

프로즌 로터 기법을 이용한 부분흡입형 터빈 수치해석

노준구* · 정은환* · 이은석* · 김진한*

Numerical Flow Analysis of a Partial Admission Turbine Using a Frozen Rotor Method

Jun-Gu Noh*, Eun-Hwan Jeong*, Eun-Seok Lee*, Jinhan Kim*

Key Words: Turbopump (터보펌프), Partial admission turbine (부분흡입형 터빈), Rotor/stator interaction (동익/정익 상호작용), Frozen rotor method (프로즌 로터 기법), Mixing plane method (혼합면 기법)

ABSTRACT

Numerical analysis of the partial admission turbine in the KARI turbopump has been performed. Flow field of the partial admission turbine is intrinsically unsteady and three dimensional. To avoid heavy computational efforts, the frozen rotor method is adopted in computation and compared with the mixing plane approach. The frozen rotor method can represent the variation of a flow field along the circumferential direction of rotor blades, which have the different relative positions to the nozzle with one another. It also illustrates the wake loss mechanism starting from the lip of a nozzle, which is not captured in the mixing plane method. The frozen rotor method has proven to be an efficient tool for the design of a partial admission turbine.

1. 서론

고속으로 회전하며 극저온 산화제와 연료를 연소실에 높은 압력으로 공급하는 역할을 하는 터보펌프는 우주 발사체용 액체로켓엔진의 핵심적인 요소이다.

한국항공우주연구원에서 설계를 완료하고 현재 성능시험을 앞두고 있는 터보펌프는 단일축으로 연결된 산화제 펌프와 연료 펌프, 그리고 이를 구동하는 충동형 터빈 시스템으로 이루어져 있다. 산화제 펌프와 연료 펌프는 인두서, 원심형 임펠러, 벌류트가 결합된 형태이며 터빈은 연소가스의 유량이 적기 때문에 부분흡입형으로 설계되었다.

부분흡입형 터빈의 내부 유동장은 충격파와 후류등을 동반하는 노즐과 로터의 상대적인 움직임으로 인해 비정상 상태이며 매우 복잡하다. 또한 로터 블레이드의 수가 노즐의 수보다 월등히 많기 때문에 노즐과 로터의 상대적인 위치에 따라 회전방향으로 로터 블레이드 통로 (blade passage)의 유동장에 다양한 변화가 나타난다.

최근에 Griffin⁽¹⁾ 등은 이러한 부분흡입형 터빈 내부의 복잡한 유동현상에 대한 비정상 해석을 수행하였다. 동익과 정익 경계면의 상호작용 (interaction)에 관한 비정상 수치해석에 대해 그 동안 다양한 기법^{(2)~(5)}이 소개되었다. 그러나 3차원 점성유동의 비정상 모사는 높은 성능의 하드웨어와 더불어 많은 시간을 필요로 하기 때문에 터빈의 초기 설계단계에서 이를 수행하는 것은 매우 부담스러운 일이다.

* 한국항공우주연구원 터보펌프개발그룹
책임저자 E-mail : jgnoh@kari.re.kr

동익/정익 상호작용의 비정상 해석에 따르는 과도한 계산 하중을 줄일 수 있는 방법으로 정상상태 해석을 고려할 수 있다. 회전유체계의 정상상태 해석에 일반적으로 사용되는 혼합면 기법 (mixing plane method)은 각각의 블레이드 열 (row)에서 하나의 블레이드 통로만을 계산하므로 동익과 정익의 블레이드 수가 서로 다른 경우에도 쉽게 적용할 수 있으며 계산에 소요되는 시간도 크게 줄일 수 있다. 그러나 상류 (upstream) 경계면의 유동장이 하류 (downstream) 경계면으로 직접 전달되지 않고 회전방향으로 평균된 근사치가 전달되기 때문에 상류에서 발생한 후류나 충격파 등이 하류로 이어지지 못하고 모두 희석되어버린다. 따라서 회전방향으로 유동장의 변화가 큰 부분흡입형 터빈의 내부 유동장 모사에 혼합면 기법을 적용하는 것은 적절하지 못한 것으로 볼 수 있다.

프로즌 로터 기법 (frozen rotor method)은 로터의 움직임을 무시한 정상상태 해석기법이다. 동익 부분의 지배방정식은 원심력과 코리올리 효과를 고려한 회전좌표계에서 계산이 되고 정익 부분의 지배방정식은 절대좌표계에서 계산된다. 프로즌 로터 기법을 사용하기 위한 구속조건은 동익/정익 경계면이 기하학적으로 동일한 형상이어야 한다는 것으로 이는 상류와 하류의 계산영역이 동일한 주기 조건 (periodic condition)을 갖도록 생성되어야함을 의미한다. 동익과 정익의 수가 다른 경우에는 회전방향으로 같은 피치 거리를 갖도록 여러 개의 블레이드 통로를 계산하거나 각 블레이드 통로의 피치 거리를 조절해주어야 한다. 프로즌 로터 기법이 갖는 단점은 구속조건을 만족시키기 위해 블레이드 통로의 피치 거리를 실제 형상과 다르게 조절하는 경우 그 비율에 비례하는 오차가 발생하며 상류와 하류에 위치하는 블레이드의 상대적인 위치에 따라 다른 해석결과를 얻는다는 것이다. 그러나 동익과 정익의 경계면이 결합면으로 처리되기 때문에 상류 경계면의 유동장이 하류 경계면으로 별도의 근사 과정 없이 그대로 전달되며 이로 인해 회전방향에 따라 변화량이 큰 유동을 실제현상과 유사하게 모사할 수 있다.

본 논문에서는 부분흡입형 터빈의 동익/정익 상호작용 계산에 프로즌 로터 기법과 혼합면 기법을 모두 적용하였으며 그 결과를 비교하여 각 기법에 대한 차이를 살펴보았다.

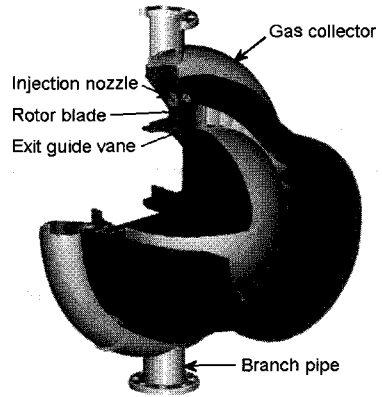


Fig. 1 KARI turbine system

2. 본 론

2.1 터빈 시스템 제원

Fig. 1에 보이는 한국항공우주연구원의 부분흡입형 터빈은 산화제 펌프와 연료 펌프 구동을 위해 20,000 RPM에서 1,620 kW의 출력을 내도록 설계되었으며 14개의 수축-확대 노즐, 103개의 충동형 로터 블레이드, 33개의 출구안내깃 (EGV, Exit Guide Vane)으로 이루어져 있다.

14개의 수축-확대 노즐 중 2개는 화약 카트리지에 의해 작동되는 터빈 시동용 노즐로 터빈의 회전수를 12,000 RPM 까지 가속시킨다. 이후 터빈은 나머지 12개의 노즐에서 분사되는 초음속 연소가스에 의해 정상 회전수인 20,000 RPM에서 작동하게 된다. 비열비 1.12, 기체상수 321 J/kg·K의 연소가스는 노즐 입구에서 5.78 MPa, 900K의 전압력과 전온도를 갖는다. 시동용 노즐을 제외한 각 노즐은 24°의 등간격으로 설치되어 있다.

로터 디스크의 평균직경은 280 mm이며 로터 블레이드의 단면 형상은 대칭형으로 아랫면 반경, 윗면 반경, 전연 두께 및 블레이드 각도의 4가지 변수에 의해 결정되었다⁽⁶⁾.

2.2 계산격자 및 계산방법

Fig. 2에 전체 계산영역과 후처리 (post-processing)를 위한 참조면을 나타내었다. 프로즌 로터 기법을 적용하기 위해 노즐, 로터 블레이드, 출구안내

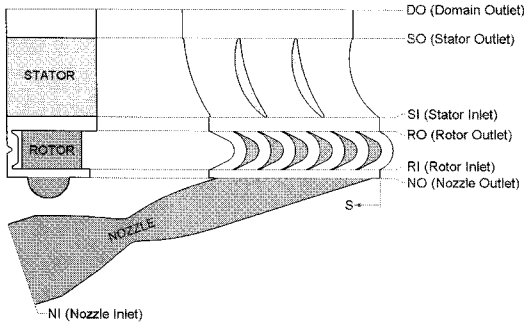


Fig. 2 Computational domain of the turbine stage

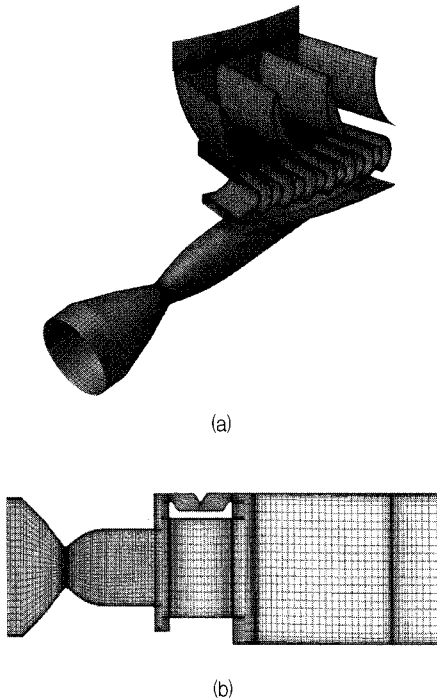


Fig. 3 Computational grid of the turbine stage : (a) 3D view of the computational grid and (b) meridional view of the computational grid

깃의 수를 각각 15, 105, 45 개로 가정하였고 노즐 1개, 로터 블레이드 7개, 출구안내깃 3개에 해당하는 계산격자를 생성하여 모든 요소가 24°의 동일한 피치 거리를 갖도록 하였다. Fig. 3(a)에 보이는 전체 격자는 19개의 H형 정렬격자 블록으로 구성되어 있고 격자점 수는 노즐 부분 164,606개, 로터 부분 1,519,294개, 출구안내깃 부분 304,695개로 총 1,988,595개이다. 단면이 원형인 노즐 부분 격자에 버터플라이(butterfly) 형식의 격자계를 도입하여 격

자의 직교성(orthogonality)을 향상시켰으며 로터 블레이드 끝 부분에도 격자 블록을 삼입하여 끝틈새의 유동현상 모사가 가능하도록 고려하였다. Fig. 3(b)의 자오면 격자에 누설 유량을 줄이기 위해 고안된 로터 끝틈새의 형상이 잘 나타나 있다.

유동해석에는 상용 소프트웨어인 FINE™/Turbo가 사용되었다. 공간차분에 중심차분법을 이용하였고 수렴을 가속시키기 위해 3단계의 다중격자법(multigrid method)을 적용하였다. 전체 계산시간 절약을 위해 Baldwin-Lomax 난류 모델을 사용하였는데 이는 간단한 대수 모델로 유동의 박리나 와류의 발생을 부정확하게 예측할 수 있으나 전체적인 유동특성의 모사에는 큰 무리가 없을 것으로 판단하였다.

경계조건으로 노즐 입구(NI, Fig. 2 참조)에 5.78 MPa의 전압력, 900 K의 전온도, $V_x/|V| = 0$, $V_y/|V| = \cos 18^\circ$, $V_z/|V| = \sin 18^\circ$ 의 유동각을 설정하여 주었고 계산영역 출구(DO)에 400 kPa의 배압을 부여하였다. 전체 벽면의 격자는 no-slip 조건으로 처리되었고 로터 부분의 벽면 격자에는 20,000 RPM의 회전수를 주었다.

위와 같은 동일한 경계조건에 노즐과 로터, 로터와 출구안내깃 사이의 연결면에 프로즌 로터 기법과 혼합면 기법 두 가지를 적용하여 계산을 수행하였으며 두 기법 모두 수렴속도와 정도에 큰 차이는 없었다.

2.3 계산결과분석

유동해석을 통해 얻은 결과를 Table 1에 정리하였다. 동일한 경계조건을 주었기 때문에 프로즌 로터와 혼합면 기법을 적용한 경우 모두 노즐 입구(NI)의 유동 조건은 동일하지만 노즐 출구(NO)와 로터 입구(RI), 로터 출구(RO)와 EGV 입구(SI) 사이에 위치하는 경계면의 처리 기법에 따라 내부 유동장의 값은 서로 다르게 예측되었음을 알 수 있다.

해석기법에 따른 내부 유동장의 차이를 자세히 살펴보기 위해 Fig. 4에 프로즌 로터와 혼합면 기법에 의해 예측된 전압력, 마하수, 유동각을 비교하여 나타내었다. 전압력은 노즐 내부에서 7% 정도 감소하며 이후 로터를 지나면서 크게 감소하는 공통된 경향을 보이고 있으나 노즐 출구와 로터 입구 사이의 전압력 손실은 혼합면 기법이 프로즌 로터 기법보다 1.52 배 높게 예측하고 있다. 이 부분의 엔트로피 증가량 역시 혼합면 기법을 적용한 경우가 프로즌 로터 기법을 적

Table 1 Summary of predicted results

Parameters	Frozen rotor method							Mixing plane method							
	Nozzle		Rotor		EGV		DO	Nozzle		Rotor		EGV		DO	
	NI	NO	RI	RO	SI	SO		NI	NO	RI	RO	SI	SO		
Static pressure (MPa)	5.757	0.379	0.292	0.372	0.382	0.397	0.401	5.757	0.322	0.256	0.352	0.350	0.401	0.400	
Total Pressure (MPa)	Abs	5.780	5.392	4.221	0.611	0.532	0.497	0.481	5.780	5.398	3.618	0.536	0.460	0.444	0.444
	Rel			1.533	1.082				1.316	0.913					
Static temperature (K)	899.6	679.7	680.4	725.1	736.3	745.8	748.2	899.6	667.7	679.4	730.9	740.5	755.0	755.0	
Total Temperature (K)	Abs	900.0	900.0	895.5	762.6	763.0	763.1	762.4	900.0	899.8	892.5	762.8	763.2	763.2	763.3
	Rel			806.3	806.8				804.1	803.8					
Mach number	Abs	0.080	2.322	2.295	0.889	0.745	0.588	0.531	0.080	2.406	2.279	0.815	0.688	0.404	0.408
	Rel			1.741	1.337						1.730	1.260			
Flow angle (degrees)	Abs	72.9	72.3	69.9	-38.7	-55.4	-6.6	-10.1	72.9	70.1	69.9	-38.4	-51.3	-6.5	-8.1
	Rel			63.7	-61.8						63.1	-62.1			
Entropy (J/kg·K)	2062.4	2095.9	2182.2	2295.6	2335.9	2358.6	2365.8	2062.4	2095.5	2222.2	2336.7	2381.7	2393.2	2393.6	
Mass flow rate (kg/s)	0.40255							0.40255							

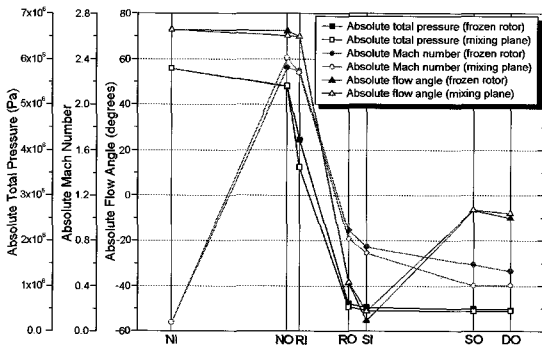


Fig. 4 Mass-averaged total pressure, Mach number, flow angle variations along the streamwise direction

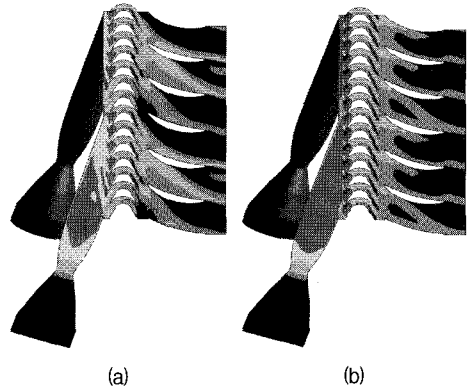


Fig. 5 Mach number contour at mid-span: (a) frozen rotor method and (b) mixing plane method

용한 경우에 비해 1.47 배 높은 것으로 나타나 혼합면 기법이 프로즌 로터 기법보다 전압력 손실량을 크게 예측하는 것과 동일한 경향을 보이고 있다. 노즐 출구와 로터 입구 사이의 유동은 노즐 사이의 공간 (lip)으로 인해 발생하는 팽창파 및 후류 (wake)와 로터 블레이드 열 전연에서 생기는 경사 충격파 등이 서로 얽혀 매우 복잡한 양상을 나타내는데 이러한 공기역학적인 현상이 노즐 출구와 로터 입구 사이 전압력 손실의 주요한 원인으로 해석기법에 따라 이 부분의 손실량을 다르게 예측함을 알 수 있다.

터빈 내부의 마하수 역시 전압력의 경우와 마찬가지로 전체적인 경향은 두 기법 모두 동일하다. 노즐로 유입되는 연소가스는 노즐을 통과하며 마하 2 이상의 초음속으로 가속이 되어 로터로 분사되고 이후 아음속으로 감속되어 EGV를 통과한다. 그러나 세부적인 마

하수 분포에서는 두 기법 간의 차이가 분명히 드러난다. Fig. 5에 보이는 터빈 내부의 마하수 분포를 통해 프로즌 로터 기법의 경우 로터 블레이드 전연의 충격파가 노즐 내부까지 영향을 미치고 노즐과 로터 블레이드의 상대적인 위치에 따라 로터 내부 유동에 변화가 나타나는 반면 혼합면 기법은 노즐과 로터의 경계면을 사이로 상류와 하류의 마하수 분포가 불연속으로 서로 직접적인 영향을 주지 못함을 확인할 수 있다. 또한 프로즌 로터 기법은 노즐과 노즐 사이에서 시작되는 저유량 영역의 후류가 로터 블레이드를 통과한 후 EGV로 유입되어 커다란 박리 영역을 형성하는 것을 모사하고 있으나 혼합면 기법은 피치거리에 관계없이 모든 로터 블레이드와 EGV 통로 내부 유동장 거의 균일하게 모사하고 있다.

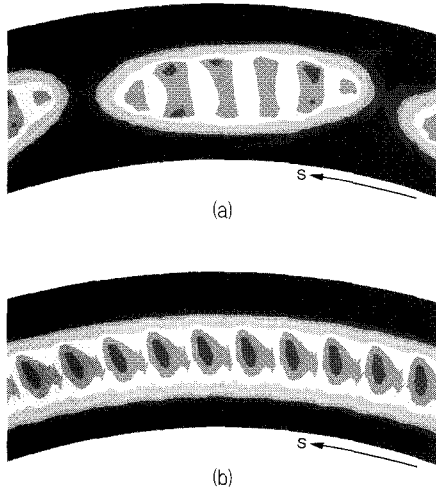


Fig. 6 Total Pressure contour between nozzle exit and rotor leading edge : (a) frozen rotor method and (b) mixing plane method

유동각은 노즐의 입구에서 노즐의 설치각과 동일한 조건으로 시작되나 노즐 출구에서 약간의 편향이 발생한다. 편향각은 해석기법에 따라 그 크기가 다르게 예측되었는데 이는 앞서 언급한 바와 같이 로터 블레이드의 충격파가 노즐 내부에 미치는 영향의 유무에 의한 차이인 것으로 볼 수 있다.

상이한 해석기법의 적용으로 인한 경계면 유동장의 차이를 보기 위해 Fig. 6에 로터 전방의 전압력 분포를 나타내었다. 프로즌 로터 기법을 이용하는 경우 노즐과 로터 블레이드의 회전방향 상대 위치에 따라 각 로터 블레이드 통로의 입구 조건이 달라지는 현상을 모사할 수 있지만 혼합면 기법을 적용하는 경우에는 이러한 현상을 모사하기 어렵다는 것을 알 수 있다.

Fig. 7은 회전방향의 평균유선을 자오면 (meridional plane)에 표현한 것으로 프로즌 로터와 혼합면 기법간의 차이가 다소 있으나 유동의 양상은 유사하다. 노즐 출구와 로터 출구에서 스핀 방향으로 팽창되며 빠져나가는 주요 흐름과 로터 디스크 앞뒤 허브와 슈라우드, 끝틈새에서 발생하는 와류를 볼 수 있는데 끝틈새의 유동 방향이 로터 후방에서 전방 방향으로 흐른다는 것을 발견할 수 있다. 이는 노즐 출구 면적에 의해 결정되는 노즐 출구의 정압력이 계산영역 출구에 경계 조건으로 부여한 배압보다 낮기 때문에 발생하는 현상으로 이를 통해 1차원 설계에 의해 결정된 노즐의 출구 직경이 다소 큰 것으로 판명되었으며 후방 압력을 조금씩 낮추어 가며 계산하는 경우 끝

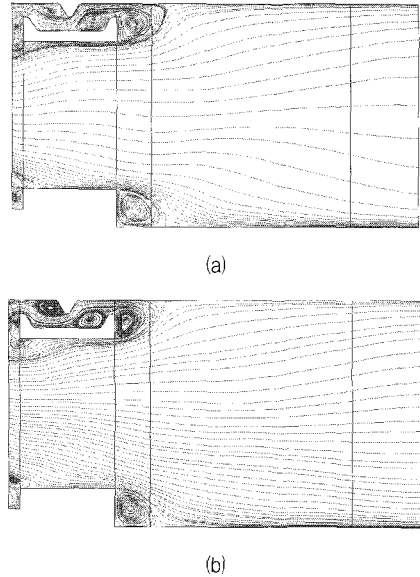


Fig. 7 Pitchwise-averaged velocity vector lines in the meridional planes : (a) frozen rotor method and (b) mixing plane method

틈새 유동의 방향이 로터 내부의 주요 흐름 방향과 동일하게 됨을 확인 할 수 있었다.

유동해석에 의한 터빈의 전체효율은 프로즌 로터와 혼합면 기법 모두 61% 정도로 1차원 설계 예상치인 51% 보다 높게 나타났다. 비정상 유동의 경우 노즐 사이의 후류로 인한 전압력 손실이 전체 블레이드 시간차를 가지고 영향을 미치며 이 손실은 블레이드 통로를 따라 흐름 방향으로 전파되는데⁽⁷⁾ 유동해석에서는 이러한 비정상 효과를 고려하지 못하였기 때문에 전체효율을 높게 예측하는 것으로 판단된다. 1차원 설계 및 3차원 유동해석 결과는 향후 터빈 성능 시험을 통하여 검증이 이루어 질 계획이다.

3. 결론

프로즌 로터 기법을 이용하여 부분흡입형 터빈의 유동해석을 수행한 결과 노즐과 로터 블레이드, EGV의 상대 위치에 따른 터빈 내부 유동장의 변이를 관찰할 수 있었으나 혼합면 기법을 이용하는 경우 이러한 현상을 모사할 수 없었다. 따라서 부분흡입형 터빈의 내부 유동장 모사에 혼합면 기법보다 프로즌 로터 기법이 더 적합함을 알 수 있다. 서론에서 언급한 바와 같이 프로즌 로터 기법을 적용하는 경우 동익과 정익

의 상대위치가 변경됨에 따라 해석결과가 달라지는 단점이 있을 수 있으나 부분흡입형 터빈의 경우 로터 블레이드의 피치구간이 짧기 때문에 노즐과 로터 블레이드의 상대위치에 따른 성능 차이는 크지 않을 것으로 판단된다. 프로즌 로터 기법을 이용하여 3차원 비정상 해석 기법과 비교하여 적은 계산시간으로 부분흡입형 터빈 설계안의 성능을 검증할 수 있었으며 그 결과 노즐 출구직경 및 블레이드 흐름각의 설계변경 필요성이 대두되었다. 유동해석을 통해 계산된 터빈의 전체 효율은 예측치에 비해 다소 크게 나타났는데 이는 향후 이루어질 터빈 성능시험 결과와 비교하여 검증할 예정이다.

참고문헌

- (1) Griffin, L. W. and Dorney, D. J., 2000, "Simulation of the Unsteady Flow Through the Fastrac Supersonic Turbine," *Journal of Turbomachinery*, Vol. 122, pp. 225~233.
- (2) Erdos, J. I., Alzner, E. and McNally, W., 1977, "Numerical Solution of Periodic Transonic Flow Through a Fan Stage," *AIAA Journal*, Vol. 15, No. 11, pp. 1559~1568.
- (3) Giles, M. B., 1990, "Stator/Rotor Interaction in a Transonic Turbine," *Journal of Propulsion*, pp. 621~627.
- (4) Lemeur, A., 1992, *Calculus 3D stationnaire et instationnaire dans un étage de turbine transsonique*, AGARD Report CP-510.
- (5) He, L., 1997, "Computational Study of Rotating-Stall Inception in Axial Compressors," *Journal of Propulsion & Power*, Vol. 13, No. 1, pp. 31~38.
- (6) Lee, E. S. and Kim, J., 2003, 'Numerical Studies of Geometrical Design Variables for Improvement of Aerodynamic Performance of Supersonic Impulse Turbine,' *Proceedings of The 12th International Conference on Fluid Flow Technology*, September, Budapest, pp. 1246~1250.
- (7) Hodson, H. P., 1998, *Blade Row Interference Effects in Axial Turbomachinery Stages*, Von Karman Institute for Fluid Dynamics, Lecture Series 1998-02.