

<학술논문>

DOI:10.3795/KSME-A.2010.34.8.1067

ISSN 1226-4873

발전용 저압터빈 최종단 블레이드의 정적 유체-구조 연계해석[§]

권순국* · 이영신*[†] · 배용채**

* 충남대학교 기계설계공학과, ** 한전전력연구원

Static Fluid-Structure Coupled Analysis of Low-Pressure Final-Stage Turbine Blade

Sun Guk Kwon*, Young Shin Lee*[†] and Yong Chae Bae**

* Dept. of Mechanical Design Engineering, Chungnam Nat'l Univ.,

** Korea Electric Power Research Institute

(Received March 15, 2010 ; Revised June 16, 2010 ; Accepted June 16, 2010)

Key Words: Fluid-Structure Coupled Analysis(유체-구조 연계해석), Low-Pressure Turbine(저압터빈), Sweptback Wing(후퇴익), NASA Rotor 37

초록: 본 논문에서는, 운전조건에서의 저압최종단 블레이드에 대하여 약결합 유체-구조 연계해석기법을 이용한 해석이 수행되었다. 저압터빈 최종단에 대한 해석이전에 경계조건에 대한 검증을 위하여 15도 후퇴익과 NASA Rotor 37을 대상으로 예비해석이 수행되었다. 각각의 해석결과들을 기존 문헌들과 비교하였다. 15도 후퇴익에 대한 안정상태와 불안정상태에서 동적 FSI해석이 수행되었다. 해석결과 변위가 일정한 안정상태에 비하여 고속에서는 0.05 초 만에 발산하는 결과를 산출하였다. NASA Rotor 37의 정상상태 해석결과를 바탕으로 정적·동적 FSI 해석을 수행하여 뒷전의 변형크기에 대하여 정적 FSI 결과와 동적 FSI간의 차이가 있음을 확인하였다. 저압 최종단 블레이드의 형상측정 및 동특성시험을 바탕으로 해석모델을 생성하였다. 이를 바탕으로, 운전조건에서 저압 최종단 블레이드에 대한 정적 유체-구조 연계해석을 성공적으로 수행하였다.

Abstract: In this study, a loosely coupled fluid-structure interaction (FSI) analysis was conducted for a low-pressure (LP) final-stage rotor blade. Preliminary FSI analyses of a 15° sweptback wing and a NASA Rotor 37 compressor blade were performed for verifying the boundary conditions. The results were compared with the established literatures for each model. The FSI analysis of the 15° sweptback wing was carried out under both stable and unstable conditions. The excessive deformation of the wing was observed within 0.05 s under the unstable condition which is higher than the divergence speed of a wing compared with the stable condition. On the basis of the results of a steady-state study, an unsteady state FSI analysis was conducted for a NASA Rotor 37. Different deformations were observed at trailing edge of the blade in the static FSI and dynamic FSI analysis. A 3D FE model of a LP rotor was generated from the span-wise section data. In order to develop a reasonable model, an impact test was performed and compared to the FE model. Using this FE model, the steady-state FSI analysis was performed successfully.

1. 서론

고속으로 회전하며 고온 고압의 수증기를 이용하여 전력을 생산하는 발전용 터빈은 발전소의 주요기기로서 사고 발생시 막대한 복구노력과 시간을 필요로 한다. 특히 블레이드의 파손사고 발생건수는 총 터빈손상 발생건수의 23%를 차지한다.⁽¹⁾

또한 국내외 증기터빈 블레이드 손상 사고중 저압 단 블레이드 손상 사고는 총 손상의 약 70% 이상의 비율로 발생되고 있다.⁽²⁾ 여러 원인 중 여름에 해수의 온도가 상승해 배압이 증가하거나 입구 유량이 줄어드는 비정상 운전조건이 주원인이다. 이러한 비정상 운전조건에서의 유체흐름은 블레이드 주위의 불안정한 압력분포를 생성하며 블레이드의 불안정진동을 야기할 수 있다. 또한 블레이드의 구조응답과 연계하여 블레이드의 수명 및 건전성에 유해한 유체유발진동을 일으킨다.

§ 이 논문은 2010년도 대한기계학회 CAE 및 응용역학 부문 춘계학술대회(2010. 3. 4-5., 서울대) 발표논문임

† Corresponding Author, leeys@cnu.ac.kr

© 2010 The Korean Society of Mechanical Engineers

최근 국내외에서 운전중인 블레이드에 여러 파손원인 중 하나인 고주기파손에 기여하는 유체유발진동문제를 해결 또는 예방하기 위하여 블레이드에 대한 공탄성해석이 진행되고 있다.^(3~5)

본 연구에서는 일반화력 500 MW 저압 최종단 블레이드에 대한 정상상태 유체-구조 연계해석을 수행하였으며, 이때의 응력집중과 변형정도를 파악하였다. 이를 위한 예비해석으로 15도 후퇴익과 축류압축 블레이드인 NASA Rotor 37에 대한 유체-구조 연계해석이 선행되었다.

또한 본 연구를 바탕으로 향후 저압 최종단 블레이드에 대한 동적 유체구조 연계해석을 수행할 예정이다.

2. 예비해석

저압최종단 블레이드에 대한 경계조건입력에 대한 검증차원에서 기존 문헌과 비교가 용이한 15도 후퇴익과 NASA Rotor 37에 대한 유체-구조 연계해석이 선행되었다. 해석은 CFX와 ANSYS를 이용하였으며, ANSYS 코드에서 제공하는 MpCCI (Mesh-based parallel Code Coupling Interface) 기법이 유체영역과 구조영역간의 정보교환에 사용되었다.

2.1 15도 후퇴익

기존 실험결과 및 해석결과⁽⁶⁻⁸⁾가 문헌으로 비교적 잘 정리된 15도 후퇴익에 대한 유체-구조 연계해석을 수행하였다. 해석대상은 단면적이 일정한 간단한 형상을 가진다. 본 연구에서는 알루미늄재질에 대한 실험 및 해석결과만을 고려하였으며, Table 1과 같은 알루미늄의 물성을 입력하였다.

해석대상은 15도 후퇴익으로서 두께는 1.04 mm 이고 단면 형상은 날개 끝까지 일정하며 날개의 수평길이는 140.34 mm 이다. 자세한 형상은 Fig. 1 에서 확인할 수 있다.

Table 2는 동특성해석결과를 기존 시험결과와 비교한 것으로 1차부터 3차까지 각 모드에 대한 고유진동수가 평균 2.18% 차이가 난다. 이 차이는 실제 시험에서 췌기모양의 날개뿌리에 대한 완벽한 고정이 어려우나, 수치해석시 뿌리부에 대한 완벽한 고정이 가능함에 따른 경계조건 차이에 그 원인이 있다고 판단된다.

Table 1 The mechanical properties of aluminum

Physical Properties	Value
Density (kg/m ³)	2770.0
Modulus of Elasticity (GPa)	60.0
Poisson's Ratio	0.3
Tensile Yield Strength (MPa)	280.0
Compressive Yield Strength (MPa)	280.0
Tensile Ultimate Strength (MPa)	310.0

Table 2 Comparison of natural frequencies between reference and present FEM results

Mode	Experiment ⁽⁸⁾ (Hz)	FEM (Hz)	Discrepancy (%)
Mode 1	36.00	36.94	2.61
Mode 2	210.00	219.64	4.59
Mode 3	254.00	252.29	-0.67
Average			2.18

$$*Discrepancy = \frac{FEM - Reference}{Reference} \times 100$$

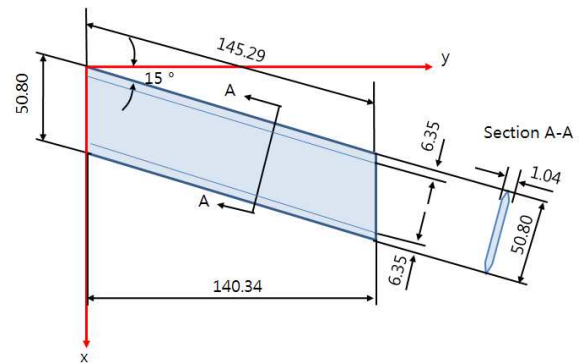


Fig. 1 Schematic figure of 15° sweptback wing⁽⁶⁾ (unit : mm)

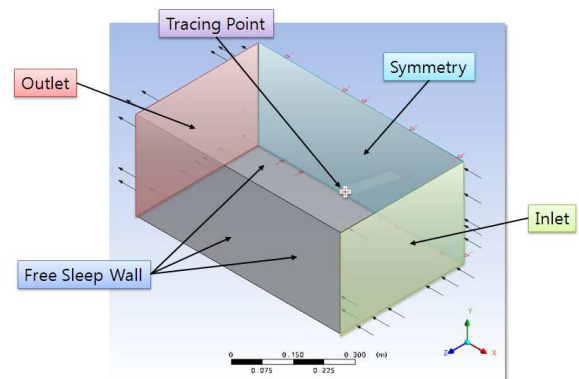
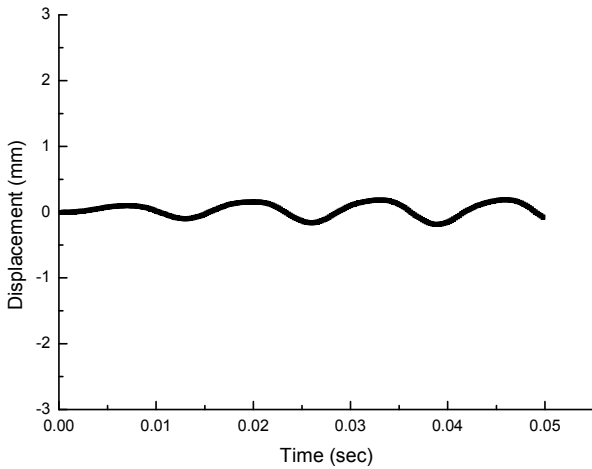
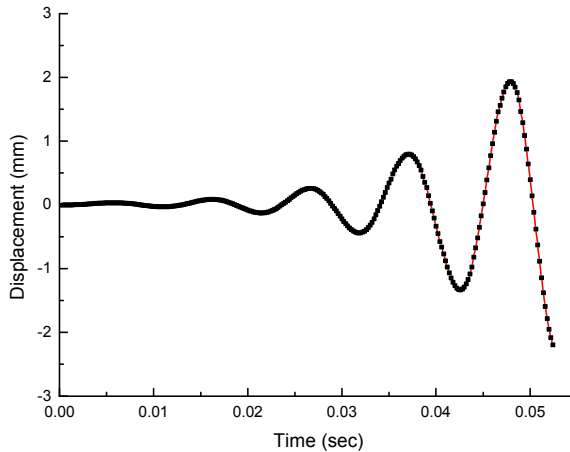


Fig. 2 Boundary conditions of fluid domain for 15° sweptback wing



(a) Stable condition ($V_{inlet} = 140$ m/s)



(b) Unstable condition ($V_{inlet} = 160$ m/s)

Fig. 3 Y direction mesh displacement of the center of a wing tip

AOA=0° 일 때 15° 후퇴익의 플러터 속도는 150.9 m/s 로 기존 문헌⁽⁸⁾에 제시되어 있다. 본 논문에서는 플러터 속도를 기준으로 낮은 속도의 안정상태(입구속도 140.0 m/s)에서 날개가 미소한 변위에서 안정적으로 거동하는지와, 그 보다 높은 속도인 불안정상태(160 m/s)에서 날개변위의 발산여부를 확인하였다. Fig. 2 와 같은 유체영역에서 두 가지 조건에서 유체-구조 연계해석에 의한 15° 후퇴익의 거동을 확인하였다. 정적 전산유체해석결과를 바탕으로 동적 유체-구조 연계해석이 수행되었으며 총 해석시간은 0.05 초이고 시간간격은 0.0002 초이다. $k-\epsilon$ 난류모델을 사용하였으며 유체는 이상기체를 이용하였다. 초기 온도는 300 K 를 적용하였다. 해석시 날개 끝단 중간지점의 y방향 거동을 확인하였다. Fig. 3(a)와

Table 3 Specification of NASA Rotor 37⁽¹¹⁾

Variable	Value
Number of blades	36
Mass flow rate at choke (kg/s)	20.93
Rotational speed (rpm)	17188.7
Total pressure ratio	2.106
Polytropic efficiency	0.889
Inlet total temperature (K)	288.15

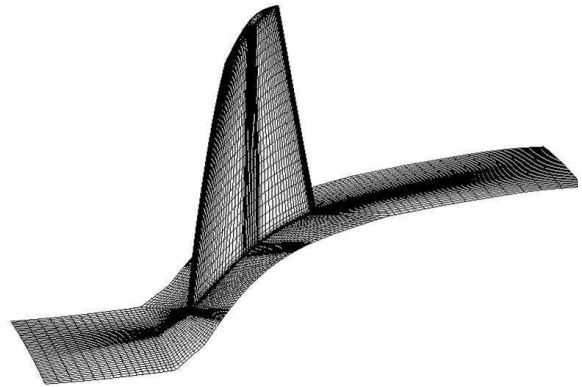


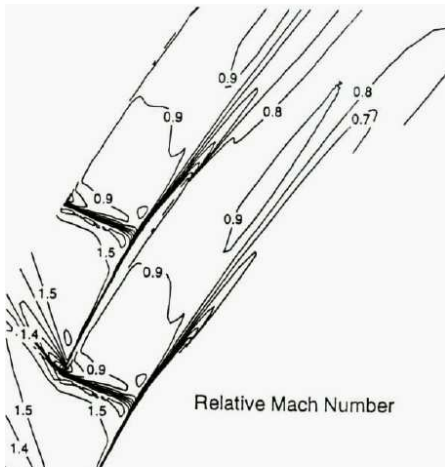
Fig. 4 Computational grid for NASA Rotor 37 axial compressor blade

같이 안정 상태에서는 날개의 떨림이 미미한 것을 확인할 수 있다. 하지만 Fig. 3(b)와 같이 날개의 플러터속도를 초과하는 불안정상태에서는 0.05 초라는 아주 짧은 시간에 날개의 변위가 발산하는 것을 확인할 수 있었다.

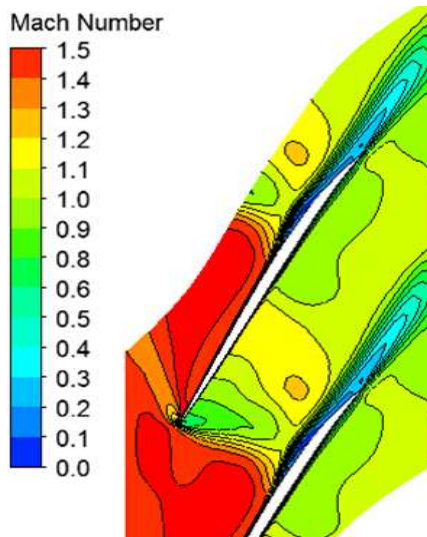
2.2 NASA Rotor 37

천음속 축류 압축기 NASA Rotor 37은 총 36개 블레이드로 이루어져 있으며 17,188.7 rpm의 고속으로 회전한다. 자세한 설계사항은 Table 3과 같다.

최근 2차원 케스케이드와 3차원 터보기계 블레이드에 대한 유체-유발진동을 해석하기 위해서 많은 연구자들이 활발히 연구를 진행하고 있다.^(4,5,9) 3차원 Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) 식을 이용한 해석은 2차원 Euler 식을 적용한 것보다 더욱 실험값에 근접한 결과값을 얻



(a) Reference⁽¹¹⁾



(b) Computation

Fig. 5 Mach number comparisons between reference and a present computation at 90% span

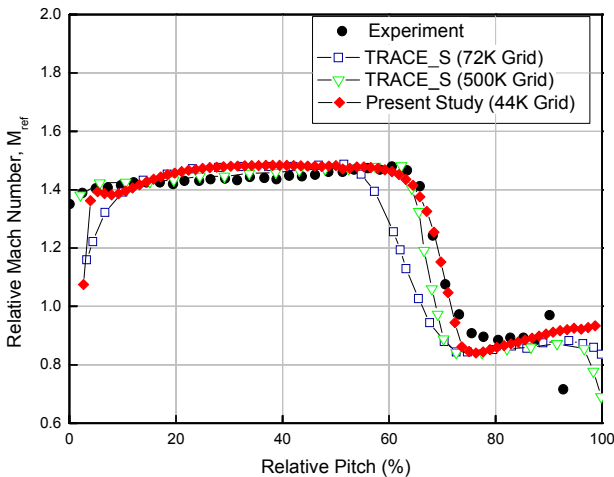


Fig. 6 Mach number variation across the pitch at 20% chord of mid-span

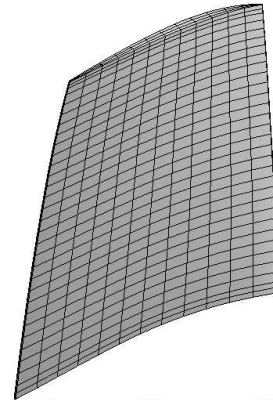


Fig. 7 Structural mesh for NASA Rotor 37

을 수 있음이 보고되었다.⁽¹⁰⁾ 따라서 축류 압축기의 3차원 형상을 BladeGen을 사용하여 생성하였으며, 유동해석을 격자생성을 위하여 TurboGrid를 이용하였다. 효율성을 높이기 위하여 Fig. 4와 같이 인근 블레이드간의 주기조건이 적용된 단일 블레이드영역이 해석대상으로 고려되었고, 총 469,830개 노드와 442,344개 요소 중 80 % 가 동익에 집중된 격자모델이 사용되었다. 경계층 효과를 고려하기 위하여 10개 층의 O-grid가 날개주위에 적용되었다. 블레이드 표면의 y^+ 는 0.25 ~ 23 이다. 난류모델은 유체박리의 양과 시작 시점의 정확한 예측을 위하여 Bardin 등⁽⁸⁾에 의한 다양한 연구를 통하여 확인된 $k-\omega$ 기반의 shear stress transport (SST) 모델을 사용하였으며 해석시간간격은 $1/(10 * \omega)$ 이다.

98% 초킹유량에서 정상상태 유동해석결과 Fig. 5에서 충격파의 위치를 Fig. 6과 같이 기존 시험결과 및 해석결과⁽¹¹⁾와 비교할 수 있었다. 충격파 이전에는 15~50% 피치사이에서 마하수를 과도하게 예측하는 경향이 있지만 기존 해석결과와 비교하여 충격파의 위치를 잘 예측하였다. 그러나 Fig. 5의 기존해석결과와 비교하여 충격파의 두께가 흡입면(suction side)에서 비교적 두꺼운 것을 확인할 수 있다. 이는 충격파의 강도가 비교적 약하다는 것을 의미하며, 충격파 이후 블레이드간 유로에서 해석결과에 비하여 높은 마하수를 가지는 것으로 예측할 수 있으며 해석결과도 일치한다.

이를 초기 조건으로 정적 유체-구조 연계해석 및 동적 유체-구조 연계해석을 진행하였다. Rotor 37에 대한 시험 및 해석결과정보 등은 기존문헌에 상세히 기술되어 있으나, 구조재료에 관한 언

급이 없다. 따라서 구조해석을 진행하기 위하여 가장 일반적인 구조용 강(structural steel)이 해석에 사용되었다. 해석에 적용된 구조용 강의 물성은 밀도가 $7,850 \text{ kg/m}^3$, 탄성계수는 200 GPa 이며 변형률은 0.3 mm/mm 이다.

구조 유한요소모델의 형상은 Fig. 7 과 같다. 고차요소를 사용하였으며 총 6,060개의 노드와 1,116개의 요소가 사용되었다.

Fig. 8과 Fig. 9는 블레이드 끝단 앞전과 뒷전에서 요소의 움직임은 나타낸 그래프로 각각 정적 유체-구조 연계해석결과와 동적 해석결과이다. Fig. 8과 같이 정적해석결과 앞전에서 0.17 mm , 뒷전에서 0.10 mm 의 변형을 기록하였다. 반면 Fig. 9과 같이 동적 유체-구조연계해석결과 앞전은 0.17 mm 로 일치하나 뒷전은 0.07 mm 로 정적 해석결과와 30% 차이가 난다. 이러한 차이는 동적 유체-구조 연계해석결과 앞전 변형에 따른 중

격파의 위치 변화나 뒷전에서의 유동박리의 영향에서 오는 것으로 판단된다.

3. 저압터빈 최종단에 대한 유체-구조 연계해석

저압터빈에 대한 유체-구조 연계해석을 위하여 유한요소 모델을 생성하였다. 해석대상에 부합하는 형상을 생성하기 위해 3차원 형상측정 장치를 이용하여 블레이드에 단면을 측정해 CATIA V5를 이용하여 재구성하였다.

동특성시험을 통해 얻어진 시험결과와 생성된 3차원 모델의 고유진동수 해석결과를 비교하여 모델의 타당성을 확인하였다. 임팩트 해머를 이용하여 블레이드 길이방향을 9 등분해 각 섹션별 6개로 총 54개의 노드를 만들어 동특성 시험을 수행하였다.

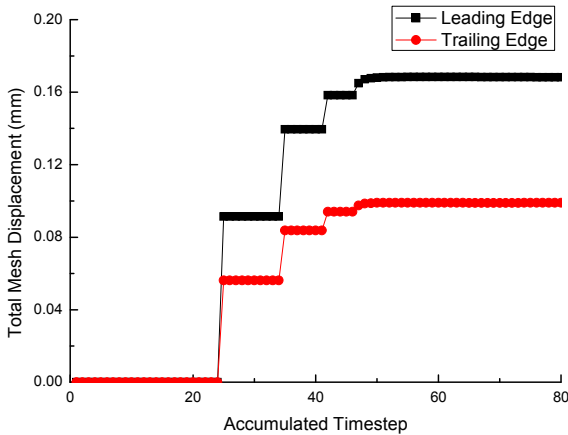


Fig. 8 Structural deformation convergence on NASA rotor 37 using by a static fluid-structure interaction analysis

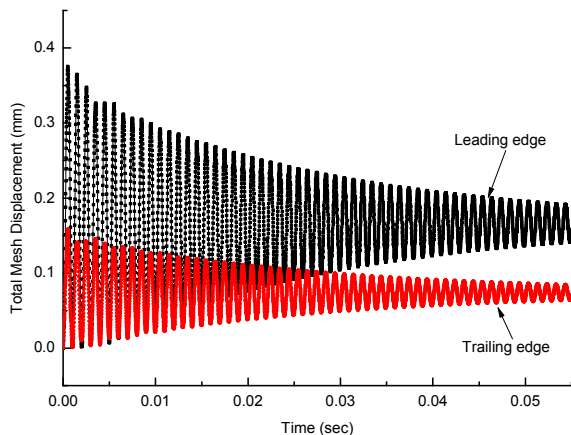


Fig. 9 Displacement curve on NASA rotor 37 using by a dynamic fluid-structure interaction analysis



Fig. 10 FE model based on a low pressure final stage turbine

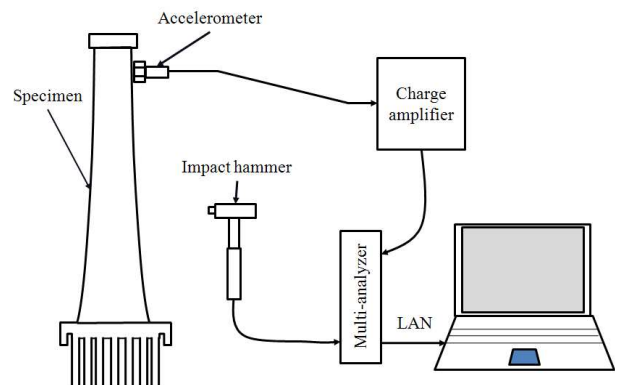


Fig. 11 Schematic diagram of testing apparatus

Table 4 Results of test and FE analysis

Mode	TEST (Hz)	FEM (Hz)	Discrepancy (%)
1 st bending	51.0	52.7	3.3
2 nd bending	158.0	164.8	4.3
1 st torsion	194.0	206.2	6.3
3 rd bending	277.0	289.8	4.6
Average difference			4.63

$$*Discrepancy = \frac{FEM - Reference}{Reference} \times 100$$

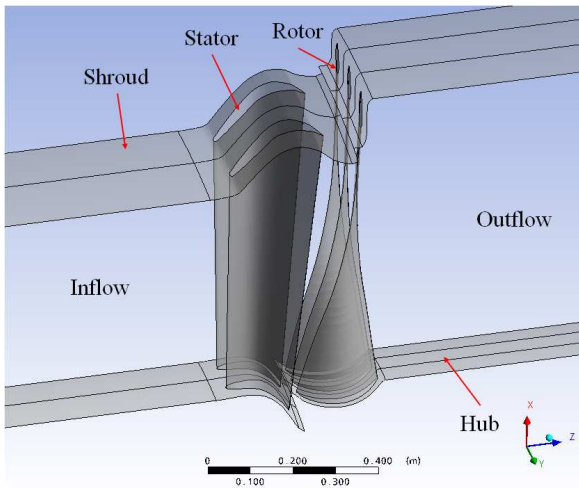


Fig. 12 Subsections of low pressure final stage model

생성된 3차원 유한요소 모델과 시험의 개략도는 Fig. 10과 Fig. 11과 같다. 시험은 양단 자유상태에서 이루어 졌으며 각 모드의 고유진동수와 해석결과의 비교는 Table 4와 같다.

동특성시험과 해석결과와는 1차 비틀림 모드에서 6.3% 차이가 나지만 평균적으로 4.6%의 근소한 차이가 나는 것으로 확인되었다. 따라서 Fig. 10의 삼차원 유한요소 모델을 바탕으로 유체영역의 블레이드 형상이 사용되었고 유체영역에 대한 정적 유체-구조 연계해석이 진행되었다.

측정된 블레이드의 단면형상은 단방향 유체-구조 연계해석을 위하여 유체 유동장 구성에 사용되었다. 로터와 스테이터 모델은 상용코드인 BladeGen과 TurboGrid를 이용하여 형상 및 격자를 각각 생성하였다. 스테이터의 유동장은 H/J/C/L-grid를 사용하여 생성하였고, 스테이터 주변은 O-grid 기법을 적용하였다.

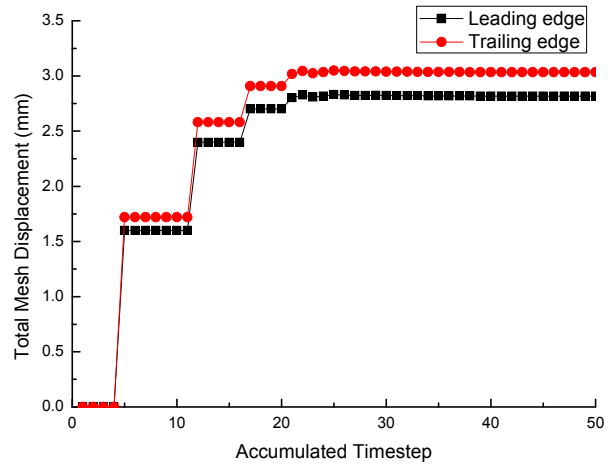
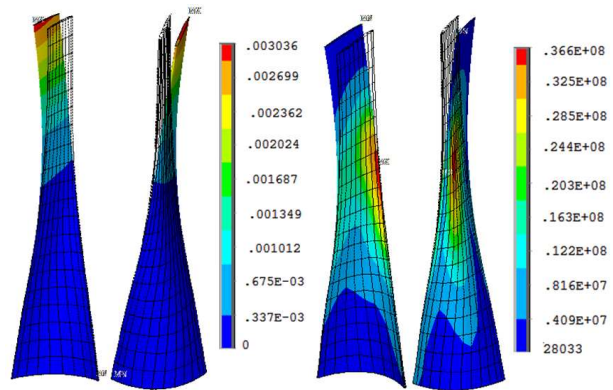


Fig. 13 Structural deformation convergence on LP final stage rotor using by fluid-structure interaction analysis



(a) Deformation (unit:m) (b) Equivalent stress (unit:Pa)

Fig. 14 Deformation and von-Mises stress distributions on the rotor blade surfaces

로터의 유동장은 J-grid가 적용되었고 로터주변은 스테이터와 마찬가지로 O-grid가 적용되어 유체 유동장에 대한 정적 유동해석이 수행되었다. 로터와 스테이터에 사용된 각 노드의 개수는 229,086 개와 175,520 개가 사용되었다. 실제 저압 최종단은 60 개의 스테이터와 94 개의 로터로 이루어져 있다. 하지만 해석의 효율성을 위해 Fig. 12와 같이 스테이터 2개와 로터 3개의 블레이드를 모델링하여 1.04의 pitch ratio를 유지하였다.

경계조건으로는 Kim 등⁽¹²⁾이 해석에 적용한 다음과 같은 경계조건이 본 해석에 사용되었다. 입구압은 전압(total pressure) 29,123.5 Pa, 정압(static pressure) 28,061.7 Pa 이 적용되었으며. 출구압은 정압 6,674.1 Pa 이고 온도는 314.4 K로 설정되었

다. 이때의 회전속도는 3600 rpm 이고 이를 고려하기위해 frozen rotor 기법을 적용하였다. 난류모델은 shear stress transport (SST) 모델이 사용되었다. 열전달에는 total energy 모델이 사용되었다. 또한 적은 수의 블레이드 모델로도 전체 모델을 구성할 수 있는 periodic 경계조건이 적용되었다.

정상상태에서 유동해석을 수행한 후 이를 바탕으로 정적 유체-구조 연계해석을 수행하였다. 블레이드 끝단의 앞전과 뒷전에서 요소의 변형을 측정하였으며 해석 단계에 따른 변형의 수렴은 Fig. 13과 같고 이때 형상과 응력분포는 Fig. 14와 같다. 앞전의 변형은 2.8 mm 이고 뒷전의 변형은 3.0 mm 로 최대변형은 블레이드 끝단 뒷전에서 발생하는 것을 확인할 수 있었다. 이때의 응력집중은 36.6 MPa 로 블레이드 스펜방향 60% 부위에서 일어난다.

4. 결론

본 논문에서는, 유체-구조 연계해석기법을 이용하여 운전조건에서 저압터빈 최종단 블레이드의 변형 및 응력집중부위를 확인하였다. 경계조건에 대한 검증차원에서 15도 후퇴익과 NASA Rotor 37에 대한 동적 유체-구조 연계해석을 수행하였다.

주기적인 유동의 변화를 모사하지 못하는 정적 FSI 해석결과의 한계에 비추어, 향후 블레이드 회전시 스테이터의 영향과 주기적인 유동변화를 고려할 수 있는 저압터빈 최종단에 대한 동적 유체-구조 연계해석에 대한 추가적인 연구가 이루어져야할 것으로 사료된다.

후 기

본 연구는 BK21 사업 및 한전전력연구원의 지원에 의한 "2009 전력연구원 멤버십 프로그램"을 통해 수행되었습니다.

참고문헌

(1) Kim, H. J. and Park, J. Y., 1998, "Dynamic Analysis for Preventing Failures of Steam Turbine Blade," *Journal of KFMA*, Vol. 1, No. 1, pp. 17~23.
 (2) Kim, H. S., Bae, Y. C., Kim, Y. H., Lee, H. and Kim, S. H., 2003, "Vibration Analysis for

LP Turbine Blade Damage," *Proceeding of Spring KSME Conference*, pp. 752~757.
 (3) Kim, Y. S., Kim, D. H., Kim, Y. H. and Park O., 2009, "Fluid/Structure Coupled Analysis of 3D Turbine Blade Considering Stator-Rotor Interaction," *Journal of KSNVE*, Vol. 19, No. 8, pp. 764~772.
 (4) Kim, D. H., Kim, Y. S., Yang, G. W., Jung, K. K., Kim, K. H. and Min, D. G., 2009 "Flow-induced Vibration (FIV) Analysis of a 3D Axial Compressor Blade," *Journal of KSNVE*, Vol. 19, No. 6, pp. 551~559.
 (5) Rzadkowski, R. and Gnesin, V., 2007, "3-D Inviscid Self-Excited Vibrations of a Blade Row in the Last Stage Turbine," *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 23, Issue. 6, pp. 858~873.
 (6) MSC/NASTRAN Aeroelastic Analysis User's Guide, Ver. 68.
 (7) Foughner, J. T., Land, N. S. and Yates, E. C., 1963, "Use of Aerodynamic Parameters from Nonlinear Theory in Modified strip-Analysis Flutter Calculations for Finite-Span Wings At Supersonic Speeds," Langley Research Center, NASA-TN-D-1824.
 (8) Tuovila, W. J. and McCarty, J. L., 1955, "Experimental Flutter Results for Cantilever-Wing Models at Mach Numbers up to 3.0," National Advisory Committee for Aeronautics Research Memorandum L55E11.
 (9) Kim, D. H. and Kim, Y. S., 2008, "Performance Evaluation of Stator-Rotor Cascade System Considering Flow Viscosity and Aeroelastic Deformation Effects," *Journal of KSAS*, Vol. 36, No. 1, pp. 72~78.
 (10) McBean, I., Hourigan, K., Thompson, M. and Liu, F., 2005, "Prediction of Flutter of Turbine Blades in a Transonic Annular Cascade," *Trans. of the ASME, Journal of Fluids Engineering*, Vol. 127, Iss. 6, pp. 1053~1058.
 (11) Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD), 1998, "CFD Validation for Propulsion System Components-Agard-AR-355," North Atlantic Treaty Organization

(NATO).
(12) Kim, Y. S., Kim, D. H., Kim, Y. H. and Park, W., 2009, "Fluid/Structure Coupled Analysis

of 3D Turbine Blade Considering Stator-rotor Interaction," *Journal of KSNVE*, Vol. 19, No. 8, pp. 764~772.