

# 스테이터-로터 상호간섭 및 점성효과를 고려한 캐스케이드의 유체유발 진동해석

## Flow-induced Vibration Analysis for Cascades with Stator-rotor Interaction and Viscosity Effect

김 동 현<sup>†</sup> · 오 세 원<sup>\*</sup> · 박 응<sup>\*\*</sup>

Dong-Hyun Kim, Se-Won Oh and Oung Park

(2006년 9월 8일 접수 ; 2006년 9월 30일 심사완료)

**Key Words** : Flow-induced Vibration(유체유발 진동), Stator-rotor Interaction(스테이터-로터 상호작용), Dynamic Moving Grid(동적이동격자), Coupled-time Integration(연계시간적분), Fluid-Structure Integration(유체/구조 상호작용)

### ABSTRACT

In this study, advanced computational analysis system has been developed in order to investigate flow-induced vibration(FIV) phenomenon for general stator-rotor cascade configurations. Relative movement of the rotor with respect to stator is reflected by modeling independent two computational domains. Fluid domains are modeled using the unstructured grid system with dynamic moving and local deforming methods. Unsteady, Reynolds-averaged Navier-stokes equations with one equation Spalart-Allmaras and two-equation SST  $k-\omega$  turbulence models are solved for unsteady flow problems and also relative moving and vibration effects of the rotor cascade are fully considered. A coupled implicit time marching scheme based on the Newmark integration method is used for computing the governing equations of fluid-structure interaction problems. Detailed vibration responses for different flow conditions are presented and then vibration characteristics are physically investigated in the time domain as computational virtual tests.

### 1. 서 론

스팀터빈의 경우 여러 개의 스테이터(stator)와 로터(rotor)가 1단을 이루는 다단식으로 구성되는 경우가 대부분이다. 크게 고압, 중압, 저압단으로 나누어지는 각 단에서의 압력, 증기의 부피, 유동속도

는 상이하다. 고압 및 중압단에서는 고려되지 않는 유체유발 진동 현상이, 대기압 이하의 저압의 증기가 통과하는 저압단에서는 중요한 문제가 된다. 또한 스테이터-로터 사이의 강한 상호작용과 고속 흐름에 따른 충격파 및 유동박리 현상 등이 블레이드의 진동현상과 밀접하게 관계되게 된다. 따라서 설계가 불완전한 경우 지속적인 불안정 진동현상인 제한주기운동(limit cycle oscillation)으로 짧은 피로 수명을 나타내거나, 플러터(flutter) 현상과 같은 임계 동적 불안정 현상으로 예측되지 못한 조기 블레이드 구조파손 현상이 유발될 수 있다. 참고로 터빈 발전기의 운용 중 가동중단 원인의 약 30% 정도는

<sup>†</sup> 책임저자; 정회원, 국립경상대학교 기계항공공학부 및 항공기부품기술연구소

E-mail : dhk@gsnu.ac.kr

Tel : (055)751-6125, Fax : (055)755-2081

<sup>\*</sup> 정회원, 국립경상대학교 대학원 기계항공공학부

<sup>\*\*</sup> 두산중공업(주) 기술연구원

블레이드의 익형 파손과 관련된 것으로 볼 수 있다<sup>(1)</sup>. 하지만, 터빈내부의 유동특성 파악 및 동적 불안정성 발생여부 등의 판정을 위해 실험에 의존할 경우 익형의 가공, 복잡한 실험장치의 구성 등으로 많은 경비와 시간이 소요되기 때문에 실제 설계과정에서는 고성능 수치해석 기술을 활용하여 안정성을 사전에 정확하게 검토해 볼 있는 방안이 필수적으로 요구된다. 내부유동장(internal flow field)에서의 터빈 로터에 대한 유체유발 진동해석은 고난도의 해석 기법으로, 선진국에서도 비교적 최근에 와서야 활발한 연구가 진행되고 있는 실정이다<sup>(2-8)</sup>. 또한 국내의 경우는 연구의 어려움으로 인해 케스케이드를 구성한 익형간 상호작용과 충격파 및 점성효과를 동시에 고려한 유체유발진동(FIV) 정밀해석 연구를 수행한 사례가 있다<sup>(9-10)</sup>. 하지만, 기존 연구사례들을 보면 기존의 선행연구들은 스테이터와 로터간의 간섭효과를 고려하지 않은 단일 익렬에 대한 연구가 대부분이었다.

이 연구에서는 장기간의 관련 연구와 노하우<sup>(9-16)</sup>를 바탕으로 스테이터와 로터간의 상호간섭 영향을 고려한 케스케이드 유체유발 통합해석 시스템을 구축하여 관련 연구를 수행하고자 한다. 해석시스템은 자체적으로 개발한 구조진동 및 FSI 연계시스템과 CFD유동해석을 위한 부분으로 구성되어 있는데, 점성효과를 고려한 안정적인 유동해석을 부분은 fluent를 연계하여 해석을 수행하였다. 개발된 시스템을 활용하면 수치해석 기법 상 각각의 로터 진동 변형 효과를 스테이터와 로터의 상호간섭 영향이 고려된 비정상 유동해석에 반영하여 매우 정교하게 유체유발 진동해석을 수행할 수 있다. 이 연구에서는 다양한 수치불안정이 존재할 수 있는 스테이터-로터 상호간섭 케스케이드 모델에 대해 유동점성 및 격자변형효과를 고려한 유체유발 진동안정성 해석을 국내에서 처음으로 성공적으로 수행하였으며, 내부 간섭유동과 진동이 공존하는 유체유발진동 특성을 고찰하였다.

## 2. 이론적 배경

### 2.1 2자유도계 유체/구조 연계

Fig. 1은 본 유체유발 진동해석 연구에 적용된 피치 (pitch)와 플런지(plunge) 자유도를 갖는 2 자유

도계 케스케이드에 대한 동역학 모델을 보여주고 있다. 이에 대한 운동방정식을 탄성축에 대해 유도하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} m\ddot{h} + S_\alpha\ddot{\alpha} + g_h\dot{h} + k_h h &= -L(t, h, \alpha, \dot{h}, \dot{\alpha}) \\ S_\alpha\dot{h} + I_\alpha\ddot{\alpha} + g_\alpha\dot{\alpha} + k_\alpha \alpha &= M_{e.a}(t, h, \alpha, \dot{h}, \dot{\alpha}) \end{aligned} \quad (1)$$

여기서,  $h$ 와  $\alpha$ 는 탄성축 위치에서의 플런지(아래방향이 +)와 피치(시계방향이 +) 변위를,  $g_h$ 와  $g_\alpha$ 는 플런지와 피치 방향에 대한 구조감쇠를,  $k_h$ 와  $k_\alpha$ 는 플런지와 피치에 대한 탄성축에서의 스프링 강성을,  $S_\alpha = m x_{c.g.} = \int x \rho dx$ 는 피치 축에 대한 단위 폭당 정적모멘트(static moment)를,  $I_\alpha = \int x^2 \rho dx$ 은 탄성축에 대한 단위 폭당 질량관성모멘트(mass moment of inertia)를,  $m$ 은 단위 폭당 에어포일 질량을 의미한다. 그리고 우변의  $L$ 과  $M_{e.a}$ 는 유동에 기인한 비정상 양력과 탄성축에 대한 모멘트를 의미한다. 구조진동적 관점에서 식 (1)은 기본적으로 선형방정식에 해당하지만, 유체/구조 연계 진동 관점에서는 비선형 특성을 보일 수 있다. 그 이유는 유동 박리가 고려되는 비정상 점성 유동과 천음속영역에서의 충격파의 영향으로 인해 구조진동 변위 및 속도에 대해 공력 비선형특성을 보이게 되며, 동시에 진동변위 및 속도응답과 함께 시간에 대해 지속적인 되먹임(feedback) 되기 때문이다.

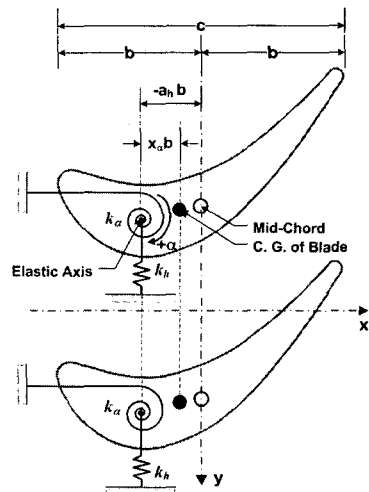


Fig. 1 2-DOF Cascade typical section model with relative motions

Fig. 1과 같은 2자유도계 유체-구조 연계시스템에 대한 지배 운동방정식인 식 (1)을 정리하면 다음과 같이 행렬형태로 나타낼 수 있다.

$$[M]\{\ddot{u}(t)\} + [C]\{\dot{u}(t)\} + [K]\{u(t)\} = \{F(t)\} \quad (2)$$

여기서,

$$[M] = \begin{bmatrix} m & S_\alpha \\ S_\alpha & I_\alpha \end{bmatrix}, \quad [C] = \begin{bmatrix} g_h & 0 \\ 0 & g_\alpha \end{bmatrix}$$

$$[K] = \begin{bmatrix} k_h & 0 \\ 0 & k_\alpha \end{bmatrix}, \quad \{u(t)\} = \begin{Bmatrix} h(t) \\ \alpha(t) \end{Bmatrix}$$

$$\{F(t)\} = \begin{Bmatrix} -L(t, u, \dot{u}) \\ M_{e,a}(t, u, \dot{u}) \end{Bmatrix}$$

다양한 구조 매개변수에 대한 물리적인 유체유발 진동응답 연구를 용이하게 수행하기 위해 다음과 같이 무차원 변수들을 정의하였다.

$$\omega_h = \sqrt{\frac{k_h}{m}}, \quad \omega_\alpha = \sqrt{\frac{k_\alpha}{I_\alpha}}$$

$$r_\alpha = \sqrt{\frac{I_\alpha}{mb^2}}, \quad x_\alpha = \frac{S_\alpha}{bm} \quad (3)$$

$$\zeta_h = \frac{g_h}{2} \sqrt{mk_h}, \quad \zeta_\alpha = \frac{g_\alpha}{2} \sqrt{I_\alpha k_\alpha}$$

$$\mu = \frac{m}{\rho b^2}, \quad U^* = \frac{U_\infty}{b\omega_\alpha}$$

이 연구에서는 식 (2)의 수치적분을 위해 안정적인 직접적분법(direct integration) 중 하나인 내재적(implicit) Newmark 방법을 적용하였다. Newmark 방법에서는 임의의 시간간격  $t$ 에서  $t + \Delta t$  동안 속도와 변위를 다음과 같이 가정한다.

$$\{\dot{u}\}_{t+\Delta t} = \{\dot{u}\}_t + [(1-\delta)\{\ddot{u}\}_t + \delta\{\ddot{u}\}_{t+\Delta t}]\Delta t \quad (4)$$

$$\{u\}_{t+\Delta t} = \{u\}_t + \{\dot{u}\}_t \Delta t + \left[\left(\frac{1}{2} - \beta\right)\{\ddot{u}\}_t + \beta\{\ddot{u}\}_{t+\Delta t}\right]\Delta t^2 \quad (5)$$

여기서,  $\beta$ 와  $\delta$ 는 적분의 안정성(stability)과 정확성(accuracy)을 결정짓는 적분 매개변수이다.  $\{\ddot{u}\}_{t+\Delta t}$ 와  $\{\dot{u}\}_{t+\Delta t}$ 는  $\{u\}_{t+\Delta t}$ 와  $\{u\}_t$ 의 항인 식 (6)과 (7)로부터 구해진다.

$$\{\ddot{u}\}_{t+\Delta t} = a_0(\{u\}_{t+\Delta t} - \{u\}_t) - a_2\{\dot{u}\}_t - a_3\{\ddot{u}\}_t \quad (6)$$

$$\{\dot{u}\}_{t+\Delta t} = \{\dot{u}\}_t + a_6\{\ddot{u}\}_t + a_7\{\ddot{u}\}_{t+\Delta t} \quad (7)$$

진동방정식의 해를 구하고자 하는 임의의 시간스텝  $t + \Delta t$ 에 대해 식 (2)는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$[M]\{\ddot{u}\}_{t+\Delta t} + [C]\{\dot{u}\}_{t+\Delta t} + [K]\{u\}_{t+\Delta t} = \{F\}_{t+\Delta t} \quad (8)$$

식 (6)과 (7)을 식 (8)에 대입 하면 시간  $t + \Delta t$ 에서의 변위  $\{u\}_{t+\Delta t}$ 와 이전단계에서의 변위, 속도 및 가속도 벡터에 의해 구해진 시간  $t + \Delta t$ 에서의 유효하중벡터(effective load vector)인  $\{F\}_{t+\Delta t}$ 와의 관계식을 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$[\hat{K}]\{u\}_{t+\Delta t} = \{\hat{F}\}_{t+\Delta t} \rightarrow \{u\}_{t+\Delta t} = [\hat{K}]^{-1}\{\hat{F}\}_{t+\Delta t} \quad (9)$$

여기서, 유효강성행렬(effective stiffness matrix)  $[\hat{K}]$ 와 유효하중 벡터는 다음과 같이 정의되며, 실시간 유체-구조 연계해석을 위해 식 (9)의 우변항 계산에서 전산유체역학 기법을 적용한 유동해석이 매 시간 수행되게 된다.

$$[\hat{K}] = [K] + a_0[M] + a_1[C]$$

$$\{\hat{F}\}_{t+\Delta t} = \{F\}_{t+\Delta t} + [M](a_0\{u\}_t + a_2\{\dot{u}\}_t + a_3\{\ddot{u}\}_t) + [C](a_4\{u\}_t + a_4\{\dot{u}\}_t + a_5\{\ddot{u}\}_t)$$

여기서,  $a_i$  계수는 다음과 같이 정의한다.

$$a_0 = \frac{1}{\beta\Delta t^2}, \quad a_1 = \frac{\delta}{\beta\Delta t}, \quad a_2 = \frac{1}{\beta\Delta t}$$

$$a_3 = \frac{1}{2\beta} - 1, \quad a_4 = \frac{\delta}{\beta} - 1, \quad a_5 = \frac{\Delta t}{2} \left( \frac{\delta}{\beta} - 2 \right)$$

$$a_6 = \Delta t(1 - \delta), \quad a_7 = \delta\Delta t$$

이 연구에서는 수치안정성을 위해 매개변수인  $\beta = 0.25$ ,  $\delta = 0.5$ 로 설정하였다. 하중벡터  $\{F\}_{t+\Delta t}$ 는 CFD를 활용한 비정상 유동해석으로부터 계산된 표면 압력을 적분하여 구한다. 외부 가진 유동하중에서 모멘트를 계산하는 경우는 한가지 주의할 사항이 있는데, 에어포일이 진동함에 따라 모멘트를 계산하는 탄성축도 함께 운동한다는 점이다. 따라서, 매 시간스텝에서 모멘트 하중 계산시 변경된 기준점에 대한 적분을 수행하여야 한다.

2.2 비정상 점성유동해석

비정상 압축성 Reynolds-averaged Navier-stokes (N/S) 유동해석 지배 방정식은 다음과 같이 보존형으로 나타낼 수 있다.

$$\frac{d}{dt} \int_{\Omega} U d\Omega + \int_{\partial\Omega} \bar{F} \cdot \bar{n} d\Gamma = \frac{1}{Re} \int_{\partial\Omega} \bar{G} \cdot \bar{n} d\Gamma + \int_{\partial\Omega} S d\Omega \quad (10)$$

여기서,  $\bar{n}$ 은 외향단위벡터(outward unit vector)이다. 식 (10)을 정리하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}_i}{\partial x_i} = \frac{\partial \mathbf{G}_i}{\partial x_i} + \mathbf{R} \quad (11)$$

여기서,

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u_i \\ \rho e \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho(u_j - V_j) \\ \rho u_j(u_j - V_j) + p \delta_{ij} \\ \rho e(u_j - V_j) + \rho u_j \end{bmatrix}$$

$$p = (\gamma - 1) \rho \left( e - \frac{|\bar{u}|^2}{2} \right), \quad h = e + \frac{p}{\rho}$$

$$\mathbf{G}_i = \begin{bmatrix} 0 \\ \sigma_{ij} \\ u_k \sigma_{ik} + \frac{\gamma}{\gamma - 1} \left( \frac{\mu_t}{Pr_t} + \frac{\mu_r}{Pr_r} \right) \frac{\partial T}{\partial x_i} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{R} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \rho \omega u_2 \\ \rho \omega u_3 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$\sigma_{ij} = \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \lambda \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k}$$

전산유체해석(computational fluid dynamics, CFD)에서는 편미분 지배 방정식을 공간 이산화와 시간이산화를 통해서 연립 대수 방정식으로 변화시켜 해를 구하게 된다. 이 연구에서는 공간 이산화를 위해, 지배방정식을 적분 형태로 표시하여 제어체적(control volume)에 대하여 발산 정리(divergence theorem)를 적용함으로써 면적분의 형태로 계산하는 유한 체적법(finite volume method)을 적용하였다. 또한 시간이산화를 위해서는 부가적인 인공 점성항을 사용하지 않아도 충격과 주위에서 수치적인 진동진동 없이 안정된 해를 구해주는 풍상 차분법(upwind scheme)을 적용하였다. 이 연구에서는 N/S 해석을 위해 1차 방정식 난류모델인 Spalart-Allmaras(S-A)와 2차 방정식 난류모델인 SST  $k-\omega$

모델이 적용되었다. 이 연구에서는 유체유발 진동해석을 위한 비정상 유동해석에 fluent와 자체 구축한 UDF(user-defined function) 코드를 활용하였다.

2.3 경계조건 처리 기법

Fig. 2는 스테이터와 로터 시스템에 대한 개념 및 비정상 유동해석 경계조건(boundary condition)을 보여주고 있다. 스테이터와 로터의 상대운동은 2가지 다른 개념으로 적용될 수 있다. 첫 번째는 실제로 로터 블레이드 부분에 해당하는 전체 격자를 내부 각 블레이드의 상대 운동을 고려하여 이동시키는 sliding mesh 기법이다. 이 경우는 스테이터와 로터 간의 인터페이스(interface)를 모델링 하기 위해 스테이터의 출구와 로터의 입구를 interface 경계조건으로 처리하게 되며, 수치계산 효율면과 안정성 관점에서는 다소 불리하나 모든 섭동특성을 고려할 수 있는 가장 정확한 방법에 해당한다. 두 번째는 수치계산 효율이 우수한 방법으로 격자 자체를 이동시키지 않고 좌표계를 상대적으로 이동시키는 multiple reference frame(MRF) 기법이 있다<sup>(17)</sup>. 이 경우는 스테이터와 로터에 대해 각각 서로 다른 좌표계를

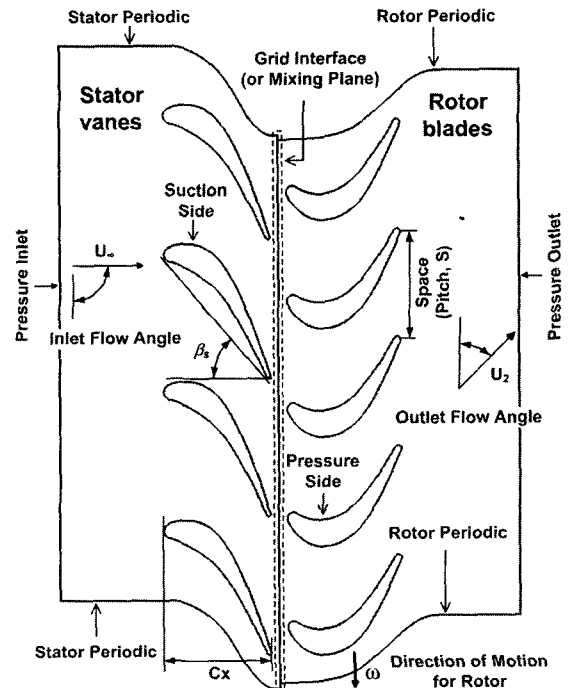


Fig. 2 Boundary conditions and schematic view of stator-rotor interaction problem

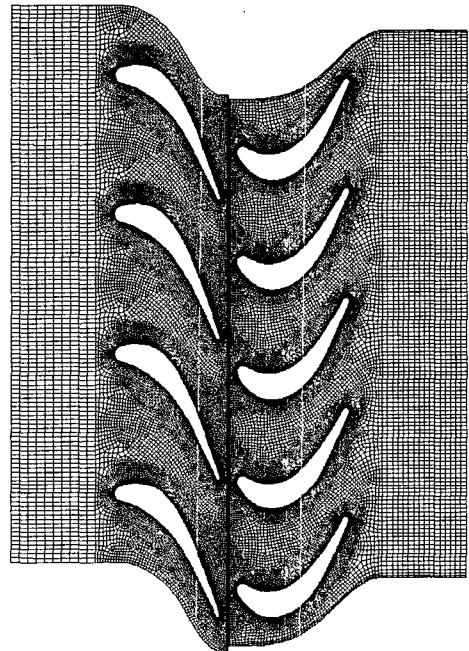
혼합하여 사용하는 mixing plane 기법이 도입되고, 스테이터 인터페이스는 압력출구(pressure outlet), 로터 인터페이스는 압력입구(pressure inlet)로 설정된다. 또한 각 반복계산 단계마다 mixing plane에서 스테이터의 압력출구와 로터의 압력입구 유동 값들은 시간에 대한 평균값으로 처리되게 되므로 국부적인 유동섭동 특성은 배제 되어 비정상 유동하중이 계산되게 된다. 스테이터와 로터 유동영역(fluid zone)의 위/아래 경계면에는 Fig. 2와 같이 주기경계(periodic boundary) 조건을 부여하였다.

### 3. 해석 결과 및 검토

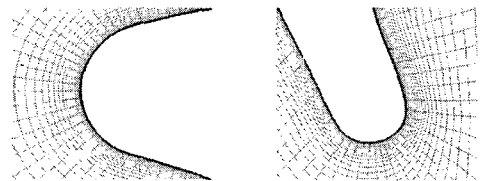
이 연구에 적용된 모델은 Dring<sup>(18)</sup> 등에 의해 1982년 United Technologies Research Center(UTRC)에서 실험된 Large Scale Rotating Rig(LSRR) 단일단(single stage), 축류터빈(axial turbine)이다. 실험에서는 스테이터열에 22개의 에어포일, 로터열에 28개의 에어포일로 구성되어 있지만, 이 연구에서는 스테이터 4개, 로터 5개를 고려하여 비정상 유동해석 및 유체유발 진동해석을 수행하였다. 또한 스테이터와 로터간의 축간격은 평균 축방향 시위의 15%인 경우를 고려하였다. 기하학적 형상 및 유동조건은 축방향 시위길이 0.1506 m, 피치(S)/축방향 시위 비 1.30, 엇갈림각(stagger angle;  $\beta_s$ ) 49.5°, 입구에서의 유동각( $\beta_i$ )은 90.0°이다. 로터의 기하학적 형상 및 유동조건은 축방향 시위길이 0.1610 m, 피치/축방향시위 비 0.96, 엇갈림각 32.7°, 출구에서의 유동각은 25.5°이다. 비정상 유동해석 조건에 대한 스테이터 입구에서의 마하수는 0.07, 전압(total pressure)은 101,325 Pa, 등엔트로피(isentropic) 관계식으로부터 구한 정압(static pressure)은 101,006 Pa이고, 전온도(total temperature)는 289 K이다. 출구에서의 정압은 실험에서 주어지지 않기 때문에 유사한 결과가 도출될 수 있도록 97,845 Pa로 가정하였으며, 로터의 속도는 실험조건과 동일하게 29.31 m/s로 설정하였다. 유동장은 스테이터의 축방향 시위를 기준으로 무차원화하여 레이놀즈수는  $2.446 \times 10^5$ 이다. 비정상 유동해석 및 유체유발진동해석을 위한 시간스텝(time step)은 한 주기 동안 50번의 시간스텝을 가지도록 0.00013365 sec로 설정하였다. Sub-iteration은

50, CFL수는 1을 적용하였다.

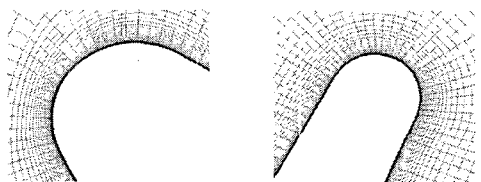
Fig. 3은 N/S 유동해석에 사용된 격자계를 보여주 고 있다. 스테이터 표면에서의 격자수는 292개, 로터 표면에서의 격자수는 320개이고, 총 셀수는 112,981개이다. 경계층은 y+가 평균 1이하가 되도록 생성하였다. O-type으로 로터 부근의 경계층 격자생성 시 에어포일 면에 수직한 방향으로의 격자 개 수 및 첫 번째 격자의 위치에 따라 로터의 시간평균



(a) Full view



(b) Stator leading & trailing edges



(c) Rotor leading & trailing edges

Fig. 3 Computational N/S grid for unsteady and FIV solution

(time-averaged) 압력계수 및 진폭(amplitude) 압력계수 분포에 다소 차이를 보일 수 있음을 경험하였다. 이 연구에서는 몇 가지 유동해석 격자에 대해 수치실험을 수행한 후 이후의 계산에서는 실험 결과와 가장 유사한 결과를 제시하는 격자계를 활용하였다.

Fig. 4는 moving mesh 기법과 Spalart-Allmaras 및 SST  $k-\omega$  난류모델이 적용된 N/S 해석을 통해 계산된 시간평균 압력계수 분포를 기존의 실험결과<sup>(18)</sup>와 비교한 것이다. S-A 난류모델과 SST  $k-\omega$  난류모델의 결과 모두 실험 데이터와 잘 일치하는 결과를 보이고 있다. Intel(R) Pentium(R) 3.2GHz, 2GB RAM을 사용하여 계산을 수행한 경우, S-A 난류모델은 시간스텝당 85초, SST  $k-\omega$  난류모델은 시간스텝당 120초가 소요되었다. 이 비교에서 적용된

시간 평균압력계수  $C_p$ 의 정의는 다음과 같다.

$$C_p = \frac{p_{avg} - (p_t)_{inlet}}{\frac{1}{2} \rho_{inlet} \omega^2} \quad (12)$$

여기서,  $p_{avg}$ 는 에어포일 표면에서 한 주기동안에 평균을 취한 정압,  $(p_t)_{inlet}$ 는 스테이터 입구에서의 전압력의 평균치,  $\rho_{inlet}$ 은 스테이터 입구에서의 평균 밀도,  $\omega$ 는 로터의 속도를 의미한다.

이 연구에서 개발한 충격파 및 점성효과를 고려한 유체/구조연계 해석 시스템의 검증 결과들은 Ref. 9에 상세히 제시되어 있다. 이 연구에 적용된 2자유도 유체유발 진동 시스템에 대한 주요 매개변수들은  $x_\alpha=0.2$ ,  $r_\alpha=0.4$ ,  $\bar{\omega}=0.4$ ,  $\mu=300$ 이다. 또한 계산의 효율성을 위해 비정상 공력해석 시 MRF기법이 적용되었다. Fig. 5는 스테이터와 로터의 상호간섭 효과가 있는 경우에 대한 결과로 시간영역에서 물리적인 유체유발 진동응답을 보여주고 있다. Fig. 5(a)는 비정상 공력해석에 사용된 유동조건과 같은 조건에 대한 응답 결과이다. 이 조건에서는 시간이 경과함에 따라 응답이 안정되어 감을 알 수 있다. Fig. 5(b)는 입구에서의 전압 101,325 Pa, 정압 99,182 Pa, 전온도 289 K, 출구에서의 정압 69,769 Pa, 로터의 속도는 29.31 m/s인 유동조건에서의 응답을 보여주고 있다. 이 경우는 초기에는 진폭의 제한주기운동 특성을 보이다가 이후에 다시 발산하는 응답특성을 보이고 있다. Fig. 5(c)는 입구에서의 전압 107,078 Pa, 정압 101,325 Pa, 전온도 313 K, 출구에서의 정압 56,501 Pa, 로터의 속도는 127.22 m/s인 유동조건에 대한 진동응답을 보여주고 있다. 이 조건에서는 전반적으로 지배적인 LCO 진동 특성을 보이면서 시간에 대해서 진폭이 약간 증가하는 경향을 나타내고 있다. 이상의 결과를 검토해 보면 동일한 케스케이드 모델에 대해서도 유동조건에 따라 매우 상이한 진동특성이 나타날 수 있음을 확인할 수 있다. 유동조건은 설계될 터빈 블레이드의 운용조건과 관계되기 때문에 이 연구와 같은 정밀 전산해석 기법을 통하여 극한 운용조건에서의 안정성 및 과도 진동특성을 사전에 검토할 수 있음을 알 수 있다.

참고로 Fig. 6은 Case III 유동조건으로 유체유발 진동해석을 수행한 경우에 대해 터빈 내부의 순간 마하 수 분포를 서로 다른 임의의 시간에서 나타낸

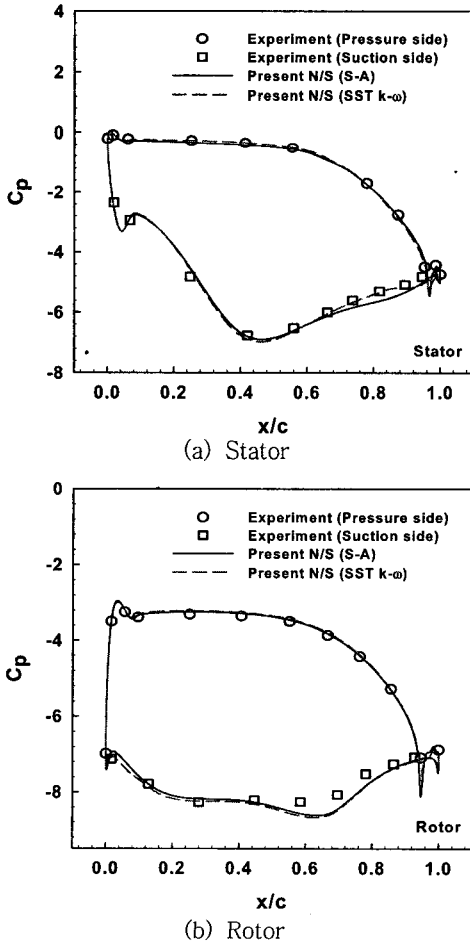
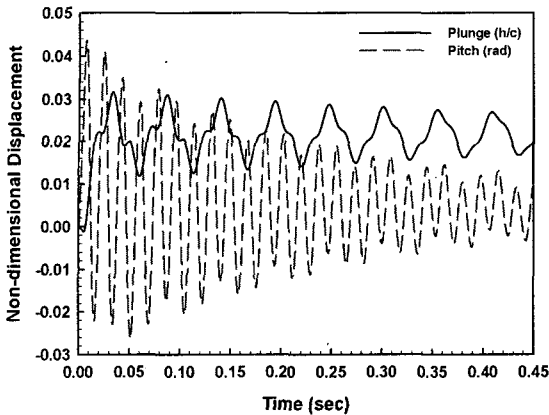
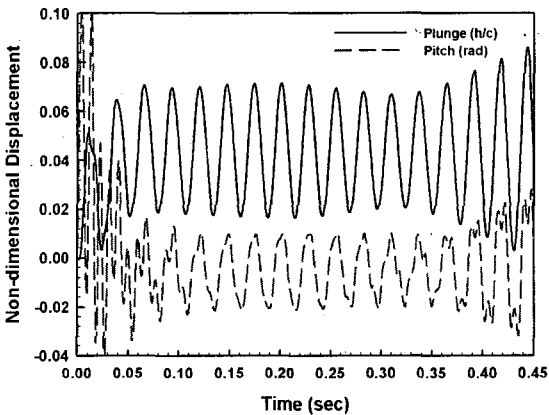


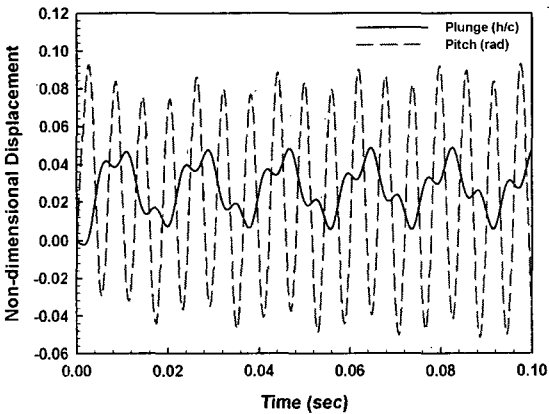
Fig. 4 Comparison of pressure distributions between experimental data and numerical data



(a) Case I



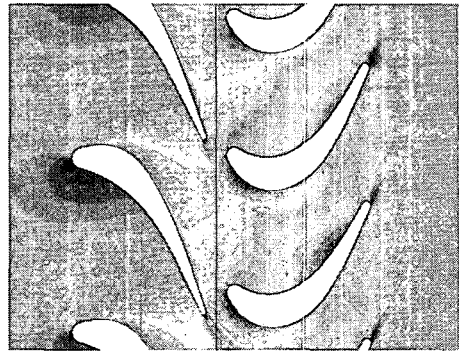
(b) Case II



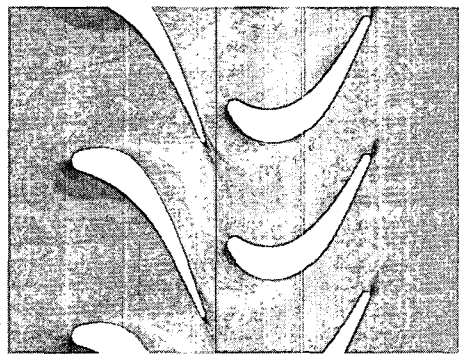
(c) Case III

Fig. 5 Aeroelastic response for rotor cascade operating

것이다. 스테이터에 대한 로터의 상대운동과 로터의 유체유발진동 영향으로 인해 각 시간 스텝에서 서로 다른 마하수 분포 상태를 보이게 된다.



(a) Time = 0.044 (sec)



(b) Time = 0.067 (sec)

Fig. 6 Instantaneous mach contours at different time steps

#### 4. 결 론

이 연구에서는 자체 구축한 해석시스템을 활용하여 고정 스테이터와 회전 로터의 상호간섭, 유동 점성효과 및 각기 다른 위상을 가질 수 있는 캐스케이드 내 익형들의 상대진동 영향을 동시에 고려한 유체유발 진동해석을 국내 최초로 수행하였다. 개발된 해석 시스템을 활용하여 시간영역에서 실제 운용조건에 대한 유체유발 진동특성을 가상으로 시뮬레이션 해 볼 수 있었으며, 전산유체해석 기법이 병합되었기 때문에 익형 상호작용 영향 및 구조변형이나 진동효과가 고려된 내부 유동특성을 성공적으로 가시화 할 수 있었다.

#### 후 기

이 연구는 두산중공업(주)의 연구과제 및 국립경상

대학교 기계항공공학부 NURI사업의 일환으로 수행되었다.

### 참 고 문 헌

- (1) Oh, G. S., 1993, "A Study on Design Technology of Steam Turbine, Research Report by Korea Institute of Machinery and Materials", UCN 070-060M.
- (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.
- (3) Ji, S. and Liu, F., 1999, "Flutter Computation of Turbomachinery Cascades Using a Parallel Unsteady Navier-stokes Code", AIAA Journal, Vol. 37, No. 3, pp. 320~327.
- (4) Weber, S. and Platzler, M. F., 2000, "A Navier-stokes Analysis of the Stall Flutter Characteristics of the Buffum Cascade", Journal of Turbomachinery, Vol. 122, pp. 769~776.
- (5) Gnesin, V., Rzadkowski, R. and Kolodyazhnaya, L., 2000, "A Coupled Fluid-structure Analysis for 3D Flutter in Turbomachines", Proceedings of ASME TurboExpo 2000, 8~11 May, Munich, Germany.
- (6) Doi, H. and Alonso, J., 2002, "Fluid/Structure Coupled Aeroelastic Computations for Transonic Flows in Turbomachinery", Proceedings of ASME Turbo Expo 2002, June 3~6, Amsterdam, The Netherlands.
- (7) Cinnella, P., De Palma, P., Pascazio, C. and Napolitano, M., 2004, "A Numerical Method for Turbomachinery Aeroelasticity", ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 126, pp. 310~316.
- (8) Sanders, A. J., Hassan, K. K. and Rabe, D. C., 2004, "Experimental and Numerical Study of Stall Flutter in a Transonic Low-aspect Ratio Fan, Blisk", ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 126, pp. 166~174.
- (9) Oh, S. W., Kim, D. H. and Park, W., 2006, "Flow-induced Vibration of Transonic Turbine Cascades Considering Viscosity and Shock Wave Effects", Proceedings of the KSNVE Spring Annual Conference, KSNVE06S-26-016.
- (10) Oh, S. W., Kim, D. H. and Park, W., 2006, "Flow-induced Vibration of Transonic Turbine Cascades Considering Viscosity and Shock Wave Effects", Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 16, No. 9, pp. 937~948.
- (11) Kim, D. H. and Lee, I., 1996, "Transonic Flutter Analysis of a Flight Vehicle Wing", The 6th Symposium on Guide Weapon Technology of Korea, pp. 337~346.
- (12) Kim, D. H. and Lee, I., 1998, "Transonic Flutter Analysis for 3D Wing Using Transonic Small Disturbance Equation", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 26, No. 4, pp. 73~82.
- (13) Kim, D. H. and Lee, I., 2000, "Transonic and Low-supersonic Aeroelastic Analysis of a Two-degree-of-freedom Airfoil with a Freeplay Non-linearity", Journal of Sound and Vibration, Vol. 234, No. 5, pp. 859~880.
- (14) Kim, J. Y., Kim, D. H. and Lee, I., 2002, "Planform Curvature Effects on the Stability of Coupled Flow-structure Vibration", Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 12, No. 11, pp. 864~872.
- (15) Kim, D. H., Kwon, H. J., Lee, I. and Paek, S. K., 2003, "Virtual Flutter Test of a Full Configuration Aircraft with Pylon/External Stores", KSAS International Journal, Vol. 4, No. 1, pp. 34~44.
- (16) Kim, D. H., Park, Y. M., Lee I. and Kwon, O. J., 2005, "Nonlinear Aeroelastic Computation of a Wing/Pylon/Finned-store Using Parallel Computing", AIAA Journal, Vol. 43, No. 1, pp. 53~62.
- (17) Fluent Inc., 2003, Fluent 6.1 User's Guide.
- (18) Dring, R. P., Joslyn, H. D., Hardin, L. W. and Wagner, J. H., 1982, "Turbine Rotor-stator Interaction", Journal of Engineering for Power, Vol. 104, pp. 729~742.