

부분흡사형 초음속 터빈 익렬내 유동 특성에 관한 수치적 연구

신봉근[†] · 조종재* · 정수인* · 김귀순* · 이은석**

A Numerical Analysis on the Flow Characteristics within Blades of A Partial Admission Supersonic Turbine

Bong-Gun Shin[†], Jong-Jae Cho*, Soo-In Jeung*, Kui-Soon Kim*, Eun-Seok Lee**

Key Words : Fine Turbo, Partial admission(부분흡입), Supersonic turbine(초음속 터빈), Shock-Boundary layer interaction (충격파-경계층 상호작용)

Abstract

Turbo-pump system, an essential component of liquid rockets and induced weapons, adopts a partial admission axial turbine which drives pump. And the turbine of a turbo-pump system is usually operated at supersonic condition due to its high loading characteristics. Therefore, reseaches about flow and performance characteristics of a partial admission supersonic turbine must be preceeded to progress the aerospace and defense industries as well as the development of turbo-pump systems. In this study, flow characterisitcs within blades of the partial admission supersonic turbine are numerically investigated by using Fine Turbo, a commercial CFD Code. Before performing the numercial analyses, to verify accuracy of the numerical result computed by Fine Turbo, I performed the comparison between the numerical results with J.J.Cho's experimental results. It is found that the numerical results show good agreement with the experimental results. Computations about the partial admission supersonic turbine have been performed to investigate flow characteristics including shock patterns. It is also found that the flow and performance of partial admission supersonic turbine are largely depend on shocks ocurred in the nozzle and at the leading edge of blades, expansion or compression at exit of nozzle and separations occurred in passage.

1. 서 론

우주발사체용 액체추진로켓에서는 추진제를 연소실로 공급하는 추진제 공급시스템이 필수적인 구성요소이다. 이러한 추진제 공급시스템은 보통 고압 터보펌프 방식을 적용하고 있다. 또한 터보펌프는 유도 무기의 핵심 부품이기도 하다. 그러므로 우주 및 방위 산업의 발전을 위해서는 터보

펌프의 개발이 선행되어야 한다.

터보 펌프 시스템에서는 펌프를 구동하기 위하여 부분흡입형 축류 터빈을 사용한다. 부분 흡입형 축류 터빈은 가벼우며 작은 크기에도 불구하고 큰 출력을 발생시킨다. 이러한 이유로 부분 흡입형 축류 터빈은 다양한 항공기계에서 추력 발생 장치로 활용되고 있다. 터보펌프용 터빈은 높은 비추력을 발생시켜야 하기 때문에 보통 초음속 유동 조건에서 작동을 한다. 그러나 이미 많은 실험적 및 수치적 연구를 통해 성능 및 유동 특성이 알려진 일반 축류에 비하여 부분흡입형 축류 터빈에 대한 믿을만한 성능 및 유동 특성 데이터는 거의 없는 실정이다. 초음속 축류 터빈의 유동 특성은 복잡한 경계층 및 충격파의 상호작용에 의하여 일반 축류터빈의 유동 특성과 전혀 다른 형상을

[†] 부산대학교 항공우주공학과 대학원
E-mail : aerogod@empal.com
TEL : (051)510-3290 FAX : (051)582-7478

* 부산대학교 항공우주공학과 대학원

** 한국항공우주연구원

나타낸다. 이러한 복잡한 특성 때문에 터빈의 성능 예측과 설계가 매우 어려우며 그 신뢰도 또한 매우 떨어지고 있는 실정이다.

하지만 초음속 익렬내 유동 특성에 관한 연구는 터보 펌프 시스템 발전을 위해 반드시 선행되어야만 한다. 이에 본 연구에서는 상용 프로그램인 Fine Turbo 를 이용하여 부분 흡입형 초음속 터빈 익렬내 유동 특성에 관한 수치적 해석을 실시하였다. 부분 흡입형 터빈 유동 및 성능 예측에 앞서 실험 결과와 비교를 통하여 본 연구에서 사용한 프로그램 및 전산 해석 결과에 대한 신뢰성을 검증하였다.

2. 유동해석 코드 및 수치적 기법

본 연구에서 유동 해석 프로그램으로 선정하여 사용한 프로그램은 벨기엘의 Numeca 사가 FVM 을 기반으로 개발한 전산 유체 해석 프로그램인 Fine Turbo 이다. 그리고 본 연구에서 사용한 수치적 기법으로는 시간에 대해서는 4 차 Runge-Kutta 적분법을 사용하였고, 공간에 대해서는 Central 차분을 사용하였다. 또한 수렴성 향상 및 계산 시간 단축을 위해서 Pre-Condition 방법과 3 단계의 Multi-Grid 방법을 사용하였다. 난류 모델로는 Zero-Equation 인 Baldwin-Lomax 모델을 사용하였다.

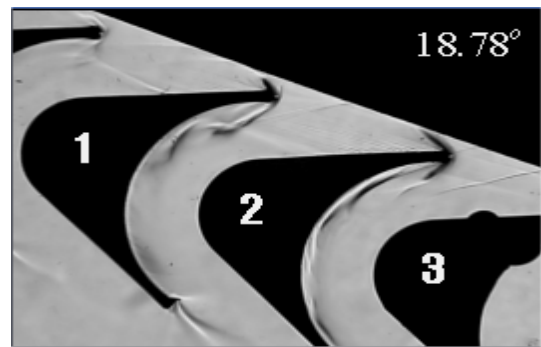
3. 결과 및 고찰

3.1 전산해석 결과 검증

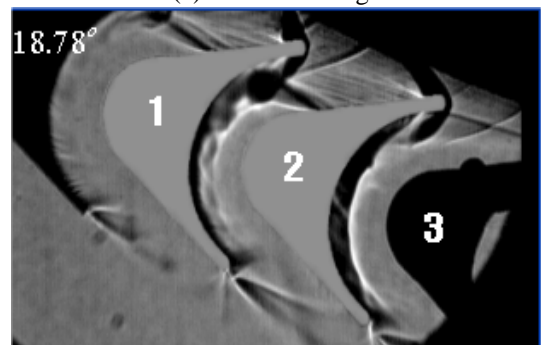
본 연구에서는 터빈 형상 및 유동 조건에 따른 익렬내 유동 및 성능 예측에 앞서 Fine Turbo의 전산 해석 결과의 신뢰성을 확보하기 위해서 Fine Turbo로 해석한 결과와 J. J. Cho⁽¹⁾ 실험 결과와 비교, 분석하였다.

J. J. Cho 는 소형 개방형 초음속 풍동을 이용하여 초음속 터빈 익렬내 유동 가시화 실험을 실시하였다. 이 풍동은 전압력이 6.8948 Mpa 인 고압 질소 가스를 작동 유체로 사용하여, 면적비가 9.24 인 초음속 노즐을 통하여 노즐 출구 마하수가 약 3.8 인 초음속 유동을 발생시킨다. 이에 J. J. Cho 는 노즐 각도 (노즐 중심축과 익렬 회전축 간의 각도)를 변화시키면서 익렬 내부 유동 특성을 확인하였다.

Fig. 1 는 노즐 중심축과 익렬 회전축 간의 각도가 18.78°일때의 실험 결과를 (a) Schlieren image 과 (b) Showgraph 로 가시화한 것이다. 우선 Schlieren



(a) Schlieren image



(b) Shodowgraph

Fig. 1 Experimental result for nozzle angle of 18.78°

image 의 충격파 특성을 살펴보면, 앞전의 등근 형상에 의해서 첫번째와 두번째 익렬의 앞전에서 Detached shock 이 발생한다. 첫번째 앞전에서 발생한 Detached shock 은 두번째 익렬 앞전으로부터 30% 코드 지점에서 발생한 팽창파와 만나서 상쇄된다. 그리고 두번째 익렬 앞전에서 발생한 Detached shock 은 노즐로부터 전과되어 온 경사 충격파 및 세번째 익렬 흡입면에서 발생한 경사 충격파에 의해서 휘어진다는 것을 알 수 있다. 그리고 Shodowgraph 의 박리 특성을 살펴보면, 밑에 첫번째 유로에서는 유로 입구부터 넓게 박리 부분이 발생하여 유로 끝까지 퍼져나가고 있으며, 두번째와 세번째 유로에서는 거의 앞전부터 30% 지점에서 충격파와 경계층의 상호작용에 의하여 박리현상이 발생하여 유로 끝까지 넓게 퍼져나간다. 또한 첫번째, 두번째 익렬의 압력면에서 약한 박리현상도 관측된다.

본 논문에서는 위의 실험과 전산 결과를 비교하기 위하여 같은 형상 및 유동 조건에서의 전산 해석을 실시하였다. Fig. 2 는 전산 해석의 형상 조건이다. 그 형상 조건에서 확인할 수 있듯이, 3 차원 실험 조건을 2 차원 전산 조건으로 변화시키기 위해 노즐형상을 노즐 출구 길이, 확산부 반각을 3 차원 실험 노즐과 같게 유지하면서 면적비를 같게 하기 위해 노즐 목의 길이를 더 작게하여 2 차원 노즐을 모델링하였다. 또한 수렴성을 향상시키고,

계산 시간을 단축시키기 위해 부분 흡입 효과를 노즐 출구가 차지하는 주 유로를 제외하고 실험 경우보다 적은 위 아래로 2 개의 추가 유로를 위치시켜 모델링하였다. 경계 조건으로는 입구 경계 조건으로는 6.8948 Mpa의 전압력과 293K의 전온도를 주었으며, 출구 경계 조건으로는 대기압의 정압력을 설정하였다.

Fig. 3는 Fig. 1의 실험 조건과 동일한 노즐 각도인 18.78°일때의 전산해석 결과를 등마하선도로 나타낸 것이다. 전산 결과에서도 역시 첫번째와 두번째 익렬 앞전에서 발생한 Detached shock 이 관측된다. 또한 이 충격파가 밑에서 첫번째 유로에서는 박리현상과 노즐에서 전파되어 온 충격파와 만나서 상쇄되고 있으며, 두번째 유로내에서도 앞전에서 35% 코드 지점에서 발생한 팽창파와 박리현상에 의해서 상쇄된다. 그리고 첫번째 익렬의 흡입면의 10% 코드 지점에서 실험 결과와 유사하게 경사 충격파가 발생한다. 이러한 박리현상 및 충격파 현상을 비교해 보면, 비록 박리 모양 및 박리 위치의 약간의 차이는 있으나, 전반적으로 전산 결과와 실험 결과가 일치하고 있다.

위의 결과를 바탕으로 보다 정확한 검증을 위해서 노즐 각도가 21.89°, 26.14°일때의 전산 결과를 실험 결과와 비교해 보았다. Fig. 4는 노즐 각도가 (a) 21.89°, (b) 26.14° 일때의 실험 결과를 Shodowgraph로 가시화 결과이다. 유로내 박리 현상과 충격파 및 팽창파의 경향이 노즐 각도가 18.78°일때와 유사하다. 하지만, 밑에서 첫번째 유로의 박리현상을 살펴보면 노즐 각도가 증가할수록 더 넓은 박리 영역이 유로 입구부터 생겨 유로 출구까지 퍼져 가고 있다. 그리고 밑에서 두번째 유로의 박리는 노즐 각도가 점점 커질수록 더 후류쪽에서 발생하며, 박리가 차지 하는 유로 영역이 더 작아진다.

Fig. 5은 노즐 각도가 (a) 21.89°와 (b) 26.14°일때의 전산 결과를 등마하선도로 나타낸 것이다. 그 결과에서 확인할 수 있듯이, 실험결과 마찬가지로 노즐 각도가 증가할수록 밑에서 첫번째 유로에서 발생하는 박리현상은 유로 입구부터 더 넓은 영역을 차지하고 있으며, 두번째 유로의 박리현상은 더 후류쪽에서 발생하며 더 적은 영역을 차지하고 있는 것을 확인할 수 있다.

이렇게 위의 세가지 노즐 각도에 따른 실험 결과와 전산 결과에서의 충격파 및 박리 형상을 비교해 본 결과, 본 연구에서 사용한 Fine Turbo로 계산한 전산 결과가 비교적 정확하게 초음속 터빈 내 유동을 예측할 수 있다라고 판단된다.

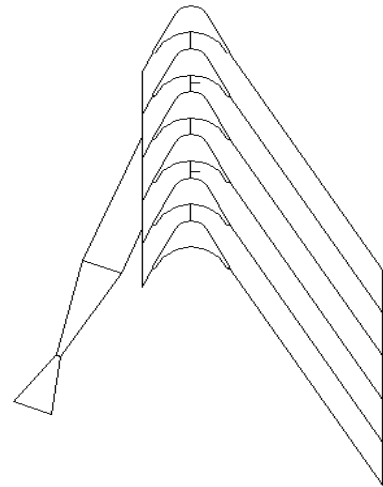


Fig. 2 Geometric condition of the computation

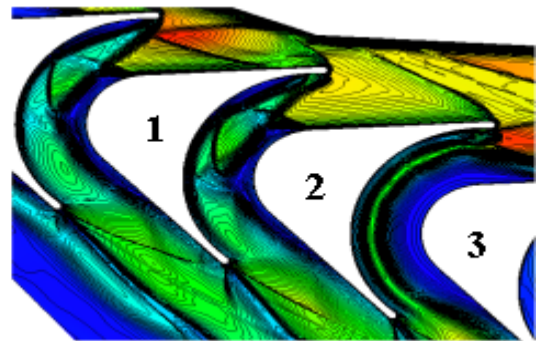
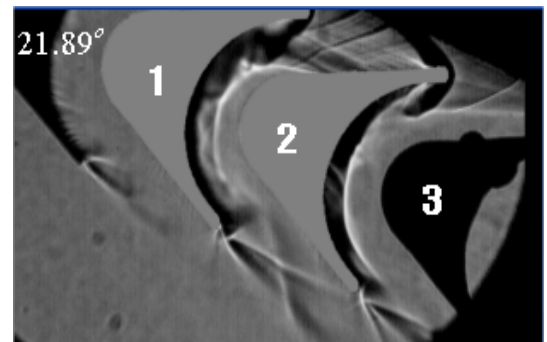
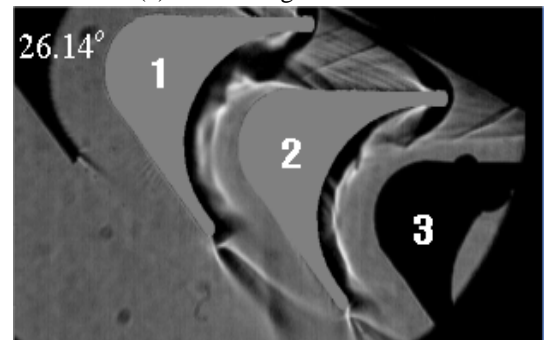


Fig. 3 Numerical result for nozzle angle of 18.78°



(a) Nozzle angle of 21.89°



(b) Nozzle angle of 26.14°

Fig. 4 Experimental results for other nozzle angles

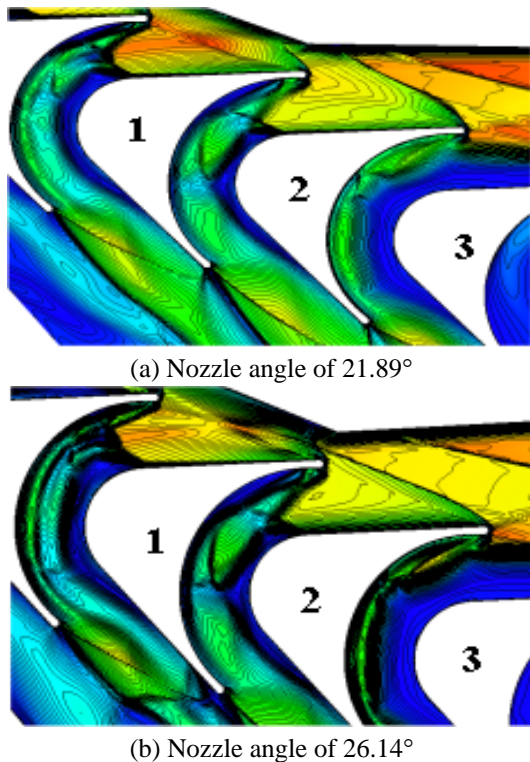


Fig. 5 Numerical results for other nozzle angles

3.2 부분흡입형 터빈의 유동 특성

3.2.1 경계조건 및 형상조건

일반적으로 초음속 터빈의 입구 유동 조건은 연소실의 연소 조건에 의해 결정이 된다. 따라서 본 연구에서 연소실의 설계 연소 조건을 경계 조건으로 설정하였다. 단, 블레이드가 회전하고 있는 절대 좌표계 대신 블레이드가 회전을 하지 않는 상대 좌표계로 전환하여 전산해석을 실시하였기 때문에, 절대 입구 경계조건을 G. P. Kalmykov⁽²⁾에 근거하여 전압력 3.63Mpa, 전온도 1300K, 노즐출구 유동각도 16.78°인 상대 입구 경계조건으로 변환하여 설정하였다. 출구 경계조건으로 대기압을 설정하였다. 이에 형상 조건은 Fig. 2의 경우와 동일하게 설정하였다. 단, 노즐은 노즐 입출구 압력비와 노즐 출구 유동각을 고려해 면적비가 5.7이며 노즐 각도가 16.78°인 수축 확산노즐로 모델링하였다.

3.2.2 부분흡입형 터빈의 유동 특성

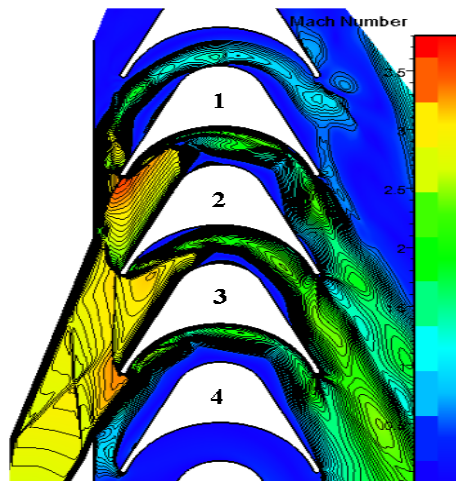
Fig. 6은 3.2.1의 유동 조건에서 전산해석을 실시한 부분 흡입형 터빈의 결과를 등마하선도와 등정압력선도 나타낸 것이다 결과에서도 확인할 수 있듯이, 노즐 확산부 끝단에서 노즐 확산부와 직선부의 불연속 부분이 존재하기 때문에 경사 충격파가 발생하여 익렬 쪽으로 퍼져 나가고 있다. 이 충격파로 인하여 노즐 출구 유동의 정압력 및 정

온도는 상승하고, 전압력 및 속도는 감소하며, 손실은 증가하게 된다. 이 충격파에 의한 정압력 상승으로 노즐 출구부에서 노즐 출구부와 익렬 입구부(노즐 출구에서 익렬내부 유로 입구까지) 차이가 발생해 노즐 출구에서 팽창이 일어난다. 이로 인하여 노즐 끝단에서 팽창과가 발생하며, 노즐출구 유동 또한 주 유로 이외에 위 아래 유로로 퍼져 들어간다는 것을 확인할 수 있다. 따라서 총 유량중 23.3%의 유량이 주 유로 이외의 유로로 흐르게 되며, 모든 유량이 주 유로로 흐를 때보다 15.1% 전압력 손실이 추가로 발생하게 된다.

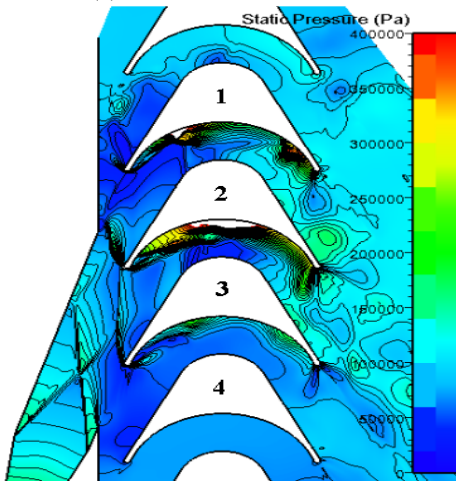
그리고 익렬 내부 유동을 살펴보면, 위에서 두번째 유로는 노즐 출구부터 유동이 계속 팽창을 하여 첫번째 익렬 앞전부근에서는 유동 속도가 마하수 2.8 까지 가속된다. 하지만 첫번째 익렬 앞전으로 작은 유량이 지나가서 첫번째 앞전에서처럼 Detached shock 이 발생하지 않고 약간 경사 충격파가 발생하여 유로 내부로 퍼져간다. 또한 코드의 40% 코드 지점에서 경사 충격파가 발생하고 이로 인하여 박리가 발생한다. 세번째 유로에서는 두번째 유로보다 강한 Detached shock 이 앞전에서 발생하며, 약 45% 코드에서 충격파와 경계층의 상호작용에 의해 박리가 형성된다.

Fig. 7은 노즐 출구부 정압력과 외부 정압력 차이에 의한 노즐 출구부에서 발생하는 팽창을 줄이기 위하여 노즐 출구 정압력과 익렬 입구부 정압력을 같게 하기 위하여 노즐 확산부 끝단에서 발생한 충격파에 의한 정압력 상승을 고려하여 입구 전압력을 1.82Mpa로 변경하여 계산한 결과이다. 비록 노즐 출구 정압력이 외부의 정압력보다 역시 높아서 약간의 팽창이 일어나지만, 입구 전압력이 3.63 Mpa 일 때보다는 주 유로이외에 유로로 들어가는 유량이 11.6%로 훨씬 감소하였다. 이로 인하여 전압력 손실 또한 7.3%로 감소했다. 하지만, 입구 전압력이 감소하면서 터빈에 흐리는 유량이 45.6% 감소하며 이로 인하여 파워 또한 48.5% 감소하였다. 그 차이는 유동이 주 유로인 두번째, 세번째 유로로 더 많이 흐르면서 익렬 앞전에서 발생하는 Detached shock 과 경사 충격파의 강도가 강해졌고, 이로 인하여 박리 영역도 증가하여 익렬 내부에서 발생하는 전압력 손실이 더 증가하였기 때문이다.

이에 본 연구에서는, 노즐 확산부 끝단에서 발생한 경사 충격파에 의한 노즐 출구 유동의 정압력 상승을 막기 위해서 노즐 확산부와 직선부 사이에 완만한 곡선부를 위치시켜 노즐을 설계하였다.



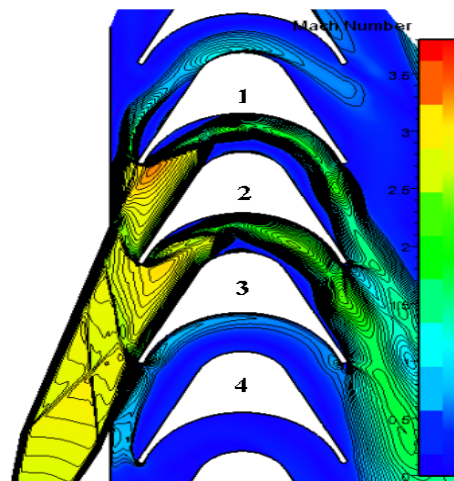
(a) Mach number contours



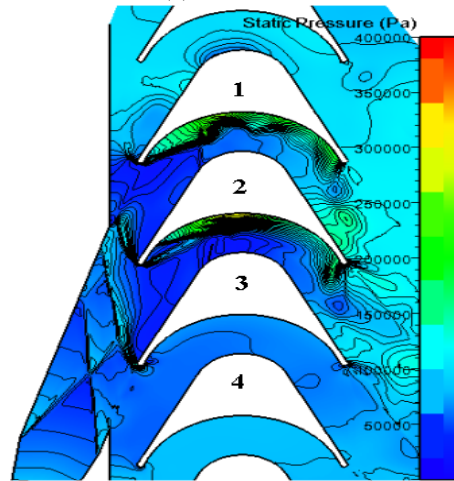
(b) Static pressure contours

Fig. 6 Numerical result at inlet total pres. of 3.63Mpa

Fig. 8 는 이 노즐과 입구 전압력이 3.63Mpa 조건 일때의 전산 결과이다. 노즐 내부에서 발생했던 경사 충격파가 발생하지 않고 노즐 출구부까지 유동이 계속 가속되고 있다. 이에 노즐 출구부에서는 거의 대기압까지 정압력이 떨어지게 된다. 하지만 이 조건에서도 역시 노즐 끝단에서 팽창이 발생하게 된다. 그 이유는 익렬 입구부의 정압력이 대기압보다 낮아졌기 때문이다. 이런 팽창에 의해 주 유로 이외에 유로로 들어가는 유량이 총 유량의 20.3%이며, 전압력 손실은 12.5%이다. 첫 번째 세 번째 익렬 앞전에서 발생한 Detached shock 은 노즐 출구로 나오는 유동 속도가 빨라졌기 때문에 앞의 두 조건의 결과보다 강하게 발생하지만 이로 인하여 두 번째, 세 번째 익렬 앞전에서 발생 하던 Detached shock 과 경사 충격파가 거의 발생 하지 않는다. 박리현상은 기존의 조건의 결과와 거의 유사한 분포를 나타내고 있다. 하지만 노즐 내부에서 발생한 경사 충격파와 두 번째 익렬 앞전 에서 발생하던 Detached shock 의 부재로 인하여



(a) Mach number contours



(b) Static pressure contours

Fig. 7 Numerical result at inlet total pres. of 1.82Mpa

Fig. 6 의 조건에서 발생하는 파위보다 5.3%의 파위가 상승하였다.

Fig. 9 은 앞의 세가지 조건에 대하여 터빈 각부분별로 발생하는 전압력 손실을 나타낸 그래프이다. Fig. 8 의 조건 - 노즐 입구 전압력 3.63 Mpa, 완만한 노즐 -일때의 각 부분에서 발생하는 압력 손실을 Fig. 6 와 Fig. 7 의 조건 일때의 압력 손실과 비교해 보면, 노즐부에서는 확산부와 직선부의 불연속면에 발생한 수직 충격파가 발생하지 않기 때문에 손실이 Fig. 7 과 Fig. 8 보다 훨씬 감소한다 라는 것을 알 수 있다. 하지만 터빈 입구부에서는 오히려 손실이 증가하게 되는데, 그 이유는 노즐 출구 유동 마하수가 다른 조건보다 높아서 익렬 앞전에서 발생한 경사 충격파나 Detached shock 의 강도가 강해졌기 때문이다. 그리고 익렬내 유로에서 박리와 충격파에 의한 손실은 역시 Fig. 7 과 Fig. 8 보다 작다라는 것을 확인할 수 있다. 이로 인하여 총 터빈 압력 손실은 Fig. 9 의 경우가 Fig. 7, Fig. 8 보다 3~5% 정도 감소한다.

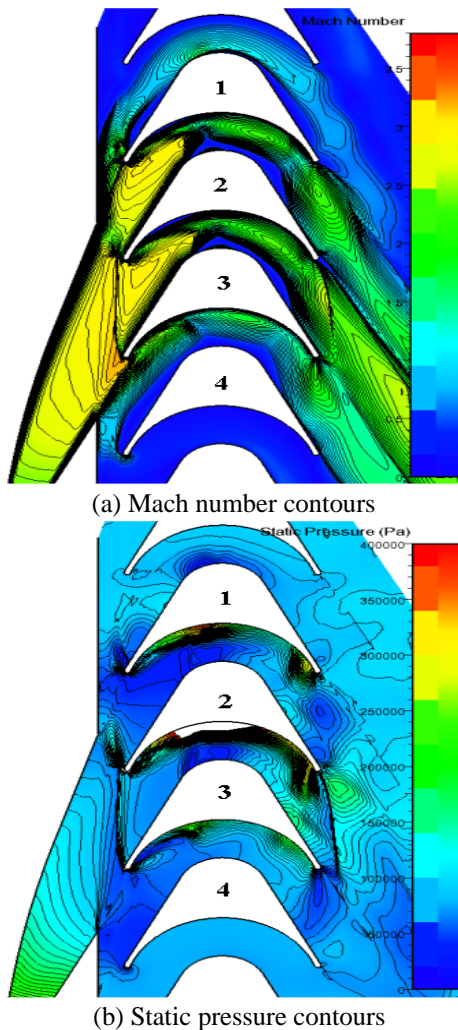


Fig. 8 Numerical result at inlet total pres. of 3.63Mpa with a smooth diverging nozzle

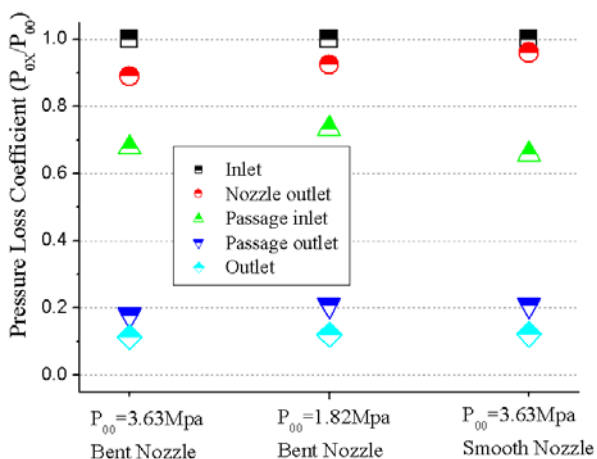


Fig. 9 Pressure Loss Coefficient at each part of turbine

4. 결론

본 연구에서는 부분 흡입형 초음속 터빈 익렬내 유동 해석을 터빈 해석 전문 사용 프로그램인

Fine Turbo 을 이용하여 해석을 하여, 부분 흡입에 따른 효과를 확인하였다. 본 연구에 의한 결과를 요약하면 다음과 같다.

1. Fine Turbo 로 해석한 전산 결과는 같은 조건의 실험 결과와 잘 일치한다. 이에 Fine Turbo 로 해석한 결과가 비교적 정확하게 초음속 터빈내 유동을 예측할 수 있다는 것을 확인할 수 있었다.
2. 부분 흡입형 터빈내 손실 특성을 확인해 본 결과, 그 손실은 주로 노즐에서 발생하는 경사 충격파, 노즐 끝단에서 발생한 팽창, 익렬 앞전에서 발생한 Detached Shock 이나 경사충격파, 익렬내부에서 발생한 박리에 의해서 발생한다.
3. 노즐 끝단에서 발생하는 팽창으로 노즐 출구부와 익렬 입구부의 정압력 차이에 의해 발생한다. 노즐 입구 전압력을 감소시켜 이 정압력차이를 줄여 팽창 정도를 감소시키면 효율은 증가하나 질유량이 감소하여 파워는 오히려 감소한다.
4. 노즐의 확산부와 직선부사이의 완만한 곡선부를 첨가하여 확산부끝에서 발생하는 경사 충격파를 감소시킨 결과, 전체 터빈 효율 및 파워가 증가한다.

후 기

본 연구는 한국과학기술기획평가원과 한국항공우주연구원의 지원으로 수행되었으며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Cho, J. J., 2004, An Experimental Study on The Flow Characteristics of a Supersonic Turbine Cascade, ACJPP.
- (2) G. P. Kalmykov, 2000, "Calculation of Gasdynamic and Geometric Parameters of turbine", HYSA-99-S0001
- (3) Colclough, C. D., 1966, Design of Turbine Blades Suitable For Supersonic Relative Inlet Velocities And The Investigation Of Their Performance In Cascade : Part I - Theory and Design, Journal of Mechanical Engineering Science, Vol. 8, No. 1, pp. 110-123.
- (4) Griffin, L. W., Dorney, D. J., 2000, Simulations of the Unsteady Flow Through the Fastrac Supersonic Turbine, Journal of Turbomachinery, Vol. 122, pp. 225-233.
- (5) Arnone, A. Swanson, R. C., 1993, A Navier-Stokes Solver for Turbomachinery Applications, Trans. Turbines and Power. Vol. 115, pp. 305-313