

## 천음속 축류압축기에 대한 FSI 수치해석

고성호\*\* · 한승열\*\* · 양수석\*\*\* · 강영석\*\*\*

### 1. 서 론

비행기 가스터빈 엔진을 개발하고 연구하는 사람들은 좀 더 높은 효율, 좀 더 큰 무게 대비 추력을 갖는 엔진을 설계하기 위하여 끊임없이 노력하고 있다. 이러한 목표를 달성하기 위해서 압축기의 단수, 각 단의 블레이드 수, 블레이드 열(Row) 사이의 공간을 줄임으로써 차세대 가스터빈 엔진은 작게 그리고 가볍게 설계될 것이다. 결국 이러한 설계는 차세대 압축기의 각 블레이드에 걸리는 공력하중을 크게 증가시키고 블레이드 열사이의 비정상 상호작용을 증대시켜서 블레이드에 큰 진동(High Cycle Fatigue, HCF)을 유발 할 수 있다.

HCF는 공력과 구조의 상호작용으로부터 발생하는 진동응력 주기에 의해 발생되는데 이때 발생하는 주파수는 초당 수천의 주기를 가진다. HCF는 때때로 비행기의 손실을 유발시키고 엔진의 고장을 일으키는 주된 요인으로서 매년 HCF와 관련된 손실은 4억 달러에 이르며 85만 시간의 인력 낭비로 인한 비용이 발생하였다.

결국 HCF는 가스터빈 엔진 산업의 가장 큰 문제 중의 하나로 부각되고 있다. 이러한 문제를 해결하기 위하여 압축기 분야의 최근의 연구는 HCF의 대표적 현상, 즉 flutter와 forced response에 집중되고 있다.

Flutter란 유동에 놓여 있는 물체에 비선형의 공기역학과 구조역학의 연속적인 상호작용으로 발생하는 불안정한 자력진동을 말한다.[1] Flutter는 터보기계분야에서 특히 어려운 문제로 인식되고 있는데 그 이유는 flutter와 관련된 여러 가지 현상들이 아직 완전히 이해되지 못하고 있기 때문이다.

Forced response는 블레이드의 진동에 의해 야기되는 외부 유동역학적 힘이다. 이러한 힘은 상류 측의 블레이드 열에서 발생하는 Wake와 후류 측의 로터의 상호작용, 이웃하는 블레이드 열로부터 발달되는 배압의 진동 등에 의해 야기된다. 이

러한 상호작용과 불규칙한 배압은 유동의 변형을 야기하고 그 속을 블레이드가 회전하며 통과할 때 큰 비정상 공력이 발생하며 이는 결국 블레이드의 과도한 진동을 유발한다. 특히 이 진동의 주파수가 블레이드의 고유진동수와 일치할 때 매우 심각한 문제로 이어질 수 있다.

최근의 가스터빈 엔진 설계자들은 압축기의 HCF 현상을 고려할 때 다음과 같은 단계를 수행한다. 첫째 단계로, 전산유체역학(Computation Fluid Dynamics, CFD) 해석을 사용하여 단일 블레이드 열에 입구와 출구 조건으로 예상되는 비정상 힘의 분포를 설정하거나 예측되는 블레이드의 움직임을 미리 설정된 조건으로 부여함으로써 블레이드를 포함하는 단일 열의 유동장에 대한 공력 특성을 계산한다.[1] 두 번째 단계로, CFD 결과로 계산되어진 블레이드 하중은 유한요소(Finite Element Method, FEM) 해석 프로그램에 하중조건으로 주어져서 구조 해석을 하여 블레이드의 비정상 응력과 피로수명을 예측한다. 이러한 두 단계는 몇 번에 걸쳐 구치해석 결과를 교환하며 반복적으로 수행되기도 하지만 각 단계는 서로 다른 연구 그룹에 의해 독립적으로 수행되기 때문에 그 과정에서 정확도와 효율성이 떨어지게 된다.

새로운 엔진을 개발하는 과정에서는 HCF에 선회실속, 음향 공진, 맥동 등의 불안전성이 더해져서 개발 중인 엔진이 파괴되는 일이 종종 일어난다. 그러므로 HCF를 정확하게 예측하는 것은 차세대 축류압축기 설계에 핵심적인 사항이며 이는 CFD와 FEM을 완전하게 묶어서 연동적으로 해석함으로써 해결할 수 있다. 이와 같은 연동해석을 Fluid Structure Interaction (FSI)이라 한다. 물론 FSI 수치해석방법은 기존의 수치해석적 접근방법에 비해 여러 가지 해결해야 할 어려운 문제점을 가지고 있지만 FSI 기법은 새로 개발될 차세대 축류압축기의 비정상 성능을 정확히 예측하는데 반드시 필요한 것이다.

본 기고에서는 FSI 기술의 현황과 한국항공우주연구원에서 개발 중인 천음속 축류 압축기에 적용한 FSI의 수치해석적 방법을 간단히 소개하고자 한다.

\* 충남대학교

\*\* 충남대학교 대학원

\*\*\* 한국항공우주연구원

† 교신저자, Email : sunghoko@cnu.ac.kr

## 2. FSI 기술 현황

FSI에 대한 연구는 1956년에 Lane[2]의 interblade phase angle 개념으로부터 시작되어 그 후 40여 년 동안 많은 연구자[3, 4, 5, 6, 7]에 의해 해석 모델이 향상되었다. 그러나 이러한 초기의 연구는 공력해석과 구조해석을 별도로 수행하고 두 결과 사이에서 최소한의 자료 교환으로 복잡한 문제를 단순화시켜 어느 정도의 성과를 거두었지만 엄밀한 의미에서의 연동해석이 아니므로 공력과 구조의 비선형적 상호작용을 예측하는 데는 한계를 가지고 있었다. 즉, 이러한 방법은 flutter의 시작점을 알려주는 것이 고작이다.

1980년대 말부터 공력해석과 구조해석을 완전하게 연동하는 연구가 수행되었다. 연동해석의 초기 단계에는 2D Euler solver와 스프링, 질량, 댐퍼로 간단하게 모델링한 선형 구조물과의 연동해석이 이루어졌다.[8, 9, 10] 하지만 이러한 연구는 너무 간단한 구조 모델링으로 유동과 구조물의 비선형 상호작용을 예측하기에는 역부족 이었다.

최근에는 크게 발전한 컴퓨터 자원에 의해 유동해석과 구조해석의 완전 연동해석도 빠르게 발전하고 있다.[11 ~ 21] 그 중에서, 영국의 임페리얼 대학에서 수행한 WRF 축류압축기의 팬과 8단을 모두 포함한 유로를 FSI로 계산한 연구[18]는 전 세계적으로 처음 시도된 대용량 FSI 수치 해석이었으며 Fig. 1은 그들이 사용한 압축기 모델의 전체 격자를 보여주고 있다.

CFD 프로그램과 FEM 프로그램은 오랜 기간에 걸쳐 개발되어 여러 산업 분야에서 성공적으로 사용되어 왔으므로 FSI 기능을 수행하는 프로그램을 개발할 때 중요한 포인트는 CFD 프로그램과 FEM 프로그램을 어떻게 하나로 묶어 자료를 공유하게 하는가 하는 것인데 이 때 MpCCI(Mesh based parallel Code Coupling Interface)프로그램이 널리 사용되고 있다. MpCCI 프로그램은 서로 다른 격자를 사용하는 CFD와 FEM 사이의 자료 교환 시 내삽을 가능케 하여 연동을 시키는 것이 주된 기능이다.

상용프로그램을 개발하는 그룹도 FSI 기능을 기존 프로그램에 추가하는데 큰 노력을 기울이고 있다. MpCCI를 사용하여

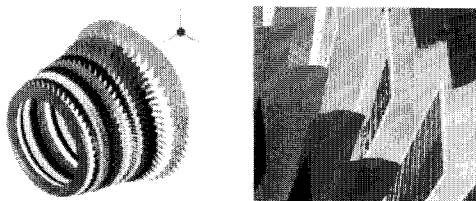


Fig. 1 Whole assembly mesh for FSI unsteady flow calculations[18]

FSI 기능 개발을 주도하고 있는 세 곳의 상용 CFD 그룹으로 CFX, Flunet, CD-adapco를 들 수 있다. 2003년에 CFX가 FEM 프로그램의 하나인 ANSYS와 합병하면서 ANSYS와 CFX를 연동하여 FSI 해석기능을 개발하였으며 2005년에는 Fluent와 FEM 프로그램 ABAQUS가 결합하여 FSI 해석능력을 갖추었다고 발표하였다. 그 이후 Fluent는 Nastran과의 FSI 모듈도 개발하고 있다. CD-adapco 또한 Fluent와 같이 ABAQUS, Nastran과의 FSI 모듈을 개발하고 있다. 이 세 그룹 외에도 ADINA와 ADINA-F를 한 프로그램으로 묶은 ADINA-FSI가 FSI 해석에 활용되고 있다.

국내의 기술현황을 요약한다면, 전 세계적으로 최근에 FSI 분야에서 연구가 활발히 진행되고 있지만 아직도 초기단계라고 말할 수 있고 FSI 기법이 활용될 수 있는 적용분야는 무궁무진하고 할 수 있다.

국내에서는 축류압축기의 비정상 현상과 불안정성의 개별 주제에 대한 연구는 꾸준히 계속 되어 왔으나 FSI 기법을 터보기계에 활용하는 연구는 이제 막 시작하는 단계로 평가된다.[21]

## 3. 천음속 축류압축기에 대한 FSI 수치해석

본 기고에서는 한국항공우주연구원이 개발 중인 천음속 축류압축기 중 3단 HPC 1차 설계안에 대한 FSI 수치해석을 소개하기로 한다. 축류압축기의 기본사양은 출구에서 11,56kg/s의 질량유량을 갖고 동익은 25,000 rpm으로 회전한다. 압축기의 첫 단은 2열로 구성되며 첫 열에는 동익이 13개, 두 번째 열에는 정익이 28개로 구성된다. 본 기고에서는 13개 동익과 28개 정익 전체를 계산영역에 포함하여 계산하는 것이 아니라 최소단위의 유로에 대한 FSI 수치해석을 소개한다. 동익과 정익의 유로의 크기를 맞추기 위해 정익의 날개 수를 26개로 수정하여 1개의 동익과 2개의 정익으로 이루어진 유로의 각도를 27.69°로 일치시킨 최종 계산 영역은 Fig. 2와 같다.

FIS 수치해석의 첫 번째 단계는 CFD 정상유동의 해를 구하는 것이다. CFD 해를 구하기 위해 입·출구 및 날개에 H형 격자, 날개 주변에 O형 격자를 사용하였으며, 동익에 5% 틱 간극을 주었다. 총 격자수는 약91만개로, 동익에 27만개, 정익에 64만개가 사용되었다.

축류 압축기 3차원 형상은 설계된 날개 Profile을 바탕으로 ANSYS CFX-BladeGen 프로그램을 사용하여 생성하였으며, 생성된 형상에 대하여 유체기계 격자생성 프로그램인 ANSYS CFX-TurboGrid를 사용하여 CFD 계산용 정렬 격자를 생성하였다. 압축기의 유로 영역은 날개를 기준으로 동일한 형태를

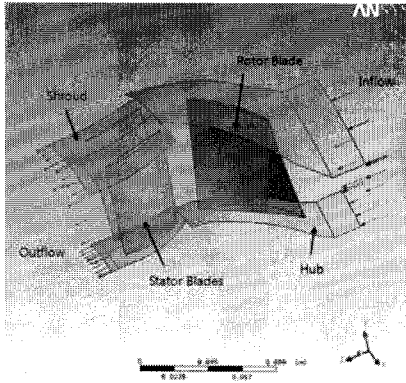


Fig. 2 Computational domain of the first stage of the transonic compressor

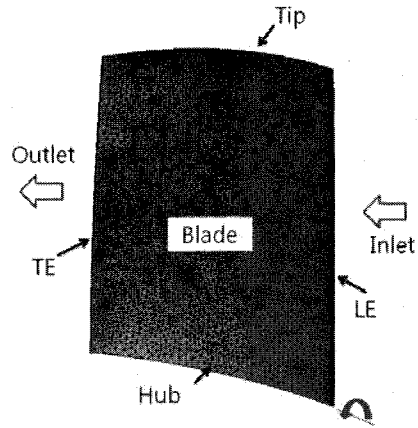


Fig. 4 Unstructured FEM mesh for rotor blade

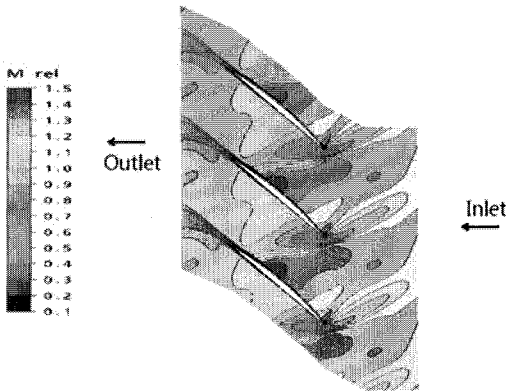


Fig. 3 Relative Mach number contour at 80% Span

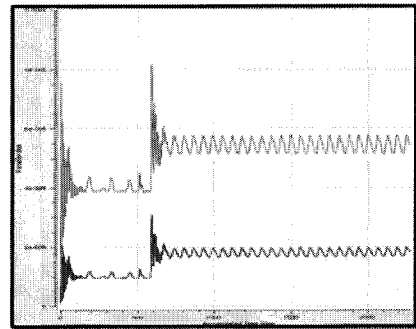


Fig. 5 Time history of the displacement of the rotor blade tip

떡고 있으므로 주기조건을 적용하여 동의 날개 하나의 유동영역에 대해서만 수치 해석을 수행하였다.

수치해석은 상용 3차원 유동해석 프로그램인 ANSYS CFX-11을 사용하였다. 경계조건으로 입구에 전온·전압조건으로, 각각 288 K, 1 atm을 부여하였다. 이렇게 하여 정상상태의 CFD 해가 얻어지게 되고 Fig. 3은 정상유동에 대한 80%스팬에서의 상대 마하수 분포를 보여 주고 있다.

FSI 계산의 두 번째 단계는 ANSYS를 사용하여 FEM 계산에 관련된 입력파일을 생성하는 것이다. 이 입력파일은 FEM 계산용 격자, FEM 계산에 필요한 블레이드의 물성치, 경계 조건 등의 정보를 포함한 것으로서 Fig. 4는 동 의 표면에 생성된 FEM 계산용 격자를 보여 주고 있다.

FSI 계산의 마지막 단계는 CFX-Pre에서 'MultiField'를 지정함으로써 CFD와 FEM을 연결시켜주고 Solver에서 CFD 정상유동 해를 초기 유동장으로 지정하고 두 번째 단계에서 생성된 입력파일을 불러오는 것이다. 마지막으로 Run mode에서 Linux를 기반으로 개발된 HP MPI distributed 병렬 계산법을 사용하여 FSI 비정상계산을 수행한다.

FSI의 원활하고 빠른 해석을 위하여 한국과학기술정보연구원의 슈퍼컴퓨팅센터가 보유하고 있는 슈퍼컴퓨터 GAIA (IBM p595)를 사용하였다. 매 시간단계는 약 423초가 소요되었다. 계산 결과 Fig. 5와 같이 초기의 불안정한 부분을 지난 후에 동 의 팁에서 반복적인 159Hz의 진동 주기가 관찰되었다. 이는 FEM 해석을 통해 얻어진 1차 굽힘모멘트 진동수 1,269 Hz 보다 훨씬 낮은 주파수이어서 공진의 가능성은 없는 것으로 판단되었다.

#### 4. 결론

FSI 수치해석 기법은 터보기계 이외에도 FSI 기법이 적용될 수 있는 곳은 유동과 구조물이 서로 상호작용을 하는 광범위한 현상을 포함한다. 그 중에서 몇 가지 예를 들면, 심장이나 동맥의 혈류, 잠자리 등의 곤충의 비행, 깃발의 펄럭임, 미사일의 제어, 비행체의 날개의 동적하중 등이 있다. 유동에 놓여 있는 구조물이 완전한 강체로서 제 위치를 조금도 벗어나지 않는 경우는 극히 드물며 그 외의 모든 경우에는 유동과 구조물

의 상호작용을 반드시 고려해야만 올바른 해석이 가능하다는 사실을 생각한다면 FSI 기법이 활용될 수 있는 범위는 매우 넓고 그 파급효과는 상당히 클 것이다.

## 후 기

본 기고는 2009년도 지식경제부 항공우주부품기술개발사업의 지원을 받아 수행된 연구 내용의 일부를 요약한 것입니다.

## 참고문헌

- (1) Marshall, J. G., and Imregun, M., "A Review of Aeroelasticity Methods with Emphasis on Turbomachinery Applications," *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 10, Issue 3, April 1996, pp. 237-267.
- (2) Lane, F., "System Mode Shapes in the Flutter of Compressor Blade Rows," *Journal of Aeronautical Sciences*, Vol. 23, 1956, pp. 54-66.
- (3) Whitehead, D. S., "Classical Two-Dimensional Methods, In Aeroelasticity in Axial-Flow Turbomachines," AGARD Manual on Aeroelasticity in Turbomachines, AGARD-AG-298, Vol. 1, Unsteady Turbomachinery Aerodynamics, 1989.
- (4) Gerolymos, G. A., "Numerical Integration of the 3D Unsteady Euler Equations for Flutter Analysis of Axial Flow Compressors," ASME paper 88-GT-255, 1988.
- (5) Wolff, J. M., and Fleeter, S., "Euler Analysis of Oscillating Cascade Unsteady Aerodynamics Using Embedded Composite Grids," AIAA paper 94-0077, 1994.
- (6) Ji, S. and Liu, F., "Computation of Unsteady Flows Around Oscillating Blades and Aeroelasticity Behavior," AIAA paper 97-0161, 35th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January 6-9, 1997, Reno, NV.
- (7) Weber, S., Gallus, H. E., and Peitsch, D., "A Numerical Approach to Unstalled and Stalled Flutter Phenomena in Turbomachinery," ASME paper 97-GT-102, 1997.
- (8) Huff, D. L. and Reddy, T. S. R., "Numerical Analysis of Supersonic Flow Through Oscillating Cascade Sections by Using a Deforming Grid," AIAA Paper 89-2805, 1989.
- (9) Eick, C. D., and Liu, J. S., "Comparisons of Aeroelastic Computer Code Predictions Against Measured Rotor Vibratory Response Data," AIAA paper 97-2750, 1997.
- (10) Gao, C., Luo, S., and Liu, F., "Calculation of Airfoil Flutter by an Euler Method with Approximate Boundary Conditions," AIAA paper 2003-3830, 16th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, June 23-26, 2003.
- (11) Bendiksen, O. O., "A New Approach to Computational Aeroelasticity," AIAA paper 91-0939, 1991.
- (12) Masud, A., "A Space-Time Finite Element Formulation for Fluid-Structure Interaction," AIAA paper 96-4049, 6th AIAA Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, September 4-6, 1996.
- (13) Gottfried, D. A., and Fleeter, S., "Prediction of Unsteady Cascade Aerodynamics by an Arbitrary Lagrangian-Eulerian Finite Element Method," AIAA paper 98-374, 1998.
- (14) Gottfried, D. A., and Fleeter, S., "Turbomachinery Blade Row Interaction Predictions with a Three-Dimensional Finite Element Method," AIAA paper 2000-3226, 2000.
- (15) Breard, C., Imregun, M., Sayma, A., and Vahdati, M., "Flutter Stability Analysis of a Complete Fan Assembly," AIAA paper 99-238, 37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January 11-14, 1999.
- (16) Servera, G., Beaumier, P., and Costes, M., "A Weak Coupling Method Between the Dynamic Code HOST and the 3D Unsteady Euler Code WAVES," *Journal of Aerospace, Science and Technology*, Vol. 5, 2001, pp. 397-408.
- (17) Carstens, V., Kemme, R., and Schmitt, S., "Coupled Simulation of Flow-structure Interaction in Turbomachinery," *Journal of Aerospace Science and Technology*, Vol. 7, Issue 4, 2003, pp. 298-306.
- (18) Wu, X, Vahdati, Sayma, A. and Imregun, M., "Whole-annulus aeroelasticity analysis of a 17-bladerow WRF compressor using an unstructured Navier-Stokes solver," *International Journal of Computational Fluid Dynamics*, Vol. 19, No. 3, 2005, pp. 211-223.
- (19) Sadeghi, M. and Liu, F., "Investigation of Mistuning Effects on Cascade Flutter Using a Coupled Method," *J. of Propulsion and Power*, Vol. 23, No. 2, 2007, pp. 266-274.
- (20) He, Z. and Epureanu, B.I., "Fluid-Structural Coupling Effects on the Dynamics of Mistuned Bladed Disks," *AIAA Journal*, Vol. 45, No. 3, 2007, pp. 552-561.
- (21) Namkoong, K., Choi, H.G., and Yoo, J.Y., "Computation of dynamic fluid-structure interaction in two-dimensional laminar flows using combined formulation," *J. of Fluids and Structures*, Vol. 20, 2005, pp. 51-69.