트 가장자리를 살펴보면, 노즐 각도가



(a) Shadow-graph of experimental result



(b) Shadow-graph of experimental result

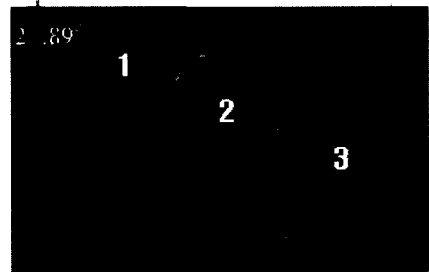


(c) Mach number contours of numerical result

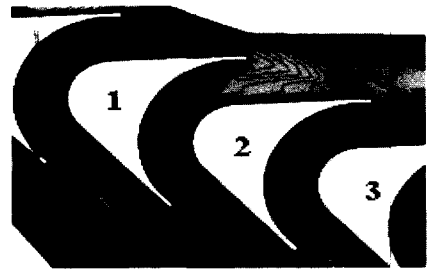
Fig. 1 Experimental and numerical results for a nozzle angle of 18.78

박리도 관측된다. 이러한 결과들을 종합해 볼 때 충격파와 박리현상의 차이는 있으나, 전반적으로 전산결과와 실험결과가 잘 일치하고 있다.

Figure 2 (a)는 노즐각도가 21.89°일때의 실

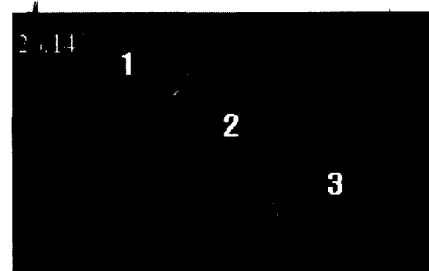


(a) Shadow-graph of experimental result

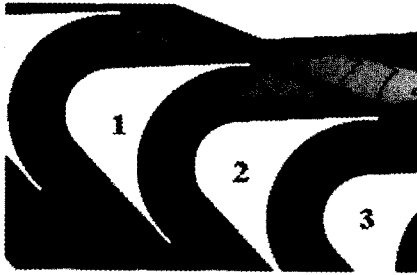


(b) Mach number contours of numerical result

Fig. 2 Experimental and numerical results for a nozzle angle of 21.89



(a) Shadow-graph of experimental result



(b) Mach number contours of numerical result

Fig. 3 Experimental and numerical results for a nozzle angle of 26.14

증가할수록 유로 입구부터 더 넓은 유로를 차지하며 유로 출구까지 퍼져 나간다. 그리고 1번과 2번 유로내에서 발생하는 박리는 노즐 각도가 커질수록 더 후류 쪽에서 발생하고, 그 크기는 작아진다. 다음으로 전산 결과를 살펴보면, 실험결과와 마찬가지로 노즐 각도가 증가할수록 3번 유로에서 자유 제트 가장자리가 차지하는 유로 영역이 커지며, 유로내에서 발생하는 박리의 위치는 후류쪽으로 이동하고, 크기는 작아진다. 이렇게 3가지 노즐각도에 따른 실험 결과와 전산결과를 종합해 볼때, 본 연구에서 사용한 FINE™/Turbo로 계산한 전산결과가 비교적 정확하게 초음속 터빈유동을 예측한다고 판단된다.

3.2 형상 조건 및 경계 조건

3.2.1 충동형 초음속 터빈 익렬의 형상 변수

충동형 초음속 터빈의 익렬 설계에서 고려되는 형상변수는 Fig. 4와 같이 흡입면의 원호반경 (R_u), 압력면의 원호반경(R_l), 블레이드 입사각(β_{in}), 익단두께의 모양 및 두께(t), 피치-코드비(PC)이다. 본 연구에서는 익렬 형상에 대한 설계 인자를 흡입면의 원호반경, 압력면의 원호반경과 피치-코드비로 제한하였다. 그리고 익단두께(t)는 구조적 안정성을 고려하여 0.42 mm로 고정을 하였고, 블레이드 입사각(β_{in})은 노즐 출구유동과의 입사각을 고려하여 27°로 고정하였으며, 코드길이 또한 설계요구조건에 의해 13.4 mm로 고정하였다. 이에 각 설계인자에 따

른 익렬 형상 조건은 Table 1와 같이 설정하여 설계인자별 유동 해석을 실시하였다.

3.2.2 형상 조건 및 경계 조건

Figure 5는 본 연구에서 사용한 형상 조건 및 격자를 보여주고 있다. 우선 격자수에 따른 전산 해석을 실시하여 격자수에 따른 해석 결과의 오차가 발생하지 않는 조건의 격자 중 최소의 격자를 선택하였다. 그래서 익렬내 유로에 대해서는 81×513의 H형 격자를, 직선 노즐에 대해서는 561×129의 H형 격자를 각각 사용하였다. 입구 경계 조건으로 노즐 입구로 들어온 작동유체가 면적비가 3.64인 수축·확산노즐에서 이상과정으로 팽창하였다고 가정하여 정압력, 정온도, 마하수를 각각 0.327MPa, 661.69K, 1.89로 설정하였다. 그리고 노즐출구에서 레이놀즈수는 8.21E5이다. 터빈 형상 조건은 앞전에서 발생하는 충격파에 의한 입구 유동 조건의 변화를 방지하면서[2] 노즐 형상에 따른 영향을 배제하기 위하여 익렬 앞에 직선 노즐을 위치시켰고, 노즐이 차지하는 익렬 유로 개수는 설계 조건과 같이 7개로 선택하였다. 익단에서 발생하는 누설과 부분흡입의 효과등에 의한 손실을 배제하기 위하여 전체 흡입형(Full admission)으로 모델링하였다.

Table 1. Geometric condition of blade for design parameters

설계인자	고정인자	변동인자
R_u	$R_l : 7.0\text{mm}$ $N_{ch} : 7EA$ $PC : 0.64$	$R_u : 3.0\sim 5.0\text{mm}$
R_l	$R_u : 4.0\text{mm}$ $N_{ch} : 7EA$ $PC : 0.64$	$R_l : 6.0\sim 8.0\text{mm}$
PC	$R_u : 4.0\text{mm}$ $R_l : 7.0\text{mm}$	$N_{ch} : 5\sim 9EA$ ($PC : 0.4\sim 0.9$)

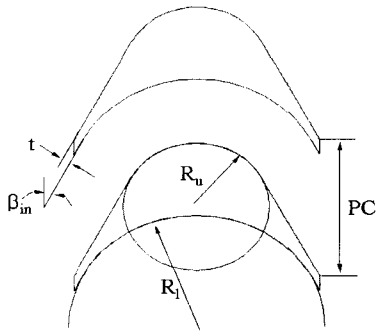


Fig. 4 Design parameters of impulse supersonic turbine blade

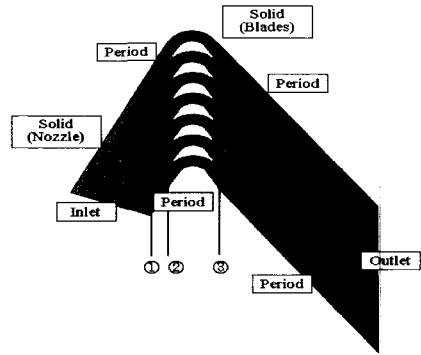


Fig. 5 Geometry and grid system of computational domain

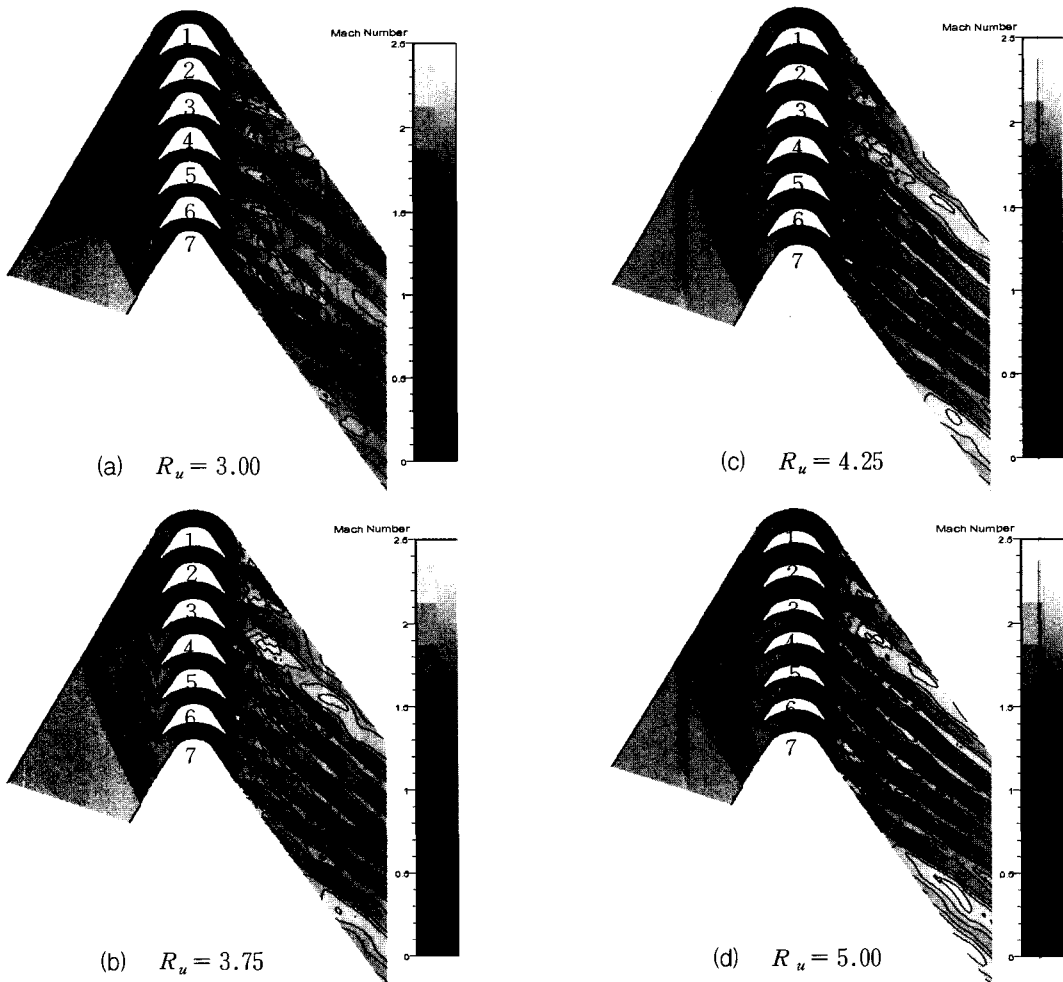


Fig. 6 Flow characteristics for the radius of suction surface curvature

3.3 형상 변수에 따른 익렬 내부 유동특성 및 성능 특성

3.3.1 흡입면 원호반경 (R_u)

먼저 흡입면 원호반경에 따른 결과이다. Fig. 6 (a)는 흡입면 원호 반경이 3.0일때의 등마하선도를 나타낸 결과이다. 익렬 내부의 유로가 충분하지 않기 때문에 Chocking이 발생하고, 1번(1번 익렬 흡입면 위의 유로)부터 6번 유로(6번 익렬 흡입면과 5번 익렬 압력면 사이 유로)까지 유로 입구에서는 수직충격파가 발생한다. 이 수직충격파로 인하여 유로 입구로 들어가는 유동의 속도가 아음속으로 떨어진다. 익렬 내부 유로가 수축·확산 형태이기 때문에 유동은 유로내에서 가속되어 출구에서 초음속이 되어 외부로 빠져 나간다. 수직충격파에 의해서 속도가 급격하게 떨어진 유동이 유로를 따라 흐르기 때문에 유로 전체에서 박리는 관측되지 않는다.

Figure 6 (b)는 흡입면 원호 반경이 3.75일때의 결과이다. 원호 반경이 3.0일때와는 달리 익렬내 유로 면적이 충분하기 때문에 Chocking 현상이 발생하지 않는다. 노즐 출구와 Axial Gap 사이의 정압력 차이에 의해서 노즐 끝단에서 경사충격파가 발생하여 반대쪽 노즐 벽 쪽으로 전파되고, 다시 벽면에서 반사되어서 3번 유로로 들어간다. 4번 익렬부터 7번 익렬까지 익렬 앞전에서는 경사충격파가 발생하여 유로 내부와 외부로 퍼져 나간다. 외부로 퍼져가는 경사충격파는 익렬 앞전 상단에서 발생한 팽창파에 의해 상쇄되며, 내부로 퍼져가는 경사충격파는 압력면을 따라 전파되어가다가 흡입면의 40% 코드지점에서 발생하는 경사충격파와 만나서 휘어진다. 그러나 1번과 2번 익렬 앞전에서는 경사충격파 대신 Detached Shock이 관측되는데, 이 충격파는 노즐 벽면에서 반사된 경사충격파에 의해 1번, 2번 유로로 들어가는 유동의 입사각이 증가하였기 때문에 발생한다. 박리 현상은 4번에서 7번까지의 유로내에서 충격파와 경계층의 상호작용에 의해 흡입면의 40% 코드지점에서 발생하여 70% 코드지점에서 재부착된다. 그러나 2번, 3번 유로에서는 앞전에서 발생한 Detached Shock의 영향으로 유동 속도가 급격히

떨어져 압력면에서만 약한 박리가 나타난다.

Figure 6 (c), (d)는 흡입면 원호 반경이 각각 4.25, 5.0일 때의 결과이다. 그 유동 특성을 살펴보면, 원호 반경이 3.5일때의 유동 특성과 유사하다. 하지만 흡입면 원호 반경이 증가할수록 노즐 끝단에서 발생하는 경사충격파의 강도는 약해진다. 또한 유로 면적이 더 넓어지기 때문에 박리가 더 넓은 범위에서 발생한다.

Figure 7은 흡입면 원호 반경에 따른 터빈 각 부분에서의 전압력 계수분포를 나타낸 그래프이다. 먼저 노즐입구에서 익렬내 유로입구까지의 전압력 계수(P_{01}/P_{00})를 살펴보면 원호반경이 3.0일때는 Chocking 현상으로 발생한 수직충격파로 인해 손실 계수가 크게 감소하였으며, 3.25이상부터는 원호반경이 증가할수록 노즐 끝단에서 발생하는 경사충격파의 강도가 감소하기 때문에 손실계수가 계속 증가한다. 다음으로 유로 출구까지의 전압력 계수(P_{02}/P_{00})를 살펴보면, 원호반경이 증가할수록 유로 내부에서 더 크게 발생하는 박리로 인하여 손실 계수가 감소한다. 마지막으로 터빈 출구까지의 전압력 계수(P_{03}/P_{00})를 살펴보면 유로 출구에서 발생하여 터빈 출구까지 퍼지는 Wake에 의한 손실은 원호반경에 관계없이 거의 일정하다. 위의 결과를 종합해 보면, 흡입면 원호 반경이 증가하면 노즐 출구에서 발생한 경사충격파에 의한 손실은 감소하지만 익렬 내부에서 발생한 박리에 의한 손실은 오히려 커지게 된다.

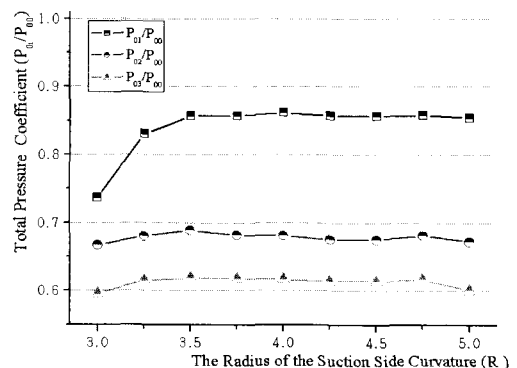


Fig. 7 Distribution of pressure loss coefficient for the radius of the suction surface curvature

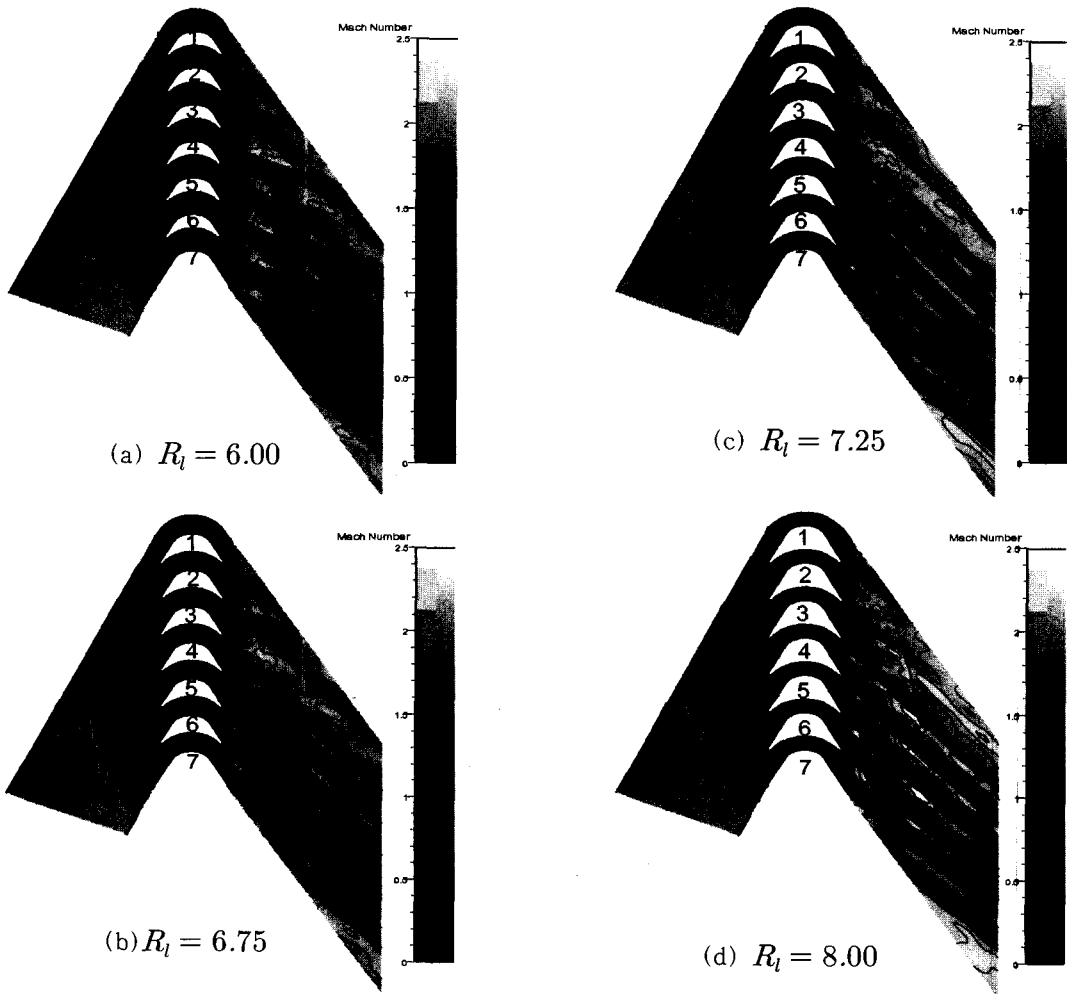


Fig. 8 Flow characteristics for the radius of pressure surface curvature

3.3.2 압력면 원호반경 (R_l)

다음으로 압력면 원호반경에 따른 결과이다. Fig. 8 (a)는 압력면 원호반경이 6.0일때의 전산 해석 결과를 등마하선도로 나타낸 결과이다. 압력면의 원호 반경이 3.5이상일때의 결과와 유사한 결과를 나타낸다. 노즐 출구와 Axial Gap 사이의 정압력 차이에 의해서 노즐 끝단에서 경사 충격파가 발생한다. 3번 익렬부터 7번 익렬까지 익렬 앞전에서 경사충격파가 발생하고, 1번과 2번 익렬 앞전에서는 입사각 변화로 인하여

Detached Shock이 발생한다. 박리 현상은 4번에서 7번까지의 유로 내부에서만 충격파와 경계층의 상호작용에 의해 흡입면의 40% 코드지점에서 발생하여 70% 코드지점에서 재 부착된다.

Figure 8 (b)와 (c)는 압력면 원호반경이 6.75, 7.25일때의 전산해석 결과이다. 충격파 및 박리등 유동 특성이 압력면 원호반경이 6.0일때와 유사하다. 하지만 원호반경이 증가할수록 노즐 끝단에서 발생하는 경사충격파의 강도가 강해진다.

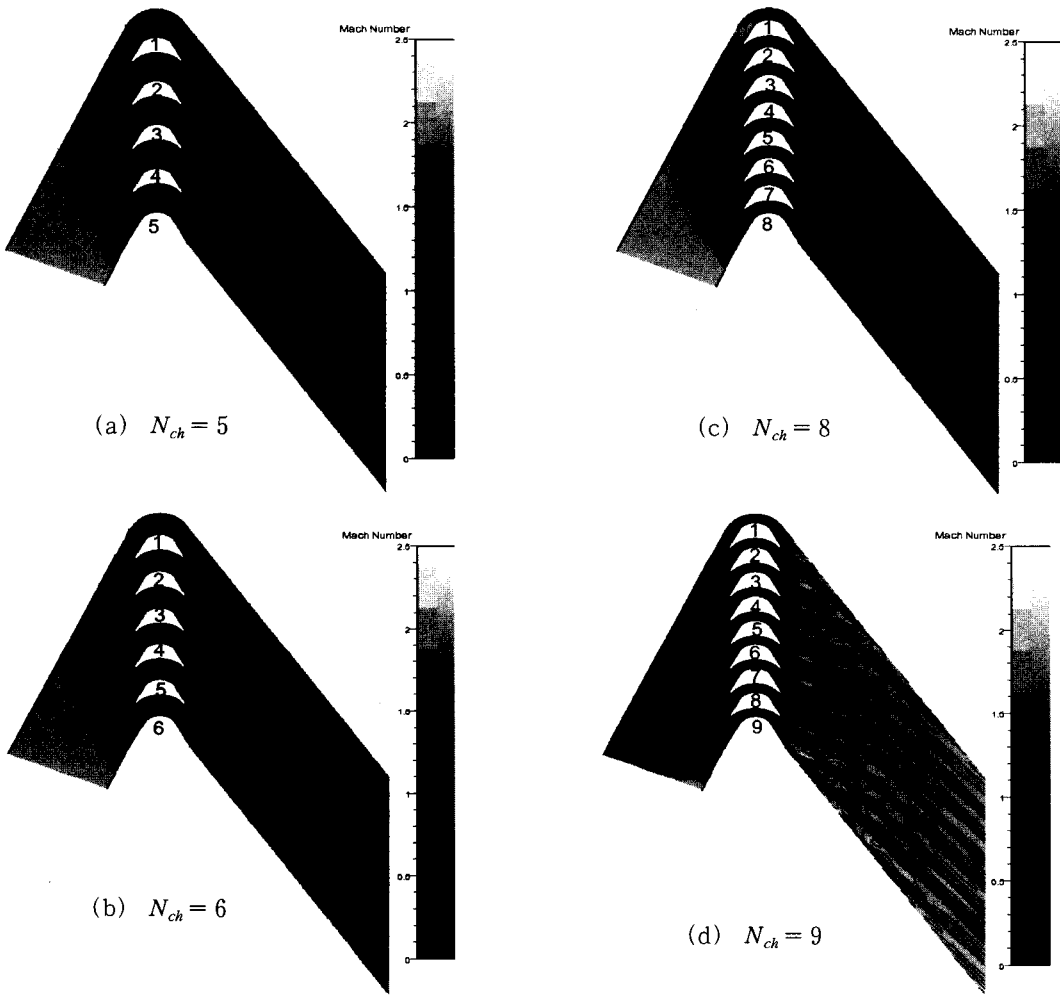


Fig. 9 Flow characteristics for the number of channel

그리고 익렬내부의 면적이 감소하기 때문에 박리 크기는 감소한다.

Figure 8 (d)는 원호반경이 8.0일때의 전산결과이다. 유로 면적이 크게 줄면서 Chocking 현상이 나타나 3번 익렬 앞전에서 수직충격파가 발생하고 유동의 속도가 아음속으로 떨어져 유로내부로 들어간다. 수직충격파에 의해서 속도가 급격하게 떨어진 유동이 유로를 따라 흐르기 때문에 유로 전체에서 박리는 관측되지 않는다.

Figure 9은 압력면 원호 반경에 따른 터빈 각

부분에서의 압력 손실 계수분포를 나타낸 그래프이다. 노즐입구에서 익렬내 유로입구까지의 전압력 계수(p_{01}/p_{00})를 살펴보면, 원호 반경이 7.75까지 원호반경이 증가할수록 노즐 끝단에서 발생하는 경사충격파의 강도가 증가하여 전압력 계수는 감소한다. 그리고 원호 반경이 8.0일때는 Chocking 현상으로 발생한 수직충격파로 인한 손실 때문에 전압력 계수가 크게 감소한다. 유로 출구까지의 전압력 계수(p_{02}/p_{00})를 살펴보면, 원호 반경이 증가할수록 유로 내부에서 발

생하는 박리 크기가 작아져 손실 계수가 증가한다. 터빈 출구까지의 전압력 계수(p_{03}/p_{00})를 살펴보면 유로출구에서 터빈출구까지 퍼지는 Wake에 의한 손실은 원호반경에 관계없이 거의 일정하다. 위의 결과를 종합해 보면, 흡입면의 원호반경이 증가했을때와는 반대의 압력손실 분포가 나타나는데, 압력면 원호반경이 증가하면 노즐 출구에서 발생한 경사충격파에 의한 손실은 증가하지만 익렬 내부에서 발생한 박리에 의한 손실은 오히려 감소한다. 그 이유는 흡입면의 원호반경이 증가하면 유로 내부면적은 증가하지만, 반면에 압력면의 원호반경이 증가하면 반대로 유로내부 면적은 감소하기 때문이다. 따라서 노즐 끝단에 발생하는 경사충격파의 강도와 익렬내 유로에서 발생하는 박리의 크기는 익렬 사이의 유로 면적에 의해 좌우된다고 할 수 있다.

3.3.3 피치-코드비 (PC)

마지막으로 피치-코드비에 따른 결과이다. 노즐에 따른 영향을 배제하기 위하여 노즐 형상은 고정된 채 한 개의 노즐이 차지하는 유로 개수를 조절하여 피치-코드비를 조절하였다.

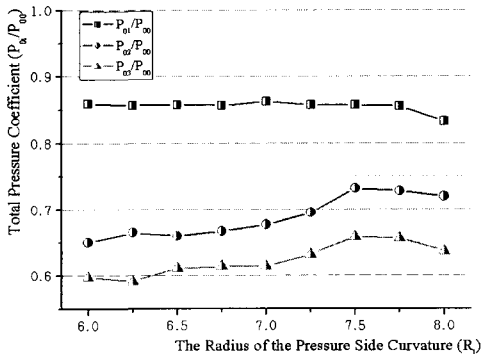


Fig. 10 Distribution of pressure loss coefficient for the radius of the pressure surface curvature

Figure 10 (a)는 유로개수가 5개일 때의 전산

결과를 등마하분포로 나타낸 것이다. 유동 및 충격파 형상이 이전의 원호반경에 따른 유동 특성 분석때와 다른 특성을 나타낸다. 익렬 앞전에서 발생한 경사충격파의 강도가 앞의 원호 반경에 따른 유동 특성 분석때 보다 강하게 발생하고 익렬 내부 및 외부로 넓게 퍼져나간다. 그 이유는 익렬 개수가 줄어들면서 익렬 앞전에서 발생한 충격파의 수와 이 충격파에 의한 손실이 역시 감소하여 익렬 내부로 들어가는 유동의 속도가 증가했기 때문이다. 하지만 익렬 개수가 줄어들면서 유로 면적이 크게 증가하여 익렬 내부에서 큰 박리가 발생한다.

Figure 10 (b), (c)는 각각 유로개수가 6, 8개 일때의 전산 결과이다. 유로 개수가 증가하면 노즐 출구 유동이 차지하는 익렬 개수 및 익렬 앞전에서 발생하는 경사충격파의 수도 증가한다. 이 증가된 충격파로 인하여 유로 입구 유동의 속도는 감소하고, 익렬 앞전에서 발생하는 충격파의 강도도 약해진다. 그리고 유로 개수가 증가하면 익렬 내부 면적은 감소하고, 이로 인하여 박리의 크기가 감소한다.

Figure 10 (d)는 유로 개수가 9개일 때의 결과이다. 유로 개수가 너무 많아져 익렬 내부의 유로가 충분하지 않기 때문에 Chocking이 발생하고, 노즐 내부에서 강한 수직충격파가 발생한다.

Figure 11은 유로개수에 따른 터빈 각 부분에서의 전압력 계수 분포를 나타낸 그래프이다. 노즐 입구에서 익렬내 유로 입구까지의 전압력 계수(p_{01}/p_{00})를 살펴보면 유로 개수가 증가할수록 익렬 앞전에서 발생하는 충격파의 강도는 감소하나 개수가 증가하여 충격파에 의한 손실은 증가한다. 다음으로 유로 출구까지의 전압력 계수 (p_{02}/p_{00})을 살펴보면, 유로 개수가 증가할수록 박리의 크기가 감소하여 박리에 의한 손실은 감소하고 전압력 계수는 증가한다. 마지막으로 터빈 출구까지의 압력 손실(p_{03}/p_{00})을 살펴보면 유로 개수가 증가할수록 발생하는 Wake 또한 증가하므로 이로 인한 손실도 증가한다.

위의 결과를 종합해 보면, 유로개수를 감소시키면 익렬 앞전에서 발생한 경사충격파 수가 감

소하기 때문에 이로 인하여 손실은 감소하지만 익렬 내부 유로 면적이 증가하기 때문에 박리에 의한 손실은 오히려 증가한다. 따라서 터빈내에서 발생하는 손실이 가장 작아지는 최적의 조건은 유로 개수는 7개일때, 즉 피치-코드비가 0.64 일때이다.

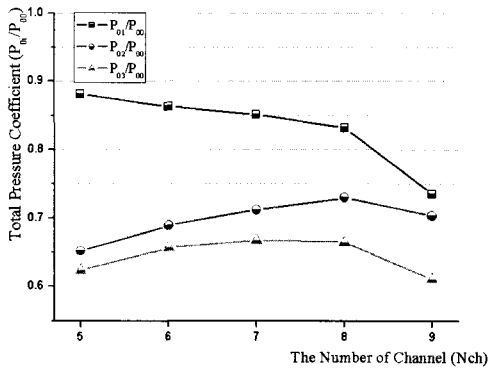


Fig. 11 Distribution of pressure loss coefficient for the number of channel

4. 결 론

본 연구에서는 충동형 초음속 터빈 익렬의 설계 변수에 따른 익렬내 유동 특성에 관한 수치적 연구를 수행하였다. 본 연구에 의한 결과를 요약하면 다음과 같다.

1. 코드 검증을 위한 동일 조건의 실험결과와 전산 결과를 비교해 본 결과, 전산 결과가 실험 결과와 비교적 잘 일치했다. 이에 초음속 터빈 익렬내 유동을 비교적 잘 예측할 수 있다는 것을 확인할 수 있었다.
2. 흡입면 원호 반경에 따른 전산 해석 결과를 살펴보면 원호 반경이 증가할수록 노즐 끝단에서 발생한 경사충격파의 강도는 감소하여 이로 인한 손실은 감소하였으나 익렬 내부 유로 면적이 증가하여 박리의 크기 및 박리로 인한 손실이 증가하였다. 따라서 터빈내에서 발생하는 손실이 가장 작아지는 최적의 조건은 흡입면 원호반경이 3.5일때였다.

3. 압력면 원호 반경에 따른 전산해석결과를 살펴보면 흡입면 원호 반경에 따른 결과와 반대의 결과를 나타내었다. 원호 반경이 증가할수록 노즐 끝단에서 발생한 경사충격파의 강도는 증가하고 이로 인한 손실은 증가하였으나 익렬 내부 유로 면적이 감소하여 박리의 크기 및 박리로 인한 손실이 감소하였다. 따라서 노즐 끝단에 발생하는 경사충격파의 강도와 익렬내 유로에서 발생하는 박리의 크기는 익렬 사이의 유로형태에 의해 좌우되었다.
3. 유로 개수에 따른 유동 및 성능 특성을 확인해 본 결과, 유로 개수가 증가할수록 익렬 앞전에서 발생하는 충격파의 수 및 노즐 입구부터 유로 입구까지의 손실은 증가하였으나, 익렬 내부 유로 면적은 감소하여 박리의 크기 및 박리로 인한 손실이 감소하였다. 따라서 전체 손실이 가장 작아지는 최적의 조건은 유로 개수가 7일때였다.
4. 충동형 초음속 터빈내 유동 및 성능은 주로 노즐 끝단에서 발생한 경사충격파, 익렬 앞전에서 발생한 경사충격파와 Detached Shock 및 익렬 내부에서 발생한 박리에 의해 좌우되었으며, 익렬 앞전에서 발생하는 경사충격파는 익렬 개수에 의해 좌우되었으며, 노즐 끝단에서 발생한 충격파와 익렬 내부에서 발생하는 박리 크기는 유로 면적에 좌우됨을 확인하였다.

참 고 문 헌

1. Cho, J. J., Jeong, S. I., Kim K. S., and Lee, E. S., "An Experimental Study on The Flow Characteristics of a Supersonic Turbine Cascade," Asian Joint Conference on Propulsion and Power, The Korean Society of Propulsion Engineers, 2004, pp. 689-694
2. Shin B. G., Jeong S. I., Kim K. S., and Lee, E. S., "A Study on the Performance of Supersonic Cascade with The Nozzle Inlet

- Boundary," Asian Joint Conference on Propulsion and Power, The Korean Society of Propulsion Engineers, 2004, pp. 720-728
3. 이은석, 김진한, 그리고 조광래, "초음속 층동형 터빈익형의 공력성능 향상을 위한 기하학적 설계변수 수치연구," 한국항공우주학회지, 기술논문, 1993, pp. 99-106
 4. Colclough, C. D., "Design of Turbine Blades Suitable For Supersonic Relative Inlet Velocities And The Investigation Of Their Performance In Cascade: Part I - Theory and Design," Journal Mechanical Engineering Science, Vol. 8, No 1, 1966, pp.110-123
 5. Colclough, C. D., "Design of Turbine Blades Suitable For Supersonic Relative Inlet Velocities And The Investigation Of Their Performance In Cascade: Part II Experiments, Results and Discussion," Journal Mechanical Engineering Science, Vol. 8, No 2, 1966, pp. 185-197
 6. Griffin L. W, and Dorney D. J., "Simulations of the Unsteady Flow Through the Fastrac Supersonic Turbine," Journal of Turbo-machinery, Vol. 122, 2000, pp. 225-233