

초음속 터빈 캐스케이드 입구 경계조건의 특성에 관한 연구

신봉근*, 성영식*, 정수인*, 김귀순*, 이은석**

A Study on The Characteristics of The Inlet Boundary Condition of a Supersonic Turbine Cascade

Bong-Gun Shin*, Young-Sik Seong*, Soo-In Jeong*, Kui-Soon Kim*, Eun-Seok Lee**

ABSTRACT

An analysis of the flow within supersonic turbine cascades is necessary to design and manufacture turbo-pump system. Because of the differences between the specified inlet boundary value and the computed inlet value caused by the far field inlet boundary condition, the computations at desired inlet conditions can not be achieved. So, this paper studied the problem occurred when far field inlet conditions were specified as inlet boundary conditions. And the numerical analyses using Fine Turbo, CFD Program, has been performed and compared with those of experiments when a converging-diverging nozzle or a linear nozzle was located in front of cascades instead of the far field inlet condition.

초 록

캐스케이드 내 유동 해석은 터보 펌프의 설계·제작에 필수적인 요소이다. 그러나 기존의 무한 입구 경계 조건에서는 입구 유동의 초기 설정 경계치와 계산 후 입구 유동 경계치의 차이가 발생하여 원하는 입구 경계 조건에서의 유동 해석을 하지 못한다. 이에 본 연구에서는 Fine Turbo를 이용하여 입구 경계 조건으로 무한 경계 조건을 적용하였을 때 발생하는 문제점을 분석하였다. 그리고 무한 입구 경계 조건 대신 캐스케이드 앞에 수축·확산 노즐이나 직선 노즐을 위치시켜 전산 해석을 실시하여 그 특성을 비교, 검토하였다.

Key Words : Supersonic Turbine Cascade, Converging-Diverging Nozzle, Linear Nozzle, Far Field Inlet Boundary Condition.

* 부산대학교 항공우주공학과 (Aerospace Eng'r Department of Pusan National Univ.)

** 한국항공우주연구원 (Korea Aerospace Research Institute)

1. 서 론

우주발사체용 액체추진로켓에서는 추진제를 연소실로 공급하는 추진제 공급시스템이 필수적인 구성요소이다. 이러한 추진제 공급시스템은 보통 고압 터보펌프 방식을 적용하고 있으며, 터보펌프는 유도 무기의 핵심 부품이기도 하다. 그러므로 우주 및 방위 산업의 발전을 위해서는 터보펌프의 개발이 선행되어야 한다.

이 시스템에서 펌프를 구동하는 터빈으로는 대부분 부분 흡입형 축류터빈이 사용된다. 부분 흡입형 축류 터빈은 크기가 작고 가벼울 뿐 아니라 큰 출력을 얻을 수 있기 때문에 무게가 중요시 되는 경우에 널리 사용되고 있다. 하지만 일반 축류터빈에 대해서는 실험적으로나, 수치적인 방법으로 그 동안 많은 연구가 수행되어 그 성능 특성은 많이 알려져 있는데 반해 펌프구동용 터빈에 대한 믿을 만한 성능데이터는 거의 없는 실정이다. 펌프구동용 터빈은 작은 크기에서 큰 출력을 발생시켜야 하므로 초음속 유동영역에서 작동을 한다. 이 초음속 터빈은 기존의 터빈과는 완전히 다른 유동특성을 가지게 되므로 이러한 조건에서는 터빈의 성능 예측과 설계가 힘들거나, 신뢰도가 아주 많이 떨어지고 있는 실정이다.

이에 초음속 터빈의 캐스케이드내의 유동을 해석하는 것은 터보펌프의 설계·제작에 필수적이다. 그러나 기존의 초음속 터빈의 해석 방법인 무한 경계 조건으로는 원하는 입구 조건에서의 캐스케이드 유동 해석을 하지 못한다. 이에 본 연구에서는 기존의 무한 입구 경계 조건(Far Field inlet condition) 대신 다른 입구 경계 조건을 설정하여 초음속 터빈 캐스케이드내 유동 해석을 실시하고자 하였다. 그리고 이 결과를 기존의 무한 입구 경계 조건 및 실험 논문과 비교·검토 하였다.

2. 본 론

2.1 기존 연구 방법과 문제점

일반적으로 캐스케이드 유동 해석은 Fig. 1과 같이 계산 영역을 설정하여 수행한다. 계산 영

역의 경계는 두개의 벽면과 입·출구 및 주기 경계로 구성되어 있다. 그러나 초음속 캐스케이드의 경우 캐스케이드 앞전에서 발생한 경사 충격파나 팽창파가 입구 경계면으로 전파되어 입구 경계면에서 유동은 균일하지 않다. 그러므로 정확한 입구 경계 조건의 설정 매우 어려워진다.

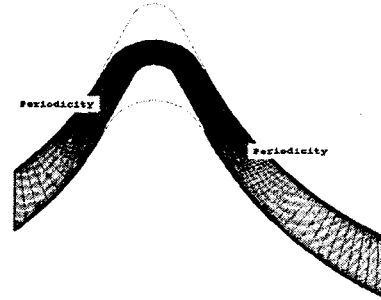


Fig. 1 Geometry & Grid with infinite periodicity condition

본 연구에서는 먼저 균일 유동 조건이라 할 수 있는 무한 입구 경계 조건으로 설정하고 해석을 실시하였다. 본 연구에서 이루어진 모든 해석은 상용틀인 Fine Turbo로 실시하였다. 캐스케이드는 펌프 구동용 터빈으로 설계된 초음속 터빈 캐스케이드를 사용하였다. 격자계는 273×63 크기의 H형 격자계를 사용하였다. 입구 경계 조건은 속도, 정압력, 정온도로 주었고, 출구 경계 조건은 정압력으로 주었다. 또한 수렴 속도 향상을 위해 3 level의 multi-grid를 사용하였다.

Table 1. Computational results of far field inlet boundary condition.

입구유동의 초기 설정 경계치		계산후 입구 유동 경계치
$\beta_1=15.0^\circ$	$M_1=2.563$ $T_1=832K$ $P_1=0.17MPa$	$M_1=2.563 / \beta_1=15.68^\circ$ $T_1=902K / P_1=0.31Mpa$
$\beta_1=16.89^\circ$		$M_1=2.066 / \beta_1=16.8^\circ$ $T_1=957K / P_1=0.45Mpa$
$\beta_1=20.0^\circ$		$M_1=2.563 / \beta_1=15.68^\circ$ $T_1=1205K / P_1=2.03Mpa$

Table 1은 입구 유동의 초기 설정 경계치에 따른 계산 결과이다. 입구 유동의 초기 설정 설

정치는 Table 1의 왼쪽과 같다. 그러나 계산 완료 후 입구 유동 경계치를 확인하면 표.1의 오른쪽과 같이 입구 경계치가 변하였다. 이런 입구 경계치의 변화 현상은 캐스케이드 앞전에서 발생하는 충격파나 팽창파가 입구 경계부 쪽으로 전파되어 입구 유동에 영향을 주었기 때문이다.

이 충격파 영향으로 무한 입구 경계 조건에서는 입구 유동의 초기 설정 경계치와 계산 후 입구 경계치의 변화가 발생하였다. 이런 문제점 때문에 원하는 입구 조건에서 터빈 캐스케이드 내 유동 특성 및 성능 해석이 불가능하다.

따라서 본 연구에서는 초음속 터빈 캐스케이드 입구 경계 조건을 다르게 설정하여 무한 입구 경계 조건과 비교·검토하였다.

2.2 입구 경계 조건

초음속 캐스케이드 해석시 캐스케이드 앞전에서 발생하는 팽창파나 충격파가 입구 경계부로 전파되면 계산 전후의 입구 유동 조건의 변화가 발생한다. 따라서 본 연구에서는 팽창파나 충격파의 입구 경계면으로 전파되지 못하도록 입구 경계 조건을 무한 입구 경계 조건으로 설정하는 대신 캐스케이드 앞쪽에 수축·확산 노즐이나 직선 노즐을 위치시켰다.

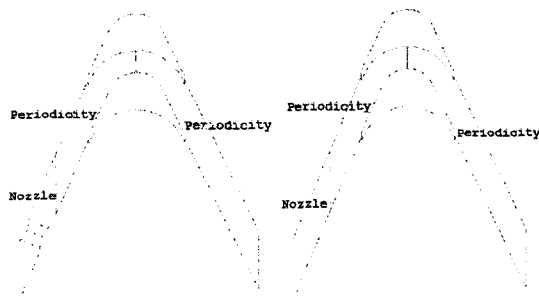


Fig. 2 Inlet condition of supersonic turbine cascade with converging-diverging nozzle and linear nozzle

여기서 수축·확산 노즐은 노즐 출구에서 캐스케이드 입구 경계치에 해당하는 유동각과 속도를 갖도록 노즐 팽창비와 방향을 설계하여 위

치시켰다. 직선 노즐은 입구 유동 방향과 평행하게 위치시켰다. 여기서 노즐 자체의 손실 및 입구 유동 속도 및 유동각 변화를 줄이기 위해 노즐 벽면은 오일러 벽면 조건 (Slip Condition) 을 주었다.

2.3 입구 경계 조건에 따른 결과 비교

본 연구에서 제시한 입구 경계 조건의 해석 결과를 C. D. Colcolough의 실험 결과치^[11]와 비교하였다.

Colcolough는 마하수가 1.5와 1.3의 개방형 풍동을 이용하여 실험을 실시하였다. Fig. 3은 이 실험에서 사용한 캐스케이드 형상이다. 실험은 압력 66 psi의 공기를 사용하여 다양한 입사각 조건에서 실시하였다. Fig. 4는 마하수 1.5 풍동을 이용해 9°입사각 조건에서 실험한 결과로, Schlieren System을 이용하여 가시화한 결과이다. 그리고 실험 5는 실험 결과를 토대로 마하수 1.5 풍동에서 양의 입사각 조건일때 캐스케이드 내 유동 특성을 나타낸 것이다.

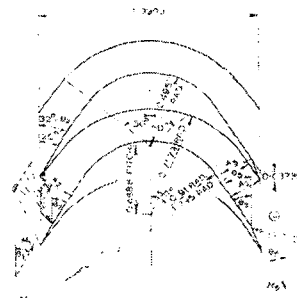


Fig. 3 Colcolough's Supersonic Cascade Profile



Fig. 4 Experimental Result : Schlieren photo

본 연구에서는 입구 경계 조건을 무한 입구 경계 조건, 수축·확산 노즐, 직선 노즐로 구분하여 전산 해석을 실시한 뒤 Colcolough의 실험 결과치와 비교하였다.

격자계는 317×77 크기의 H형 격자계를 사용하였다. 노즐은 노즐 출구에서의 유동 마하수가 1.5, 유동 각도가 캐스케이드 회전축과 34° (입사각 : 9°) 되도록 설계·위치시켰다.

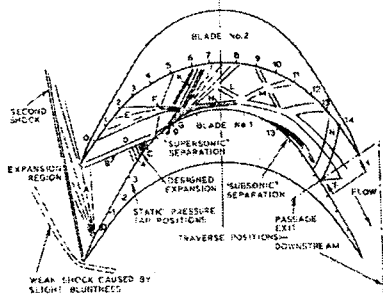


Fig. 5. Characteristics of flow in passage

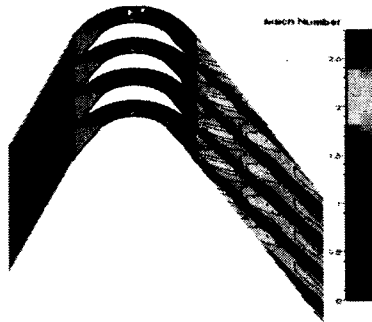


Fig. 6. Mach contours of infinite periodicity condition

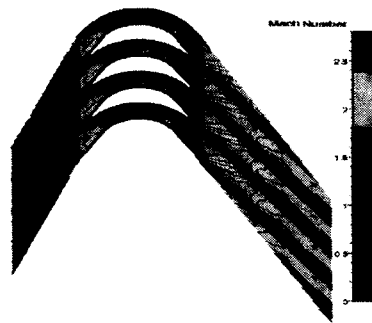


Fig. 7. Mach contours of linear nozzle

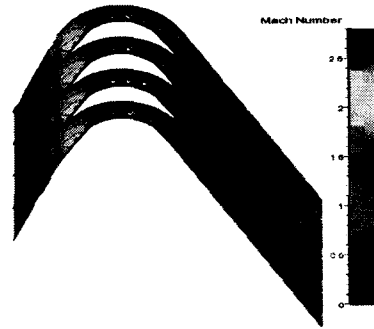


Fig. 8. Mach contours of Coverage-Diverge nozzle

Fig. 6은 입구 경계 조건을 무한 입구 경계 조건으로 설정하였을 때 등마하수선도를 나타낸 결과이다. 그 결과를 살펴보면 입구 유동 경계치가 마하수 1.575, 유동 각도 26.5°로 변화하였다. 유동은 각 5개의 경사 충격파와 팽창파를 통과하여 캐스케이드 내부로 들어간다. 흡입면 앞전에서 발생한 경사 충격파는 입구 경계면으로 전파된다. 압력면 앞전에서 발생한 경사 충격파와 압력면의 앞전에서 뒷전까지 거리의 15% 지점에서 발생하는 경사 충격파는 채널 내부로 전파되어 흡입면 25% 지점에서 발생하는 팽창파와 만나게 되어 경사 충격파 강도는 점점 약해지면서 유동 방향으로 휘어졌다. 팽창파가 끝나는 지점에서 충격파와 경계층의 상호작용에 의해 박리 현상이 발생하였고, 박리현상이 시작된 경계층 위에서 다시 경사 충격파가 발생하였다. 흡입면의 약 60% 지점에서 다시 약한 박리현상이 발생하였다.

Fig. 7은 캐스케이드 앞에 직선 노즐을 위치시켰을 때의 결과이다. 이 조건에서는 위의 무한 경계 조건과 달리 캐스케이드 앞전에서 발생한 경사 충격파나 팽창파가 입구 경계부까지 전파가 되지 않기 때문에 입구 경계부는 설정 초기 경계치인 마하수 1.5, 유동 각도 34°는 유지가 되나, 노즐 출구에서 팽창파가 발생하여 마하수가 1.8까지 상승을 하였다. 이 팽창파와 캐스케이드 앞전에서 발생한 충격파가 서로 상호

작용을 하여 캐스케이드 입구 유동은 무한 경계 조건보다 복잡한 형태를 나타낸다. 흡입면의 60% 지점에서 무한 경계 조건보다 강한 박리 현상이 발생한다. 그 외 내부 유동은 무한 경계 조건과 유사한 형태를 나타내고 있다.

Fig. 8은 캐스케이드 앞에 수축·확산 노즐을 위치시켰을 때의 결과이다. 이 때 결과는 직선 노즐을 위치시켰을 때의 결과와 매우 유사하였다.

이 3가지 경우를 Colclough의 실험 결과치와 비교하면, 3가지 경우 모두 양의 입사각을 가지기 때문에 채널 내부 유동은 Fig. 5와 유사한 특성을 나타낸다. 그러나 무한 입구 경계 조건에서는 캐스케이드 앞에서 이미 많은 팽창파와 경사충격파의 영향들을 받아서 채널 입구로 들어간다. 반면에 수축·확산 노즐이나 직선 노즐을 위치시킨 Fig. 7과 Fig. 8의 경우는 노즐 출구에서 발생한 확장파의 영향을 받게 된다. 실험에서는 테스트 영역이 노즐 안쪽에 있어, 캐스케이드 내부 유동은 노즐 출구에서 발생한 팽창파의 영향을 받지 않았다.

3. 결 론

본 연구에서는 초음속 터빈 캐스케이드 입구 경계 조건에 따른 캐스케이드 유동을 터빈 해석 전문 상용틀인 Fine Turbo를 이용하여 해석을 수행하고 그 결과를 비교해 보았다.

(1) 무한 입구 경계 조건 설정시 초기에 설정한 입구 경계 조건과 계산 완료 후 입구 경계 조건의 차이가 발생하여 원하는 입구 조건에서의 캐스케이드 유동 특성을 해석할 수가 없었다.

(2) 실제 터빈 캐스케이드 경우와 유사하게 캐스케이드 앞에 수축·확산 노즐이나 직선 노즐을 위치시켜 해석을 실시하였다.

(3) 무한 입구 경계 조건, 직선 노즐 조건, 수축·확산 노즐 조건 모두 양의 입사각을 가지기 때문에 캐스케이드 내부 유동은 실험 결과와 유사한 특성을 나타내었다.

(4) 무한 입구 경계 조건의 경우는 캐스케이드 앞에서 다른 캐스케이드 앞전에서 생긴 팽창파와 경사 충격파의 영향을 받아 입구 유동 조건이 변화하였다.

(5) 직선 노즐 및 수축·확산 노즐 조건은 실험 조건과 달리 노즐 출구와 캐스케이드 사이의 간격이 존재한다. 이로 인하여 노즐 출구에서 발생한 팽창파의 영향을 받아 실험 결과치와 다른 유동 특성을 나타내었다.

참 고 문 헌

1. C. D. Colclough., "Design Of Turbine Blades Suitable For Supersonic Relative Inlet Velocities And The Investigation Of Their Performance In Cascades," Journal Mechanical Engineering Science, Vol 8, No 2, 1966
2. G.P. Kalmykov, "Calculation of Gasdynamic and Geometric Parameters of Turbine", HYSA-99-S0001, April, 2000
3. 이은석, "초음속 충동형 터빈의형의 공력성능 향상을 위한 기하학적 설계변수 수치연구," Kari.
4. 안병진, 김병휘, "2차원 초음속 터빈 익렬 주위의 유동장 해석," 한국추진공학회지, 20001. 9월