

항공기 가스터빈 엔진의 터빈 날개의 역설계

강영석* · 강신형**

Inverse design of Aircraft Engine Turbine Blades.

Young-Seok Kang*, Shin-Hyoung Kang**

Key Words : Inverse Design(역설계), Secondary Flow(2차 유동), Angular Momentum(각운동량)

Abstract

Numerical analysis and its inverse design process of 2nd stage of JT8D aircraft engine is described. One of the most important factors that affect the performance of turbomachine is secondary flow in the blade passage, so that the performance of turbomachine can be improved by controlling secondary flow. In this paper, as a method to control secondary flow, commercial inverse design program, TurboDesign is used. Meridional derivative of angular momentum is selected as a parameter to control blade loading in this program. To validate inverse designed model, computational analysis is applied which includes rotor-stator interaction. In this paper, CFD results of both original and inverse designed model are compared to examine how much the performance improves without reduction of work output.

1. 서론

유체기계 내부의 유동장에서 발생하는 2차 유동은 날개 형상, 유로의 면적 변화 등과 기하학적 원인과 함께 유동장 내부의 압력구배, 경계층의 발달, 난류에 이르기까지 매우 복잡한 여러 가지 원인들이 상호 복합적인 관계를 가지며 발생하게 된다. 이러한 2차 유동은 그 유동 자체가 손실을 의미하는 것은 아니지만 일반적으로 2차 유동 내부의 운동량은 주 유동보다 작고 방향 또한 주 유동 방향과 다르기 때문에 2차 유동은 주로 주 유동과 혼합하면서 손실을 발생시킨다. 2차 유동은 유체기계 내부에서는 피할 수 없는 현상이면서도 성능 저하를 일으키는 주요인이다. 따라서 2차 유동의 발생이나 주유동과의 혼합을 얼마나 억제할 수 있게 설계를 하는지는 설계에 있어서 가장 중요한 문제 중의 하나이다. 2차 유동을 억제하기 위해서는 2차 유동의 주 발생 원인을 찾아 문제를 해결하는 것이 일반적이다. 앞에서 언급한 여러 가지 2차 유동의 발생원인 중 유로내부의 압력 구배는 직접 적인 유로 와도(Passage Vortex)의 원인이 될 뿐만 아니라 다른 원인에서 발생된 2차 유동들을 주 유동 방향으로 이동시켜 혼합 손실을 일으키게 한다. 그러므로 내부에서의 압력 구배를 변화시킴으로써 2차 유동을 제어 하는 방법은 매우 효과적이지만 동시에 매우 어려운 방법으로 알려져 있다. 따라서 이를 제어하기 위해 여러 가지 방법이 제안되어 있으나 본 연구에서는 Zhangeh에 의해 제안된 아이디어로부터 상용화된 TurboDesign이라는 프로그램을 이용하였다. 본 연구에서는 P&W사의 가스 터빈 엔진인 JT8D의 LPT2단 정익과 동익에 대해 본 프로그램을 이용하여 역설계를 수행하고 이를 3차원 CFD과정을 거쳐 역설계를 통해 얼마나 성능 향상이 있었는지를 살펴보겠다.

2. 역설계 및 수치해석 방법

2.1 역설계 방법

Zhangeh는 아래와 같은 식을 통해 날개 내부의 압력면과 흡입면에서 압력장을 예측할 수 있다고 제안하였다.

$$p^+ - p^- = \frac{2\pi}{B} \rho W_{mbl} \frac{\partial}{\partial m} r \overline{V}_\theta \quad (\text{Incompressible}) \quad (1)$$

$$h^+ - h^- = \frac{2\pi}{B} W_{mbl} \frac{\partial}{\partial m} r \overline{V}_\theta \quad (\text{Compressible}) \quad (2)$$

위의 식에서 각각 +, -는 압력면과 흡입면의 상태량을 나타내고 $P, h, W_{mbl}, \rho, r \overline{V}_\theta$ 는 압력, 엔탈피, 자오면선상 속도, 밀도, 반지름, 각운동량 그리고 m 은 날개의 자오면상의 좌표를 나타낸다. 위의 식에서 날개의 압력면과 흡입면 사이에서의 압력차이나 엔탈피의 차이는 자오면상에서의 각운동량의 변화율로 나타나는데 Euler Turbine Equation에 따르면 전체 각운동량의 변화량은 일정해야 하므로 결국 각 지점에서의 압력면과 흡입면간의 압력차이는 어느 지점에서 얼마만큼 각운동량을 올려주는지에 따라 변화하기 된다. 본 연구에서 사용하는 TurboDesign에서는 허브와 슈라우드에서 각운동량의 변화량을 주어 허브와 슈라우드에서의 압력면과 흡입면에서의 압력값을 조절할 수 있도록 하였다. 이후 각운동량의 변화량이 크고 작음에 따라 압력면과 흡입면에서의 압력차이가 커지므로 이후 각운동량의 변화량을 크게 하는 것을 Blade Loading을 크게 준다고 하도록 하였다.

2.1.3 3차원 수치해석

TurboDesign에서 나온 역설계되어 나온 설계 결과를 검증하

* 서울대학교 기계공학과 대학원, electra@nownuri.net

** 서울대학교 기계공학과, kangsh@snu.ac.kr

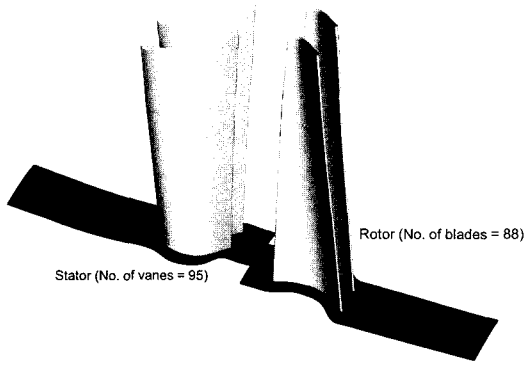


Fig. 1 Computational grid for 2nd stage of JT8d LPT

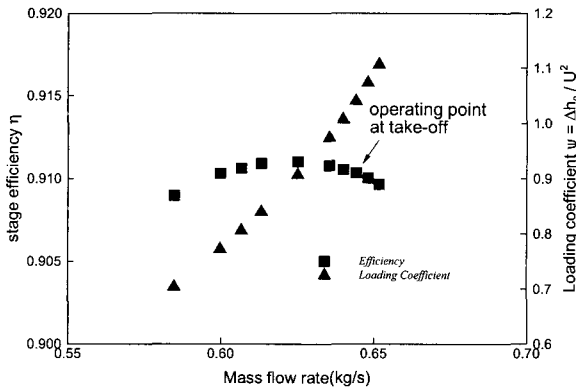


Fig. 2 Performance curve of 2nd stage of LPT

기위해 3차원 CFD계산을 수행하였으며 이를 위해 상용코드인 TascFlow를 이용하였다. 수치해석은 우선 기존 형상에 대해 작동점과 작동점 주위로 고유량 및 저유량 상태에 대해 수행하였다. JT8D LPT2단은 정익이 95개, 동익이 88개로 구성되어 있으며 이를 위한 CFD격자는 Fig. 1에 나타나 있으며 입구에서의 경계 조건은 전압, 전온도, 유동각도를 주었고 출구에서의 경계 조건은 정압력 혹은 유량을 주었다. 본 연구에서 사용된 경계 조건은 모두 이륙시 지상 시험 상태에서의 값들이며 그리고 정익과 동익 간의 경계면은 경계면에서의 물성치를 서로 간에 원주 방향으로 평균한 값을 넘겨주는 혼합면(Mixing Plane)으로 처리를 하였다.

3. 기존 형상에 수치 해석 결과

기존 형상에 대한 유량에 따른 수치해석 결과를 정량적으로 살펴보기 위해서 아래와 같이 등엔트로피 효율 및 일계수를 성능 변수로 설정하고 유량에 따라 이 두 값이 어떻게 변하는지를 Fig. 2에 나타내었다.

$$\eta = \frac{T_{0i} - T_{0e}}{T_{0i} - T_{0es}}, \quad \psi = \frac{\Delta h_0}{U^2} \quad (3)$$

유량이 변함에 따라 효율은 작동점 보다 약간 낮은 지점에서 최대값을 보이지만 효율의 변화는 거의 없는 것을 보인다. 하지만 일계수는 유량이 늘어나면 늘어날수록 점점 선형적으로 커지는 것을 볼 수 있다. 앞에서 언급한 것처럼 본 연구에서 설정한 작동점이 이륙시일때 이고 실제 최고 효율점은 아마도 순항시에서 결정이 되었기 유량이 작동점보다 약간 낮은 지점에서 최대 효율을 보이는 것이라 생각된다.

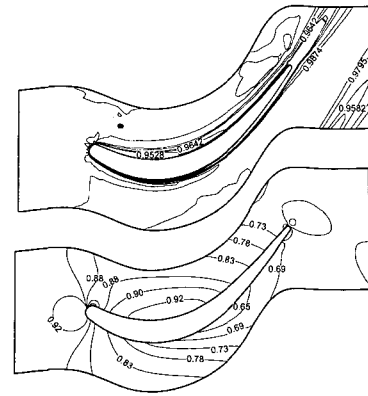


Fig. 3 pressure and entropy contours at midspan of original stator

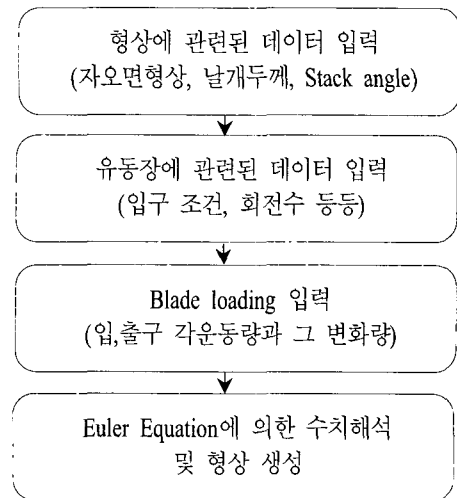


Fig. 4 Flow chart of inverse design processing with TurboDesign

정익과 동익에서 손실을 동시에 나타내기 위해서 손실계수를 엔트로피의 상승량의 함수로 정의하였으며 엔트로피 상승량과 손실계수 정의는 아래와 같다.

$$ds = C_p \log \left(\frac{T_0}{T_{0i}} \right) - R \log \left(\frac{P_0}{P_{0i}} \right) \quad (4)$$

$$\zeta = \exp(-ds/R) \quad (5)$$

Fig. 3 은 작동점에서 Mid-Span에서의 손실 분포와 압력 분포이다. 정익 압력면에서 상당히 손실이 크게 상승하는 것을 알 수 있는데 이는 정익 압력면에서 압력구배가 매우 크기 때문이다. 이렇게 발생된 손실은 압력면에서 상당히 두껍게 나타나며 이 때문에 출구에서 발생하는 Wake의 두께도 상당히 크게 나타나고 주 유동과의 혼합에 의해 손실도 매우 크게 발생할 것으로 생각한다. 본 연구에서는 이렇게 발생하는 Blade loading을 바꾸어 줌으로써 경계층 및 Wake에 의해 발생 및 이에 따른 성능 저하를 개선해보고자 하였다.

3. 정익 형상의 역설계

앞에서 본 결과에 따르면 정익 입구 앞쪽에서 경계층이 너무 짙게 두껍게 발생하는 것을 알 수 있다. 이는 정익 입구쪽 압력면에서의 압력 구배가 너무 크게 발생하기 때문이다. 터빈 내부

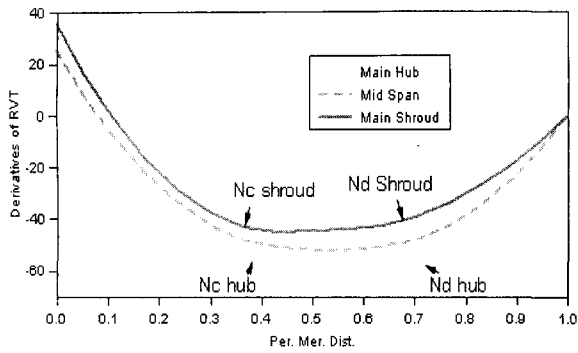


Fig.5 Distributions of blade loading in TurboDesign

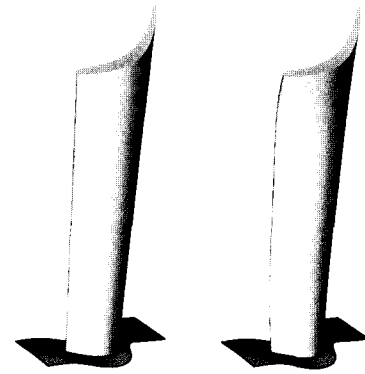


Fig. 7 Comparison of vane shapes

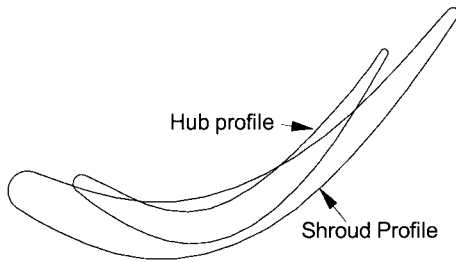


Fig. 6 hub and shroud profile of modified vane

	original	modified	stacked
Efficiency	91.04%	91.98%	91.31%
Loss factor	0.9656	0.9696	0.9670

Table 1 Comparison of performance

유동장은 순압력 구배를 가지기 때문에 보통 경계층이 두껍게 발생하지 않으나 본 연구에서 사용되는 정익 터빈의 경우에는 앞쪽에서 날개 곡률이 매우 크기 때문에(Fore-loaded) 날개 앞쪽에서 매우 압력 상승이 큰 것으로 생각된다. 일반적으로 정익 내부에서는 계속 속도가 상승하기 때문에 대류향이 커지게 되므로 날개 출구 쪽에 가까이 가서 압력이 크게 올라도 충분히 빨라진 속도는 경계층 두께를 크게 성장시키지 않고 유동장 밖으로 빠져나갈 수 있을 것이다. 또한 터빈 입구에서의 경계층 등에 의해 형성되는 말발굽 와류(Horseshoe vortex)등의 2차 유동은 압력면에서 흡입면쪽으로 흘러가면서 주 유동과 혼합하게 되는데 이 역시 날개 뒤쪽에서 압력구배가 높아지게 함(Aft-loaded)으로써 주 날개 내에서 주 유동과 혼합하게 되는 것을 막을 수가 있다. TurboDesign의 역설계의 전체적인 흐름은 Fig. 4와 같다. 앞서서도 설명하였듯이 TurboDesign에서는 Blade Loading을 줄여서 형상을 만들어내는 역설계 방법을 채택하고 있는데 Fig. 5는 날개 입구에서 출구까지 허브와 슈라우드에서의 각운동량의 변화량의 그래프를 나타낸 것이다. 따라서 입구에서 출구까지의 전체 적분량은 전체 각운동량의 변화량과 같다. 역설계 시에는 위의 전체 적분량은 일정하게 유지한 채 Fig. 5에서 나타난 허브와 슈라우드 각각 몇 개의 조정점을 움직이면서 그래프의 형상을 바꿀 수 있게 되고 그렇게 되면 식 (1)과 (2)에 따라 허브와 슈라우드 간에서 압력면과 흡입면의 압력 차이를 조절할 수 있게 된다. 보통 Blade Loading분포와 Stacking angle을 변경하는 방법을 통해 역설계가 이루어진다.

3.1 Blade loading 분포에 따른 성능 변화

Blade loading 분포를 바꾸기 위해서는 Fig. 5과 같이 허브와

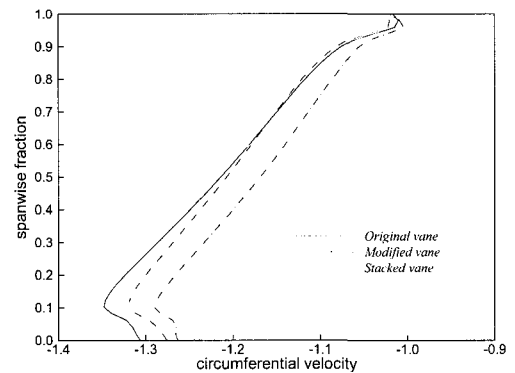


Fig. 8 Comparison of circumferential velocity

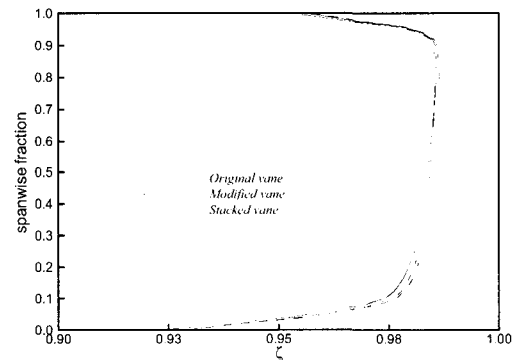


Fig. 9 Comparison of loss distribution

슈라우드에서의 Nc, Nd의 위치 그리고 Nc와 Nd간의 기울기까지 모두 6개의 변수에 따라 형상이 변화하게 된다. 날개 앞쪽에서의 경계층 성장을 억제시키고 날개 내부에서의 2차 유동 자체의 움직임을 최소화시키기 위해서는 압력면과 흡입면의 압력 차이를 속도가 낮은 날개 앞쪽에서 최소화 시키고 속도가 빠른 출구 쪽에서 압력의 차이를 크게 하는 방식을 권장한다고 되어있다. 본 연구에서도 정익의 Blade Loading 대부분을 날개 출구 쪽에서 받도록 설계를 해 보았으나 이러한 경우 날개 내부에서는 실제로 손실이 감소하지만 출구 쪽에서 압력면과 흡입면간의 압력차이가 너무 크게 나타나기 때문에 출구를 지나서 손실이 커지고, 유동각 또한 많이 변하게 되어 동익 내부에서도 손실이 원래의 정익 형상을 채용했을 때보다 크게 발생하는 것을 알게 되었다. 그리하여 실제로 가장 효율이 높게 날개를 설계하기 위해서는 최대의 loading이 날개 중간에 어디가에 걸려야 한다는 것을 알게 되었다. 이를 바탕으로 하여 슈라우드 쪽에서는 날개 입구에 대해 40%이후에서 Blade Loading이 최대값을 가지게 하였고 허브 쪽에서는 60%쯤에서 최대값을 가지도록 하여 역설계를 수행하였고 그 형상이 Fig. 6에 나타나있다. 전체적으로 incidence를

약간 줄이고 Blade Loading을 약간 뒤쪽으로 치우치도록 하고자 하였다. Rotor와 붙여 계산하여 나온 Rotor 출구에서의 단효율 및 손실계수를 Table 1에 정리하였다. 약 0.9%의 효율 향상이 이루어지고 손실이 줄어든 것을 알 수 있다. Fig. 8은 정익 출구와 동익 입구 중간면에서의 접선방향 속도를 허브에서 슈라우드까지의 분포로 나타낸 그림이다. 원래의 날개에서는 허브 쪽에서 속도가 선형적으로 증가하는 것이 아닌 약간 늘어지면서 증가하는데 반해 역설계가 된 경우를 보면 속도 분포가 상당히 선형적으로 바뀌고 따라서 전체적으로 역설계 후 속도가 좀더 균일해진 것을 알 수 있다.

3.2 Stacking angle의 변화에 따른 성능 변화

Blade loading분포를 바꾸어진 역설계 결과에서 허브 및 슈라우드에서의 2차 유동을 억제해 보고자 허브와 슈라우드에 Stacking angle을 주어보았다. Stacking angle이 설계에 미치는 영향에 대해서는 몇몇 연구 결과들이 발표되어 있다. Watanabe는 실제 터빈 설계에 있어서 허브와 슈라우드에 약간의 Positive Stacking을 주게 되면 허브와 슈라우드에서 Blade loading이 줄어들게 되므로 압력면에서 흡입면간의 압력차가 줄어들게 되고 따라서 압력면에서 흡입면으로의 2차유동의 흐름이 억제되어 성능이 개선된다고 하였다. 반면에 Wang은 Positive Stacking보다는 오히려 Negative Stacking의 경우 Midspan에서의 압력이 허브나 슈라우드보다 높아져서 허브나 슈라우드에서의 Passage Vortex가 Midspan에서 혼합되는 것을 억제하기 때문에 성능이 더 좋아진다고 하였다. Positive Stacking과 Negative Stacking의 선택은 주로 날개의 개수, Aspect Ratio등에 근거를 하는데 본 연구에서 사용하는 항공기 터빈 날개는 Aspect Ratio가 매우 크기 때문에 허브와 슈라우드간의 Passage Vortex의 혼합으로 인한 손실이 거의 발생하지 않을 것으로 생각되므로 Positive Stacking만을 고려하여 수치해석을 수행하였다. Fig. 7에 Positive Stacking을 가진 날개와 Linear Stacking을 가진 날개 형상을 비교하여 나타내었다. Stacking angle은 날개의 자오면상 약 40%이후부터 0.4° 정도를 주었다.

Stacking angle을 주게 되면 같은 양의 유량을 주게 되더라도 같은 양의 일을 하지 못하게 된다. Fig. 8에서 보듯이 Blade loading만 변경한 날개의 접선 속도보다 전체적으로 접선 속도가 작은 것을 알 수 있다. 하지만 허브 쪽에서는 Blade loading이 줄어들어 2차 유동이 약간 억제된 것을 알 수 있다. 단효율을 보면 오히려 Stacking을 주지 않았을 때보다 약간 줄어들어있음을 알 수 있는데 이는 Fig 9에서처럼 허브와 슈라우드에서 Loading이 줄어든 반면 주 유동이 흐르는 Mid-span을 전후로 해서 Loading이 증가하여 손실이 증가하였기 때문이라 생각된다.

4. 결론

TurboDesign을 이용하여 터빈 정익을 역설계 하여 보았다. 정익 내부에서 발생하는 경계층 및 이로 인해 발생하는 2차 유동에 의한 손실을 줄이기 위해 터빈 정익의 Blade loading을 뒤쪽으로 반도록 하여 역설계를 하였을 때에 기존의 형상보다 약 0.9% 단 효율을 상승시킬 수 있었으며 손실 또한 줄어든 것을 알 수 있었다. 정익 출구에서의 접선방향 속도의 분포에서 허브 쪽에서 2차 유동의 발생 상당히 줄었고 유동이 전체적으로 균일해졌기 때문임을 확인할 수 있었다. Stacking angle을 주었을 때에 허브 쪽에서 2차 유동이 약간 억제된 것을 확인할 수 있었으나 오히려 Midspan부분에서 Loading이 커지기 때문에 Midspan에서 손실이 약간 늘어나기 때문에 성능에 있어서는 불리함을 알 수 있었다. 본 연구에서와 같이 Aspect ratio가 매우 커서 허브와 슈라우드에서 발생하는 2차 유동이 주 유동에 크게 영향을 미치지 않을 때에는 오히려 Stacking을 주는 것이 성능면에서 그리 유리하지 않음을 알 수 있었다. 따라서 Stacking angle을 줄 때에는 Aspect ratio 및 날개 개수 등 형상 조건을 고려하여 Stacking angle을 줄으로써 얻는 이득 대 주 유동에서 얻는 손실의 비를 따져서 Stacking을 주어야 할 것이다.

참고문헌

- [1] H.D.Weingold et al., Bowed Stators: An Example of CFD Applied to improve Multistage Compressor Efficiency, Journal of Turbomachinery, Vol.119(1997), pp.161-167
- [2] Han Wanjin et al., Effects of Leaning and Curving of Blades with High Turning Angles on the Aerodynamic Characteristics of Turbine Rectangular Cascades, Journal of Turbomachinery, Vol.116(1994), pp.417-424
- [3] H. Watanabe, H. Harada, Suppression of Secondary Flows in a Turbine Nozzle with Controlled Stacking Shape and Exit Circulation by 3D Inverse Design Method, ASME 99-GT-72
- [4] Sang-Yun Lee, Kwang-Yong Kim, Design Optimizaion of Axial Flow Compressor Blades with Three-Dimensional Navier-Stokes Solver, , Asme 2000-GT-0488
- [5] David Japikse, Introduction to Turbomachinery, Concept ETI.