

부분입사형 초음속 터빈의 노즐-로터 상호작용에 관한 3차원 수치적 연구

윤원근*, 조종재**, 김귀순**, 김진한***

A 3-D Numerical Study on the Interaction between Nozzle and Rotor Blades of Partial Admission Supersonic Turbine

Won-Geun Yun*, Jong-Jae Cho**, Kui-Soon Kim** and Jin-Han Kim***

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™/Turbo. It was found that Fine™/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.

Key Words: Supersonic Turbine, Supersonic Turbine Design Parameter, Fine™/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 축류 터빈은 가벼우며 작은 크기에도 불구하고 큰 추력을 발생시킨다. 이러한 부분흡입형 터빈은 일반 축류 터빈과는 달리 초음속 축류 터빈으로 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 터보펌프 시스템 발전을 위해 반드시 선행되어야만 한다[1].

이에 따라 Langston, Kiock, Colclough 등에 의해 터빈 내 복잡한 유동을 규명하기 위해 실험적 연구가 수행된 적이 있으며[3-5], 최근에는 신봉근 등에 의해 초음속 터빈의 수치적 연구가 수행되었다[1]. 하지만, 이런 실험적 연구 결과들은 완전한 3차원 터빈 익렬 내의 유동과

† 2007년 2월 11일 접수 ~ 2007년 3월 20 일 심사완료

* 정회원, 자동부품연구원

** 정회원, 부산대학교 항공우주공학과

*** 정회원, 한국항공우주연구원

연락처, E-mail: wgyun@katech.re.kr

로터-스테이터의 간섭효과, 로터에서의 회전효과 등의 현상을 실험상의 어려움으로 인해 정확하게 규명되지 못하고 있다. 그리고 수치적 연구에서는 이런 실험상의 제약에서 벗어나 터빈 익렬 내의 비정상, 3차원, 난류 유동에 대한 압축성과 비압축성 유동 해석 프로그램을 개발하여 유동 해석을 실시하고 있지만, 3차원 수치해석은 계산 시간이 오래 걸리는 단점과 복잡한 유동 현상으로 인해 그 신뢰도가 많이 떨어지고 있는 실정이다. 따라서 정확하고 보다 높은 성능의 초음속 터빈을 설계하기 위해서는 신뢰할 만한 자료를 충분히 확보해야만 한다.

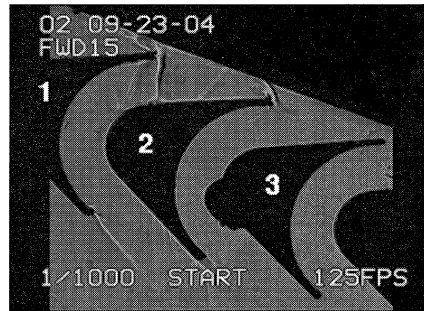
이에 본 연구에서는 먼저 본 연구에서 사용한 수치 해석 코드의 신뢰성을 확보하기 위해 동일 유동 조건에서 실시한 전산 해석 결과와 실험 결과를 비교하였다. 그리고 Grid Independency Test를 통하여 본 연구에서 해석한 초음속 터빈의 적절한 격자수를 선정하여 보다 효율적인 수치해석을 수행하였다. 본 연구에서 부분흡입형 초음속 터빈의 노즐-로터간의 축방향 간격, 로터 익렬의 Chamfer Angle, 그리고 Tip-Clearance에 따른 성능특성을 Frozen Rotor Method를 이용하여 중점적으로 살펴보았다.

2. 본 론

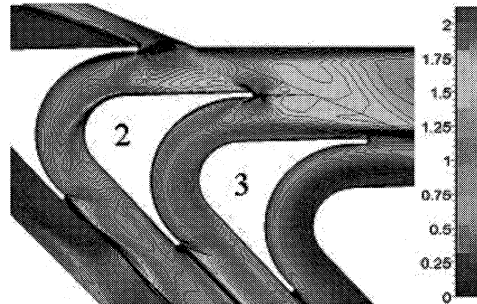
2.1 전산해석 코드 검증

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

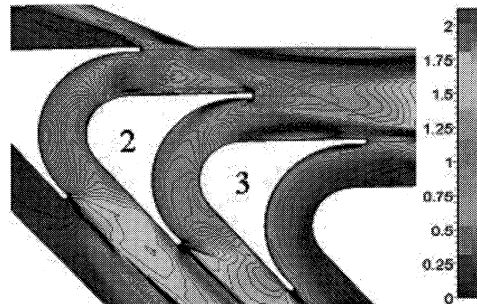
Figure 2. 1 (a)는 노즐 각도가 24°, 압력비 4.44, 그리고 입구 전온도 294 K일 때의 터빈 익렬 내 유동 현상을 Shadowgraph로 가시화한 것이다. 노즐을 빠져나온 초음속 유동은 1번과 2번 익렬 앞전을 만나면서 2번 익렬 앞전에서는 궁형충격파가, 1번 익렬 앞전에서는 수직 충격파가 발생한다. 그리고 그 충격파를 뒤따라 경



(a) Shadowgraph of experimental result



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



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

Fig. 2. 1 Experiment and Numerical Result

사충격파가 발생하여 양쪽 유로로 퍼져나간다. 이 중 1번 익렬 앞전에서 발생한 경사충격파는 2번 익렬 40% 코드(앞전에서 40% 코드)지점에서 흡입면과 만나 유동박리를 발생시키고, 이 박리 현상은 후류로 갈수록 더욱 발달한다.

Figure 2. 1 (b), (c)는 실험과 동일조건에서 계산한 전산해석결과이다. Fig. 2. 1 (b)는 높이 50%(익렬 Hub에서 Tip방향으로 50%, 중간유

로)평면에서의 등마하선도를 나타낸 그림이다. 이 결과에서도 역시 2번 익렬 앞전에서 공형 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. 2. 1 (c)는 높이 5% (벽면 근처) 평면에서의 유동을 등마하선도로 나타낸 것이다. 벽면의 점성으로 인하여 노즐 출구 유동 속도가 급격하게 감소되고, 노즐 끝단에서 큰 박리가 발생하여 터빈 유로로 들어가고 있다. 이 박리로 인하여 유로는 좁아져 유동은 가속되다가 1번과 2번 익렬 사이의 유로 입구부에서 약한 충격파가 발생한다. 한편 Fig. 2. 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 실험결과가 잘 일치하고 있음을 알 수 있다.

따라서 본 연구에서 사용한 FineTM/Turbo는 비교적 정확하게 초음속 터빈 유동을 예측한다고 판단된다.

2.2 Frozen Rotor Method를 이용한 노즐-로터 축방향 간격 변화(Δz)에 따른 성능 특성

본 연구에서 실시한 모든 수치적 해석은 유한 체적법을 기반으로 개발된 상용 코드인 FineTM/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 Upwind Difference 방법이 사용되었다. 난류계산을 위해서는 Baldwin-Lomax 모델을 적용하였고 수렴성 향상 및 계산 시간 단축을 위해서 3단계의 Multi-Grid 방법을 적용하였다.

3차원 초음속 터빈에 대한 수치 해석은 많은 격자수로 인하여 긴 계산시간 및 고성능의 PC 등이 필요하다. 따라서 본 연구에서는 선행적으로 Grid Independency Test를 통하여 보다 효율

Table. 2. 1 Summary of Grid System

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

적인 전산 해석을 위해서 적절한 격자수를 선정하였다. 터빈에서의 충격파의 강도나 형태의 변형, 그리고 양력 분포 등을 고려하여 격자수를 선정한 결과, 본 연구에서는 $169 \times 41 \times 83$ 의 격자계를 이용하여 3차원 터빈 유동 해석을 수행하였다.

앞서 수행한 Grid Independency Test를 통하여 얻은 3차원 격자의 데이터를 기반으로 먼저 Frozen Rotor Method를 이용하여 노즐-로터 축방향 간격(Δz)에 따른 초음속 터빈의 유동 특성을 살펴보았다. Table. 2.1은 본 연구에서 사용한 격자계 구성표를 나타낸 것이다. 그리고 Fig. 2.2는 본 연구에서 사용한 3차원 격자계를 나타낸 것이다. 터빈의 유동 조건은 입구에서 전압력 5.78 MPa, 전온도 900 K이며, 출구에서의 경계 조건은 정압력 0.4 Mpa이다. 그리고, 14개의 수축-확산 노즐과 103개의 충동형 블레이드를 가진 하나의 로터 디스크로 구성되었다. 그리고 노즐 설치각은 18° 이며, 로터의 회전속도는 20,000 rpm으로 고정하였다. 설계치 Δz (노즐-로터 축방향 간격)은 3 mm로 고정하여 1 mm단위로 변화를 주면서 유동 특성을 살펴보았다.

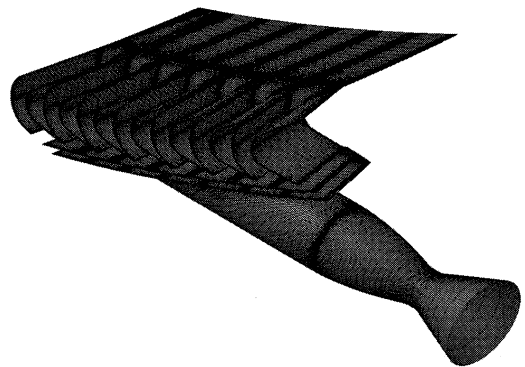


Fig. 2.2 Grid System of 3D Turbine

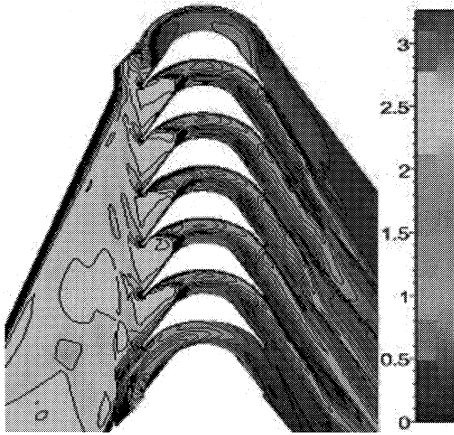


Fig. 2.3 Mach Nuber Contour of Nozzle-Rotor Axial Gap 3 mm at Midspan

Figure 2.3은 설계치 Δz 가 3 mm인 로터 익렬 높이방향 50% 중간 지점에서의 수치 해석 결과이다. 우선 노즐에서의 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 더욱 꺾여서 로터 내부로 유입된다.

다음으로 로터 익렬에서 노즐 출구 유동이 주로 차지하는 주유로의 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 약 35% 코드지점과 압력면의 약 15% 코드지점에서 발생하는 경사충격파와 경계층의 상호작용으로 인하여 강한 박리현상이 발생하여 퍼져나간다. 그리고 유동의 박리가 유로를 변화시켜 수축-확산 유로를 만들어 유로의 약 40%지점에서 마하수 1까지 감소된 뒤, 후류쪽으로 갈수록 증가하게 된다.

마지막으로 노즐 유동이 거의 지나가지 않는

보조 유로는 유로 입구부터 큰 박리가 발생하여 유로의 대부분을 차지하게 되어 손실을 증가시킬 수 있다.

Figure 2.4는 Δz 에 따른 노즐-로터 간격을 중심으로 입구, 중간 지점, 출구에서의 전압력 계수 분포이다. 노즐 출구에서의 전압력 손실은 거의 일정한 반면, 간격 중심과 로터 입구에서는 블레이드 앞전에서 발생한 충격파와 출구 간격의 상호작용으로 인해 전압력 손실의 차이가 발생한다. 간격이 2 mm인 경우 좁은 간격으로 인해 노즐 위 끝단의 블레이드 앞전에서 발생한 경사충격파와의 상호작용으로 인해 전압력 손실이 증가하며, 간격이 3 mm보다 큰 경우 노즐 아랫면 끝단의 과대팽창으로 인해 유동이 로터 회전 방향으로 꺾여서 주유로 방향의 로터 익렬에 영향을 미친다. 또한 멀어진 간격으로 인해 간격이 커질수록 전압력 손실은 더욱 증가한다.

Figure 2.5의 Δz 에 따른 파워분포를 살펴보면, 전압력 계수 분포와 마찬가지로 노즐-로터 간격이 3 mm보다 작은 경우와 큰 경우에는 전압력 손실의 증가로 인해 파워가 감소함을 알 수 있다.

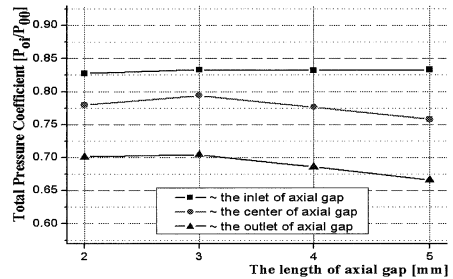


Fig. 2.4 Total Pressure Coefficient at various Nozzle-Rotor Axial Gap

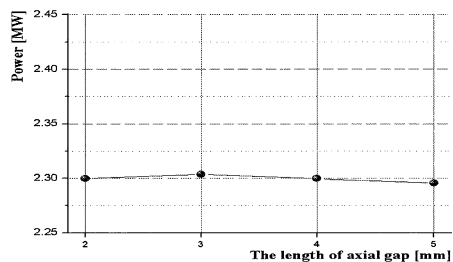


Fig. 2.5 Power at various Nozzle-Rotor Gap

23 Frozen Rotor Method를 이용한 로터 익렬 Chamfer Angle(θ) 변화에 따른 터빈 성능 특성

노즐-로터 간격변화에 이어 Fig. 2.6에서와 같이 로터 익렬 Leading-Edge의 Chamfer Angle (θ)의 변화에 따른 초음속 터빈의 유동 특성을 살펴보았다. 터빈의 경계 조건은 앞절 2.1의 노즐-로터 간격 변화에 사용한 것과 동일하며 노즐-로터의 간격은 3 mm로 일정하다.

Figure 2.7은 θ (Chamfer Angle)의 변화에 따른 로터 블레이드의 등마하선도를 나타낸 것이다. 터빈의 유동 현상은 Fig. 2.3의 노즐-로터 축방향 간격이 3 mm일 경우와 모두 유사하지만, θ 의 크기가 증가할수록 주유로 로터 익렬 앞전에서 발생하는 경사충격파의 강도가 점점 약해진다. 이는 θ 가 증가할수록 전압력 손실이 감소하는 원인이 된다. 그리고 유동 방향은 θ 가 증가할수록 유로쪽으로 더욱 휘어지는데, 이는 Fig. 2.8의 전압력 손실이 점점 감소함을 알 수 있고, Fig. 2.9에서 확인할 수 있듯이 파워가 증가하는 원인 중의 하나가 된다. 그리고 θ 가 0° 에서 4° 로 변할 때, 가장 큰 추력 변화를 나타내는데, 이는 유로를 따라 전압력 손실을 살펴본 결과, 로터 익렬 앞전에서 발생하는 경사충격파로 인한 전압력 손실이 0° 에서 4° 의 변화폭이 다른 경우보다 크게 나타났기 때문이다.

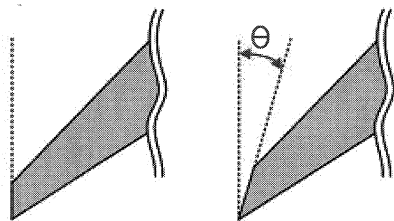
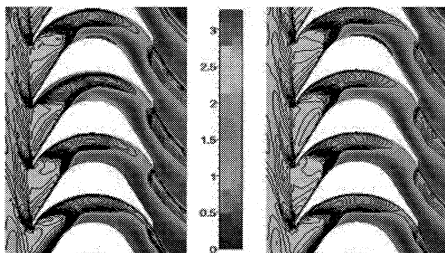
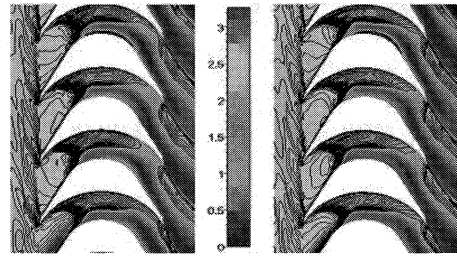


Fig. 2.6 Chamfer Angle(θ) of Rotor-Blade



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



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

Fig. 2.7 Mach Number Contour of Rotor-Blade

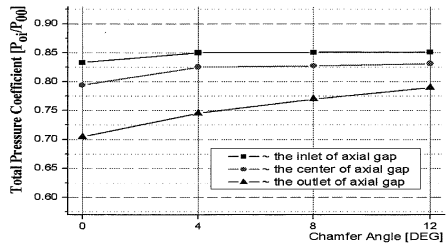


Fig. 2.8 Total Pressure Coefficient at various Chamfer Angle

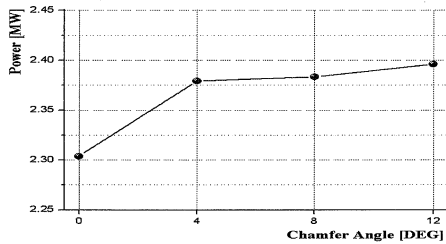


Fig. 2.9 Power at various Chamfer Angle

24 Tip-Clearance를 고려한 터빈 성능 특성

앞서 수행한 전산 해석은 Tip-Clearance가 없는 이상적인 경우에 대한 해석이었기 때문에, 본 절에서는 노즐-로터 축방향 간격이 3 mm일 경우 Tip-Clearance에 의한 유량 손실 등을 고려한 터빈의 성능을 파악하였다. Fig. 2.10은 Tip-Clearance의 높이가 2 mm인 터빈의 격자계의 단면을 나타낸 것이다.

Tip-Clearance가 고려된 터빈의 효율은 63.2%로 Tip-Clearance가 고려되지 않은 노즐-로터 축방향 간격 3 mm인 터빈의 64.8%보다 약 2.5% 감소하였다. 그리고 이에따른 파워 또한 Tip-Clearance가 고려되지 않은 터빈에 비해 약 2%로 감소된 2.275 MW를 나타내었다. 이는 Tip-

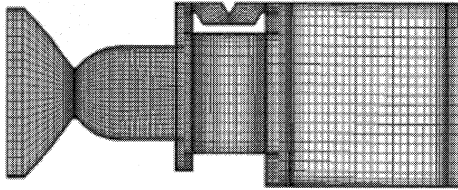


Fig. 2.10 Meridional View of the Grid System

Clearance로 유입되는 유량이 로터 익렬의 Shroud로 인해 유출이 거의 일어나지 않기 때문이다. 실제 Tip-Clearance로 유출되는 유량은 전체유량의 약 0.46% 정도였다.

3. 결 론

본 연구에서는 초음속 터빈의 3차원 유동 해석을 Frozen Rotor Method를 적용하여 노즐-로터의 축방향 간격 변화, 로터 익렬의 Chamfer Angle의 변화, 그리고 Tip-Clearance를 고려한 터빈의 성능 특성을 살펴보았다. 본 연구에 의한 결과를 요약하면 다음과 같다.

1. 코드 검증을 위해 동일 조건의 실험결과와 비교해 보았으며, 각각의 결과가 비교적 잘 일치했다. 이로써 본 연구에 사용한 코드가 초음속 터빈 익렬 내 유동을 잘 예측할 수 있음을 확인하였다.

2. 본 연구에서와 같은 3차원 초음속 터빈의 경우 $169 \times 41 \times 33$ 격자계보다 조밀한 경우 계산 결과에 큰 변화가 없었다.

3. 노즐-로터 축방향 간격(Δz)에 따른 3차원 초음속 터빈의 유동 특성을 확인한 결과, 노즐 간격이 3 mm보다 작은 경우 노즐-로터간의 상호작용으로 인해 손실이 증가하였으며, 3 mm보다 큰 경우 노즐 아랫면에서 발생한 과대팽창과 노즐-로터의 증가된 간격으로 인해 오히려 손실이 증가하였다.

4. 로터 익렬의 Chamfer Angle(θ)의 변화에 따른 3차원 초음속 터빈의 유동 특성은 각도가 증가할수록 익렬 앞전에서 발생하는 경사충격파의 강도가 약해짐으로 인해 전압력 손실은 감소

하고, 파워는 증가하였다.

5. Tip-Clearance를 고려한 터빈의 경우 로터 익렬의 Shroud로 인해 유출되는 유량이 전체 유량의 약 0.46%로 전체 터빈의 효율이나 파워에 크게 영향을 미치지 않았다.

참 고 문 헌

- [1] Bong-Geun Shin, Kui-Soon Kim and Jin-Han Kim, "A Study on the Effect of Inlet Boundary Condition on Flow Characteristics of a Supersonic Turbine", KSAS International Journal, Vol. 6, No. 1, 2005, pp. 1-7
- [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, 2004.11, pp. 9-17
- [3] Langston, L.S., Nice, M.L. and Hooper, R.M., "Three-Dimensional Flow Within a Turbine Cascade Passage", Trans. of the ASME, J. of Eng. for Power, Vol. 99, 1977, pp. 21-28
- [4] Kiock, A., Lehthaus, F., Baines, N.C. and Sieverding, C.H., "The Transonic Flow through a Plane Turbine Cascade as Measured in Four European Wind Tunnels", Trans. of the ASME, J. of Eng. for Gas Turbines and Power, Vol. 108, 1986, pp. 277-285
- [5] Colclough, C.D., "Design Of Turbine Blade Suitable For Supersonic Relative Inlet Velocities And The Investigation Of Their Performance In Cascade : Part I, II - Theory and Design, Experiments, Results and Discussion." Journal Mechanical Engineering Science, Vol. 8, No. 1, 1966, pp. 110-123