

회전 및 유동효과를 고려한 터보기계 블레이드의 진동해석

정규강* · 신승훈* · 박희용* · 김동현**

Vibration Analysis of a Turbo-Machinery Blade Considering Rotating and Flow Effect

Kyukang Joung* · Seunghoon Shin* · Heeyong Park* · Donghyun Kim**

ABSTRACT

Flow-induced vibration analyses have been conducted for a 3D compressor blade model. Advanced computational analysis system based on computational fluid dynamics(CFD) and computational structural dynamics has been developed in order to investigate detailed dynamic responses of designed compressor blades. A fully implicit time marching scheme based on the Newmark direct integration method is used for computing the coupled aeroelastic governing equations of the 3D compressor blade for fluid-structure interaction problems. Detailed dynamic responses and instantaneous pressure contours on the blade surfaces considering flow-separation effects are presented to show the multi-physical phenomenon of the rotating compressor blade.

초 록

블레이드 구조변형 효과를 고려한 스테이터-로터의 케스케이드 모델의 상호간섭의 평가를 위하여 유체-구조 연계 해석 시스템을 수행하였다. 고정된 스테이트와 회전하는 로터는 상호 간섭 영향이 유동해석에 고려되었다. 또한 정적인 유체-구조 연계해석과 수렴률 증진을 효과적으로 수행하기 위하여 큰 인공감쇠를 가지는 Newmark 시간 적분 기법을 적용하였다. 수치 실험을 통해 탄성축 위치에 따른 구조 변형 효과가 케스케이드 성능에 미치는 영향을 파악하였다. 구조 변형 효과가 고려된 경우 일반적인 강체 블레이드모델에 대한 성능 예측 결과와 다소 차이가 유발될 수 있음을 보였으며 공력 탄성학적 영향을 확인하였다.

Key Words: Flow-induced Vibration, Compressor Blades, Fluid-Structure Interaction

1. 서 론

가스터빈 엔진의 로터 블레이드가 고속 회전 하면서 내부를 통과하는 유체의 흐름과 상호작용하게 되어 있다. 또한 최근에는 고효율 블레이드 설계기술이 발전하여 압축기나 터빈 블레이드가 대형화되어 왔으며, 일반적으로 터빈 블레

* 삼성테크윈 파워시스템연구소

** 국립경상대학교 기계항공공학부

연락처, E-mail: kkjoung@samsung.com

이드가 길고 얇아질수록 내부를 흐르는 고속 유동하중에 기인하여 공탄성 효과에 의한 구조 변형이나 진동 안정성에 대한 설계요구가 매우 어렵고도 중요한 문제로 인식되고 있다. 가스터빈 엔진에서 블레이드 길이가 길어질수록 굽힘 및 비틀림 변형 정도는 필연적으로 증가되게 된다. 기존에는 터빈의 성능예측을 위한 전산유체역학 기법 적용 시 강제 형상에 대해 블레이드 구조의 변형효과를 무시한 유동해석이 주로 수행되어 왔다. 특히 블레이드의 불안정한 자려진동 또는 강제진동 현상은 작동 중 심각한 구조파손을 유발할 수 있기 때문에 고성능 터보기계 설계에 있어 반드시 방지해야 될 현상에 해당한다[1].

또한 운영조건에 따라 강제 형상에 대해 CFD로 예측된 보편적인 터보기계의 유동해석 결과와 정적공탄성 변형 효과를 고려하여 예측한 결과와 다소 큰 차이를 나타낼 수 있다.

터보기계의 경우도 고성능 블레이드 설계를 위한 해석기법의 중요성 때문에 기존의 선진국에서 비정상 유동 및 유체-구조 연계 정밀해석 기술에 대한 연구들이 다양하게 수행되어 왔다.

내부 유동장(internal flow field)에서의 터빈 로터에 대한 유체/구조 연계 해석은 유동점성 및 압축성 효과와 구조/진동 변형효과를 동시에 포함하는 고난도의 해석기법을 필요로 한다. 이런 이유로, 선진국에서도 비교적 최근에 와서야 활발한 연구가 진행되고 있는 실정이며[2-4], 국내에서도 주로 2차원 케스케이드 형상에 대한 관련 연구들을 수행하여 왔다.

따라서 본 연구에서는 유체/구조 연계 해석기법 구축 및 응용해석에 대한 장기간의 연구경험을 바탕으로 3차원 로터 블레이드의 동적인 Aeromechanical 해석기법 구축의 기반 단계로 정적공탄성 변형효과를 고려하여 보다 실제적인 운용조건에 놓여있는 터보기계 블레이드에 대한 수치해석을 수행해 보고자 한다.

2. 공탄성 해석기법

3차원 블레이드 형상에 대해 일반적인 운동을 모사하기 위해서는 x, y, z 방향의 변위를 모두

포함하여야 한다. 수치 효율성을 위해 모달좌표계(modal coordinate)를 도입하면 각 방향의 변위를 시간과 공간변수의 분리형으로 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \{u(x,y,z,t)\} &= [\Phi_x(x,y,z)]\{q(t)\} \\ \{v(x,y,z,t)\} &= [\Phi_y(x,y,z)]\{q(t)\} \\ \{w(x,y,z,t)\} &= [\Phi_z(x,y,z)]\{q(t)\} \end{aligned} \quad (1)$$

여기서, $\{u\}, \{v\}, \{w\}$ 는 구조진동 변위를 나타내며, $[\Phi_x], [\Phi_y], [\Phi_z]$ 는 각각 x, y, z 방향으로의 고유진동 모달행렬(modal matrix)을 의미한다.

본 연구에서와 같이 동적효과를 무시하고 정적 변형효과만을 고려하여 해석하는 경우는 인공적으로 감쇠비를 매우 크게 설정하여 효율적인 계산을 수행할 수 있다. 이 경우 일반적으로 감쇠비를 0.95로 설정하여 계산을 수행하면 된다.

Hamilton의 원리를 이용하여 3차원 탄성 날개에 대한 동적 공탄성 방정식(운동방정식)을 유도하면, 구조적 감쇠(damping)를 고려한 n-자유도 계 시스템의 운동방정식은 일반화된 좌표계(generalized coordinate)에 대하여 다음과 같이 행렬형태로 유도할 수 있다.

$$[M_g]\{\ddot{q}(t)\} + [C_g]\{\dot{q}(t)\} + [K_g]\{q(t)\} = \{Q(t)\} \quad (2)$$

여기서, $\{q(t)\}^T = [q(t)_1, q(t)_2, q(t)_3, \dots, q(t)_n]$ 은 일반화된 변위벡터(generalized displacement vector), $[M_g]$ 는 일반화된 질량행렬, $[C_g]$ 는 일반화된 감쇠행렬, $[K_g]$ 는 일반화된 강성행렬을 의미하며, $\{Q(t)\}$ 는 시간영역에서의 일반화된 공기력(Generalized Aerodynamic Force, GAF) 벡터를 나타낸다. t 는 물리영역에서의 실제 시간을 의미하며, 연계해석에 적용된 비정상 CFD코드에서의 무차원화 시간($\tau = t \cdot a_\infty / c_r$)과는 근본적으로 차이가 있음에 유의해야 한다. 일반공기력 벡터 $\{Q(t)\}$ 를 구하기 위해서는 다음과 같이 3차원 공기력 형상에 대한 면적적분이 요구된다.

$$Q_i(t) = \frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 c_r^2 \int_s -C_p(x, y, z, t) (n_x h(x, y, z)_{x,i} + n_y h(x, y, z)_{y,i} + n_z h(x, y, z)_{z,i}) \frac{dS}{c_r^2} \quad (3)$$

위 식에서 첨자 'i'는 영향(influence) 모드, h는 고유 모드 벡터, dS는 물체면 미소면적, c_r는 참고길이(reference length), ρ_∞는 자유흐름 밀도, U_∞는 자유흐름 속도를 의미한다. 또한 C_p는 비행체 날개 및 동체 표면에서의 비정상 압력계수를 의미한다.

3. 해석결과 및 검토

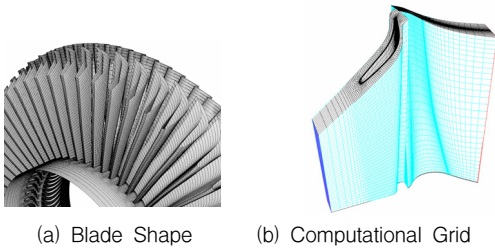


Fig 1. Rotary Blade Configuration

본 연구에서는 개발된 3차원 정적공탄성 해석을 위해 3차원 회전 블레이드 모델을 고려하였다. 이 모델은 원래 스테이터에 60개, 로터에 94개의 블레이드가 배열되어 있는 모델이다.

Figure 1은 본 연구에 사용된 3차원 회전 블레이드의 형상 및 유동해석 격자를 나타내고 있다.

블레이드의 상세한 유동해석 격자는 그림 8에 나타내었으며, 총 유동격자는 약 14만개이다. 점성 유동해석을 위하여 스테이터의 경우 블레이드 주변으로 경계층 부분에 O형으로 내부 격자를 생성하였으며, 블레이드 면에 수직한 방향으로의 경계층 격자수는 12개를 배정하였다. 스테이터 블레이드 단면의 격자수는 126개, 스펠방향의 격자수는 36개로 표면에는 총 4,536개의 격자가 배치되었다. 로터 블레이드의 경우는 단면의 격자수는 88개, 스펠방향의 격자수는 30개로 표면에는 총 2,640개이다. 본 연구에서 고려한 3차원 회전 블레이드의 유한요소 모델은 총 88,695개의 격자와 113,840개의 유한요소로 이루어져

있다. 유한요소는 실제 블레이드 모델과 동일한 3차원 solid HEXA mesh를 사용하였고, 회전에 의한 관성효과가 모델링 되었으며 구조모델의 블레이드 하단부는 변위 및 회전구속을 주었다. 본 연구에서 적용한 등가 구조물성치는 탄성계수 2.05×10¹¹ Pa, 포아송비 0.296, 밀도 7,090 kg/m³을 적용하였다.

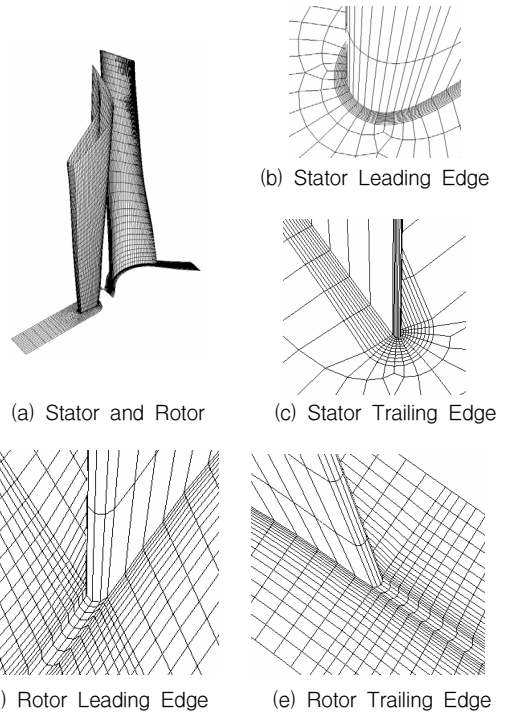


Fig. 2 Computational Grid for Rotor Model

Figure 3은 설정한 구조물성치에서 고유진동해석을 통하여 구해진 고유진동모드이다. 첫 번째 고유진동수는 147.3 Hz로 나타났으며, 1차 굽힘 모드 형상을 보여주고 있다. 두 번째 고유진동수는 약 344 Hz이며 2차 굽힘과 비틀림이 혼합된 모드형상을 보여주고 있다. 구조변형 효과를 고려하여 유동효율 계수를 구하기 전에 먼저 강제 모델에 대한 정상 유동해석을 수행하였다. Figure 4는 강제모델의 유동해석을 통하여 3차원 블레이드 표면에 작용하는 mach contour와 구조변형이 발생하였을 경우의 mach contour와 비교하였다.

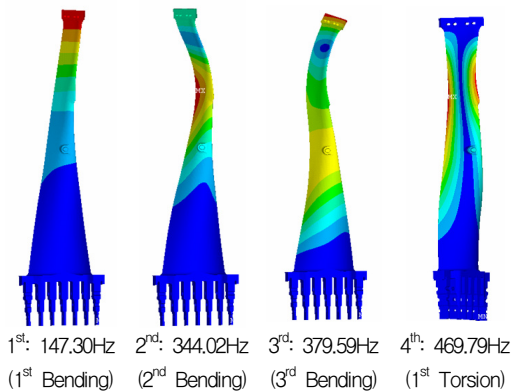


Fig. 3 Natural vibration mode shapes

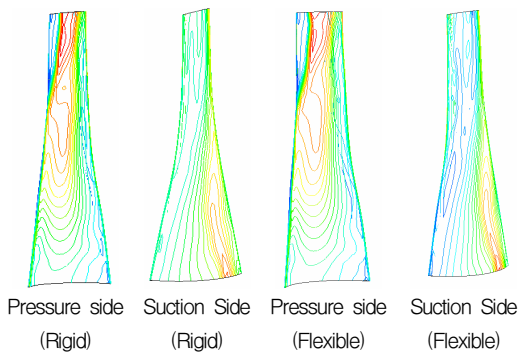


Fig. 4 Comparison of Mach contours between the rigid and the elastic turbine blade models

강체 모델인 경우 최대 마하수는 1.70으로 pressure side의 블레이드 tip 부분에서 발생하였으며, 탄성체 모델인 경우 같은 위치에서 마하수 1.71로 나타났다. 또한 정적 공탄성 해석을 통한 탄성체 모델의 경우 변형이 크게 발생한 위치에서 suction side의 마하수가 변한 것을 확인하였다. 또한 정적 공탄성 해석을 통하여 구조변형이 가장 크게 발생한 부분은 hub에서 span 방향으로 약 70% 지점에서 발생하였다.

4. 결 론

본 연구에서는 전산유체역학 및 유한요소기법

을 병합하여 회전하는 3차원 터보기계 블레이드에 대한 효율적인 정적공탄성 해석기법을 수행하였다. 또한 3차원 전산공탄성 해석시스템을 활용하여 유동점성 및 충격과 효과, 고정 스테이터와 회전 로터의 상호 간섭효과 및 회전 블레이드의 구조변형 효과를 동시에 고려한 정적 공탄성 해석 결과를 도출하였다. 또한, 개발된 해석시스템을 활용하면 일반적인 강체 블레이드에 대한 유동해석에 비해 실제 터보기계의 운용조건에 보다 근사한 해석이 가능한 장점이 있다. 향후 이러한 로터 블레이드 해석은 중대형의 고효율 블레이드 설계과정에서 보다 정확한 성능 해석 및 데이터 확보를 가능하게 해줄 것으로 기대된다.

참 고 문 헌

1. Doi, H. and Alonso, J. J., "Fluid-Structure Coupled Aeroelastic Computations for Transonic Flows in Turbomachinery," Proceedings of ASME Turbo Expo, June 3-6, Amsterdam, The Netherlands, 2002.
2. Reddy, T. S. R., Srivastava, R., and Mehmed, O., "Flutter and Forced Response Analyses of Cascades Using a Two dimensional Linearized Euler Solver," NASA/TM-1999-209633, 1999.
3. Ji, S., Liu, F., "Flutter Computation of Turbomachinery Cascades Using a Parallel Unsteady Navier-Stokes Code," AIAA Journal, Vol. 37, No. 3, pp. 320~327, 1999,.
4. Weber, S., Platzer, M. F., "A Navier-Stokes Analysis of the Stall Flutter Characteristics of the Buffum Cascade," Journal of Turbomachinery, Vol. 122, pp. 769~776, 2000.