

스테이터-로터 상호간섭 및 점성효과를 고려한 캐스케이드의 유체유발 진동해석

Flow-Induced Vibration Analysis for Cascades with Stator-Rotor Interaction and Viscosity Effect

오 세 원* · 김 동 현† · 김 유 성* · 박 응**

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

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, a 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. A fully implicit time marching scheme based on the Newmark direct integration method is used for computing the coupled governing equations of the fluid-structure interaction problem. Detailed FIV responses for different flow conditions are presented with respect to time and vibration characteristics are also physically investigated in the time domain.

1. 서론

터빈은 여러 개의 스테이터(stator)와 로터(rotor)가 1 단을 이루는 다단식으로 구성되어 있다. 크게 고압, 중압, 저압단으로 나누어지는 각 단에서의 압력, 증기의 부피, 유동속도는 상이하다. 고압 및 중압단에서는 고려되지 않는 유체유발 진동 현상이, 대기압 이하의 저압의 증기가 통과하는 저압단에서는 중요한 문제가 된다. 일반적으로 저압단으로 유입되는 증기의 부피량이 크고, 터빈 로터의 길이 또한 상대적으로 다른 단의 로터보다 길어 고유진동수가 낮고, 스테이터-로터 간의 상호작용 및 충격파와 유동박리 현상 등으로 인하여 플러터(flutter)와 같은 급격한 동적 불안정성에 취약해지는 경향이 있다. 터빈 발전기의 운용도중 가동중단 원인의 약 30%는 익형 파손과 관련된

것이다. 터빈 발전기의 가동중단은 막대한 경제적 손실 및 신뢰성 하락 등의 문제를 야기시킬 수 있다. 터빈내부의 유동특성 파악 및 동적 불안정성 발생여부 등의 판정을 위해 실험에 의존할 경우 익형의 가공, 복잡한 실험장치의 구성 등으로 많은 경비와 시간이 소요되므로 고성능 수치해석 기술을 활용한 유동해석 및 가상 유체유발 진동해석이 필요하다. 내부유동장(internal flow field)에서의 터빈 로터에 대한 유체유발 진동해석은 고난위도의 해석기법으로, 선진국에서도 비교적 최근에 와서야 활발한 연구가 진행되고 있는 실정이다[1-7]. 국내의 경우는 캐스케이드를 구성한 익형간 상호작용과 충격파 및 점성효과를 동시에 고려한 유체유발진동(Flow-Induced Vibration, FIV)해석 연구가 최초로 수행된 사례가 있다[8-9]. 하지만, 기존 연구사례들을 보면 대부분의 선행연구들은 스테이터와 로터간의 간섭효과를 고려하지 않은 단일 익형에 대한 연구였다. 실제적인 터빈내의 유동장은 로터의 상대운동으로 인해 스테이터로부터 발생하는 후류(wake)와 로터열간의 상호간섭, 상대적으로 뾰족한 형상을 가지는 익형끝단(tailing edge)에서부터 발생되어 나가는 볼텍스 영향과 로터의 상대운동으로 인한 포텐셜(potential)효과 등이 강하

† 정희원, 국립경상대학교 기계항공공학부
및 항공기부품기술연구소
E-mail : dhk@gsnu.ac.kr
Tel : (055) 751-6125, Fax : (055) 755-2081

* 정희원, 국립경상대학교 기계항공공학부 대학원

** 두산중공업(주) 기술연구원

게 나타날 수 있다. 따라서 실제 운용환경에 대한 정교한 유체유발 진동해석을 위해서는 스테이터와 로터간의 상호작용 영향을 고려할 수 있는 것이 중요한 문제가 된다.

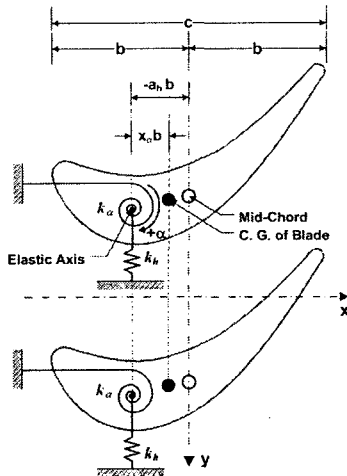


Fig. 1 Cascade airfoil model with two-degrees-of-freedom

본 연구에서는 장기간의 관련 연구와 노하우[8-15]를 바탕으로 스테이터와 로터간의 상호간섭을 고려한 캐스케이드 유체유발 통합해석 시스템을 국내 최초로 구축하였다. 구축된 해석 시스템은 각각의 로터 진동변형 효과를 스테이터와 로터의 상호간섭 영향이 고려된 비정상 유동해석에 반영하여 매우 정교한 유체유발 진동해석을 수행할 수 있다. 또한 복잡한 모델링 문제와 다양한 수치불안정이 존재할 수 있는 스테이터-로터 상호간섭형상에 대해 유동점성 및 격자변형 효과를 고려한 유체유발 진동안정성 해석을 국내 최초로 수행하였다. 서로 다른 유동조건에 대해 물리적인 진동 응답 결과를 제시하였으며, 안정성 및 진동 특성을 고찰하였다

2. 이론적 배경

2.1 2 자유도계 유체/구조 연계

Fig.1 은 본 유체유발 진동해석 연구에 적용된 피치 (pitch)와 플런지(plunge) 자유도를 갖는 2 자유도계 캐스케이드에 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, a 와 h 는 탄성축 위치에서의 플런지(아래 방향이 +)와 피치(시계방향이 +) 변위를, g_h 와 g_α 는 플런지와 피치 방향에 대한 구조감쇠를, k_h 와 k_α 는 플런지와 피치에 대한 탄성축에서의 스프링 강성을, $S_\alpha = mx_{c.g.} = \int x \rho dx$ 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 유동박리가 고려되는 비정상 점성 유동과 천음속 영역에서의 충격파의 영향으로 인해 구조진동 변위 및 속도에 대해 공력 비선형특성을 보이게 되며, 동시에 진동변위 및 속도응답과 함께 시간에 대해 지속적으로 되먹임(feedback) 되기 때문이다.

2 자유도계 유체/구조 연계운동방정식 식(1)을 정리하면 다음과 같이 행렬형태로 쓸 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.

$$\begin{aligned} \omega_h &= \sqrt{\frac{k_h}{m}}, & \omega_\alpha &= \sqrt{\frac{k_\alpha}{I_\alpha}} \\ r_\alpha &= \sqrt{\frac{I_\alpha}{mb^2}}, & x_\alpha &= \frac{S_\alpha}{bm} \\ \zeta_h &= \frac{g_h}{2} \sqrt{mk_h}, & \zeta_\alpha &= \frac{g_\alpha}{2} \sqrt{I_\alpha k_\alpha} \end{aligned} \quad (3)$$

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

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

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

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

여기서, α 와 δ 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 유효하중 벡터(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 매시간 수행되게 된다.

$$\begin{aligned} [\hat{K}] &= [K] + a_0[M] + a_1[C] \\ \{\hat{F}\}_{t+\Delta t} &= \{F\}_{t+\Delta t} + [M](a_0\{u\}_t + a_2\{\dot{u}\}_t + a_3\{\ddot{u}\}_t) \\ &\quad + [C](a_1\{u\}_t + a_4\{\dot{u}\}_t + a_5\{\ddot{u}\}_t) \end{aligned}$$

여기서, a_i 계수는 다음과 같이 정의한다.

$$\begin{aligned} a_0 &= \frac{1}{\alpha \Delta t^2}, & a_1 &= \frac{\delta}{\alpha \Delta t}, & a_2 &= \frac{1}{\alpha \Delta t} \\ a_3 &= \frac{1}{2\alpha} - 1, & a_4 &= \frac{\delta}{\alpha} - 1, & a_5 &= \frac{\Delta t}{2} \left(\frac{\delta}{\alpha} - 2 \right) \\ a_6 &= \Delta t(1 - \delta), & a_7 &= \delta \Delta t \end{aligned}$$

본 연구에서는 수치안정성을 위해 매개변수인 $\alpha=0.25$, $\delta=0.5$ 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 점성 유동해석

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

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

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

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F_i}{\partial x_i} = \frac{\partial G_i}{\partial x_i} + R \quad (11)$$

여기서,

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

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

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

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

전산유체해석(computational fluid dynamics, CFD)에서는 편미분 지배 방정식을 공간 이산화와 시간 이산화를 통해서 연립 대수 방정식으로 변화시켜 해를 구하게 된다. 본 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)를 적용하였다. 또한 시간이산화를 위해서는 부가적인 인공 점성항을 사용하지 않아도 충격파 주위에서 수치적인 진동진동 없이 안정된 해를 구해주는 풍상 차분법(upwind scheme)을 적용하였다. 본 연구에서는 N/S 해석을 위해 1 차 방정식 난류모델인 Spalart-Allmaras(S-A)와 2 차 방정식 난류모델인 SST $k-\omega$ 모델이 적용되었다. 본 연구에서는 유체유발 진동해석을 위한 비정상 유동해석에 Fluent(ver.6.2)를 적용하였다.

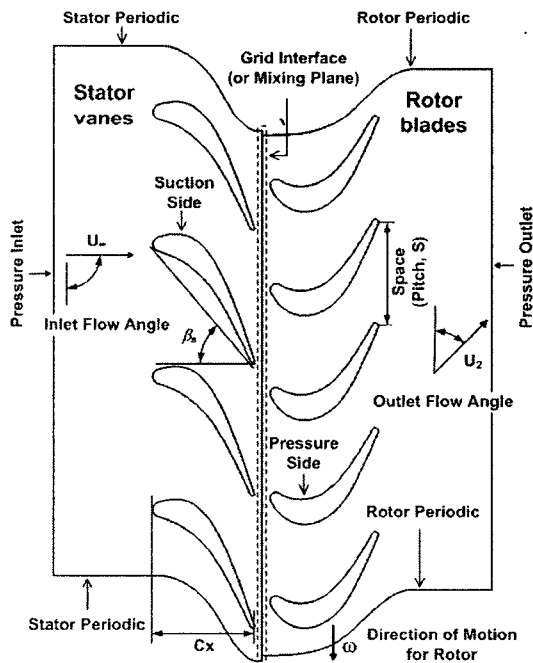


Fig.2 Boundary conditions and schematic view of stator-rotor configuration

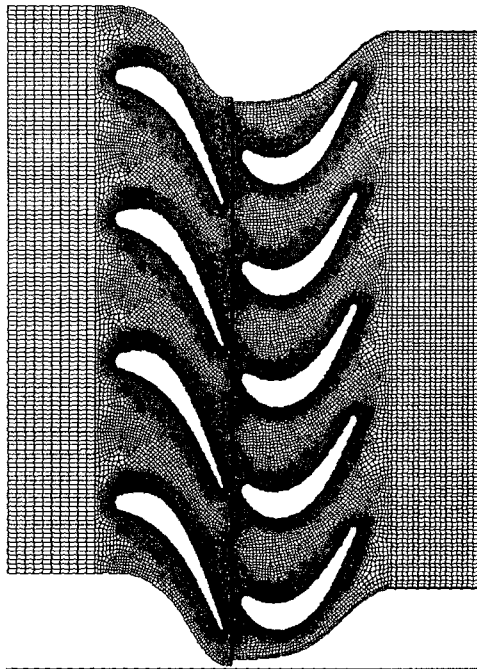
2.3 경계조건 처리 기법

Fig.2 는 스테이터와 로터 시스템에 대한 개념 및비정상 유동해석 경계조건(Boundary condition)을 보여주고 있다. 스테이터와 로터의 상대운동은 2

가지 다른 개념으로 적용될 수 있다. 첫 번째는 실제로 로터부의 격자 전체를 이동시키는 Sliding mesh 기법이다. 이 경우에는 스테이터와 로터간의 인터페이스(interface)를 모델링 하기 위해 스테이터의 출구와 로터의 입구를 interface 경계조건으로 처리하였다. 두 번째는 격자를 이동시키지 않고 좌표계를 이동시키는 multiple reference frame (MRF) 기법이다. 이 경우는 mixing plane 기법이 도입되고, 스테이터 인터페이스는 압력출구(pressure outlet), 로터 인터페이스는 압력입구(pressure inlet)로 설정된다. 또한 각 반복계산 단계마다 mixing plane 에서 스테이터의 압력출구와 로터의 압력입구 유동값들은 평균값으로 처리된다. 스테이터와 로터 유동영역(fluid zone)의 위, 아래 경계면에는 주기경계(periodic boundary) 조건을 부여하였다.

3. 해석 결과 및 검토

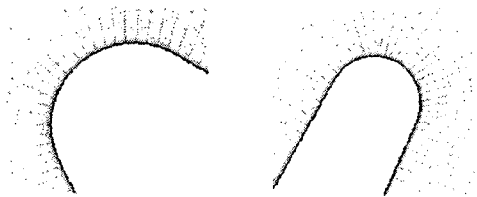
본 연구에 적용된 모델은 Dring[16] 등에 의해 1982 년 United Technologies Research Center(UTRC) 에서 실험된 Large Scale Rotating Rig(LSRR) 단일단(single stage), 축류터빈(axial turbine)이다. 실험에서는 스테이터열에 22 개의 에어포일, 로터열에 28 개의 에어포일로 구성되어 있지만, 본 연구에서는 스테이터 4 개, 로터 5 개를 고려하여 비정상 유동해석 및 유체유발 진동해석을 수행하였다. 또한 스테이터와 로터간의 축간격은 평균 축방향시위의 15%인 경우를 고려하였다. 기하학적 형상 및 유동조건은 축방향 시위길이 0.1506 m, 피치(S)/축방향시위 비 1.30, 엇갈림각(stagger angle, β_s) 49.5°, 입구에서의 유동각(β_1)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 Pa 이고, 전온도(total temperature)는 289 K 이다. 출구에서의 정압은 97,845 Pa, 로터의 속도는 29.31 m/s 로 설정하였다. 유동장은 스테이터의 축방향 시위를 기준으로 무차원화하여 레이놀즈수는 2.446×10^5 이다. 비정상 유동해석 및 유체유발진동해석을 위한 시간스텝(time step)은 한 주기 동안 50 번의 시간스텝을 가지도록 0.00013365 sec 로 설정하였다. sub-iteration 은 50, CFL 수는 1 을 적용하였다.



(a) Full view



(b) Stator leading & trailing edges

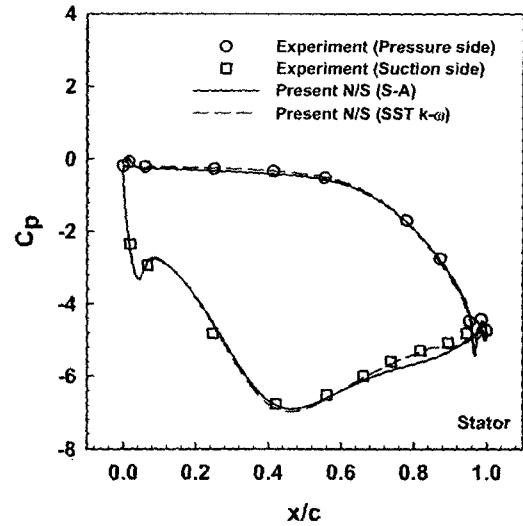


(c) Rotor leading & trailing edges

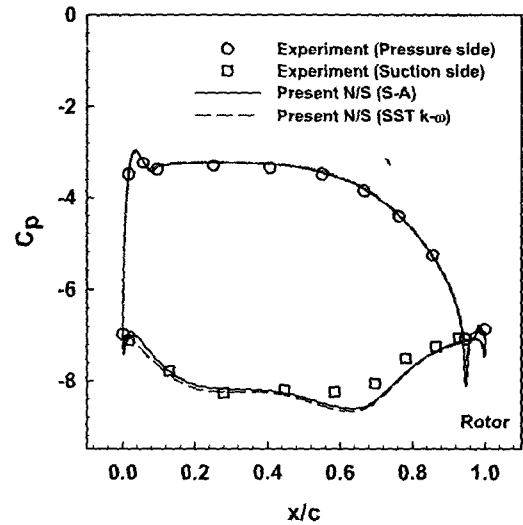
Fig.3 Computational N/S grid for unsteady and FIV solution

Fig.3 은 N/S 유동해석에 사용된 격자계를 보여주고 있다. 스테이터 표면에서의 격자 수는 292 개, 로터 표면에서의 격자 수는 320 개이고, 총 셀 수는 112,981 개이다. 경계층은 y^+ 가 평균 1 이하가 되도록 생성하였다. O-type 으로 로터 부근의 경계층 격자 생성 시 에어포일 면에 수직인 방향으로의 격자 개수 및 첫 번째 격자의 위치에 따라 로터의 시간 평균(time-averaged) 압력계수 및 진폭(amplitude) 압력계수 분포에 다소 차이를 보일 수 있음을 경험하였다. 본 연구에서는 몇 가지 유동해석 격자

에 대해 수치실험을 수행한 후 이후의 계산에서는 실험 결과와 가장 유사한 결과를 제시하는 격자계를 활용하였다.



(a) Stator



(b) Rotor

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

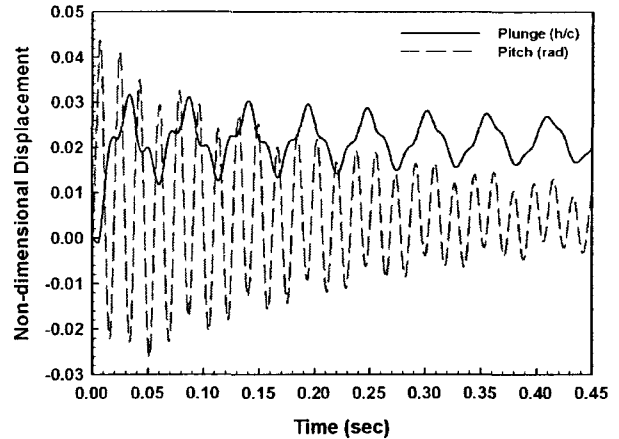
Fig.4 는 moving mesh 기법과 Spalart-Allmaras 및 SST $k-\omega$ 난류모델이 적용된 N/S 해석을 통해 계산된 시간평균 압력계수 분포를 실험결과와 비교한 것이다. S-A 난류모델과 SST $k-\omega$ 난류모델의 결과 모두 실험 데이터와 잘 일치하는 결과를 보이고 있다. Intel(R) Pentium(R) 3.2GHz, 2GB RAM 을 사용하여 계산을 수행한 경우, S-A 난류모델은 시간스텝당 85 초, SST $k-\omega$ 난류모델은 시간스텝

당 120 초가 소요되었다. 본 비교에서 적용된 시간 평균 압력계수 C_p 의 정의는 다음과 같다.

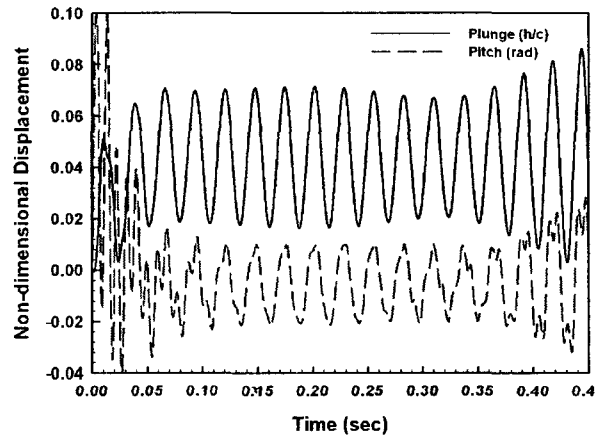
$$C_p = \frac{p_{avg} - (p_t)_{inlet}}{\frac{1}{2} \rho_{inlet} \omega^2} \quad (12)$$

여기서, p_{avg} 는 에어포일 표면에서 한 주기동안에 평균을 취한 정압, $(p_t)_{inlet}$ 는 스테이터 입구에서의 전압력의 평균치, ρ_{inlet} 은 스테이터 입구에서의 평균밀도, ω 는 로터의 속도를 의미한다.

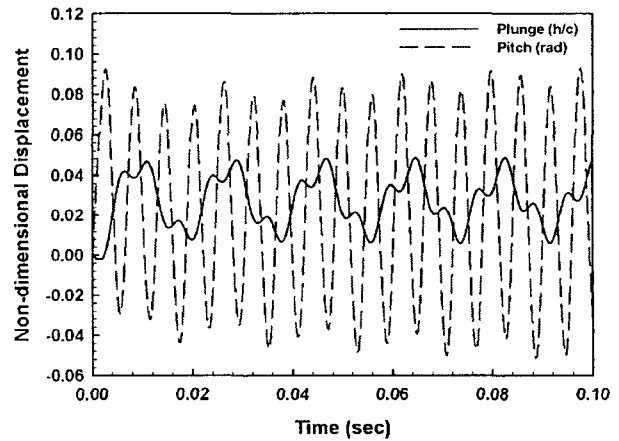
본 연구에서 개발한 충격과 및 점성효과를 고려한 유체/구조연계 해석 시스템의 검증 결과들은 참고문헌[8]에 상세히 제시되어 있다. 본 연구에 적용된 2 자유도계 유체유발 진동 시스템에 대한 주요 매개변수들은 $x_\alpha = 0.2$, $r_\alpha = 0.4$, $\bar{\omega} = 0.4$, $\mu = 300$ 이다. 또한 계산의 효율성을 위해 비정상 공력해석 시 MRF 기법이 적용되었다. Fig.5는 스테이터와 로터의 상호간섭 효과가 있는 경우에 대한 결과로 시간영역에서 물리적인 유체유발 진동응답을 보여주고 있다. Fig.5(a)는 비정상 공력해석에 사용된 유동조건과 같은 조건에 대한 응답 결과이다. 이 조건에서는 시간이 경과 함에 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/s 인 유동조건에서의 응답을 보여주고 있다. 이 경우는 초기에는 진폭의 제한주기운동 특성을 보이다가 이후에 발산응답특성을 보인다. 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/s 인 유동조건에서의 응답을 보여주고 있다. 이 조건에서는 입구에서의 아음속 유동이 터빈 내부에서 천음속 유동으로 변하면서 초기부터 플러지 자유도 및 피치자유도의 진동응답이 불안정해지는 특성을 확인 할 수 있다. Fig.6은 Case III 유동조건으로 유체유발 진동해석을 수행한 경우 터빈내부의 순간 마하 수 분포를 나타낸 것이다. 스테이터에 대한 로터의 상대운동과 로터의 유체유발 진동으로 인해 마하 수 분포가 상의하게 변동되는 것을 확인할 수 있다.



(a) Case I



(b) Case II



(c) Case III

Fig.5 Aeroelastic response for rotor cascade operating

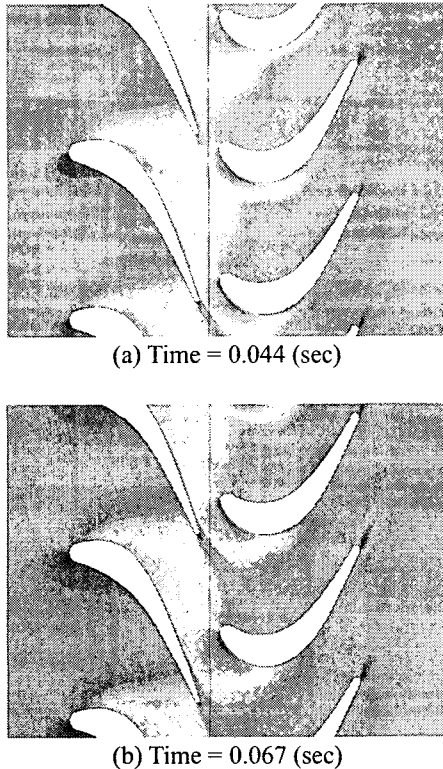


Fig.5 Instantaneous mach contours around stator-rotor configuration

4. 결론

본 연구에서는 자체 구축한 해석시스템을 활용하여 고정 스테이터와 회전 로터의 상호간섭, 유동 점성효과 및 각기 다른 위상을 가질 수 있는 캐스케이드내 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, 전산유체 해석 기법이 병합되었기 때문에 익형 상호작용 영향 및 구조변형 이나 진동효과가 고려된 내부 유동특성을 가시화 할 수 있었다.

후 기

본 연구는 두산중공업(주)의 연구과제 및 국립경상대학교 기계항공공학부 NURI 및 2 단계 BK 사업의 일환으로 수행되었다.

참고문헌

- [1] 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.
- [2] Ji, S., Liu, F., "Flutter Computation of Turbomachinery Cascades Using a Parallel Unsteady Navier-Stokes Code," AIAA Journal, Vol. 37, No. 3, , 1999, pp. 320~327.
- [3] Weber, S., Platzer, M. F., "A Navier-Stokes Analysis of the Stall Flutter Characteristics of the Buffum Cascade," Journal of Turbomachinery, Vol. 122, 2000, pp. 769~776.
- [4] Gnesin, V., Rzadkowski, R., and Kolodyazhnaya, L., "A Coupled Fluid-Structure Analysis for 3D Flutter in Turbomachines," Proceedings of ASME TurboExpo 2000, 8~11 May, Munich, Germany.
- [5] Doi, H., Alonso, J., "Fluid/Structure Coupled Aeroelastic Computations for Transonic Flows in Turbomachinery," Proceedings of ASME Turbo Expo 2002, June 3~6, 2002, Amsterdam, The Netherlands.
- [6] Cinnella, P., De Palma, P., Pascasio, C. and Napolitano, M., "A Numerical Method for Turbomachinery Aeroelasticity," ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 126, 2004, pp. 310~316.
- [7] Sanders, A. J., Hassan, K. K. and Rabe, D. C., "Experimental and Numerical Study of Stall Flutter in a Transonic Low-Aspect Ratio Fan, Blisk," ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 126, 2004, pp. 166~174.
- [8] 오세원, 김동현, 박 응, "점성 및 충격과 효과를 고려한 천음속 터빈 캐스케이드의 유체유발 진동해석", 한국소음진동공학회 논문초록집, 2006.5.
- [9] 오세원, 김동현, 박응, "점성 및 충격과 효과를 고려한 천음속 터빈 캐스케이드의 유체유발진동해석", 한국소음진동공학회지, 2006년 (게재 예정).
- [10] 김동현, 이 인, "비행체 날개의 천음속 플러터 해석", 제 6차 유도무기학술대회, 국방과학연구소, 1996.
- [11] 김동현, 이 인, "미소교란 방정식을 이용한 3 차원 항공기 날개의 천음속 플러터 해석", 한국항공우주학회지, 제 26 권, 제 7 호, 1998, pp. 85~95.
- [12] Kim, D. H. and Lee, I., "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, 2000, pp. 859-880.
- [13] 김종윤, 김동현, 이 인, "면내 곡률이 천음속 및 초음속 유체/구조 연계 진동안정성에 미치는 영향", 한국소음진동공학회지, 제 12 권, 11 호, 2002, pp. 864~872.
- [14] Kim, D. H., Kwon, H. J., Lee, I., and Paek, S. K., "Virtual Flutter Test of a Full Configuration Aircraft with Pylon/External Stores," KSAS International Journal, Vol.4, No.1, 2003, pp. 34-44.
- [15] Kim, D. H., Park, Y. M., Lee I. and Kwon, O. J., "Nonlinear Aeroelastic Computation of a Wing/Pylon/Finned-Store Using Parallel Computing," AIAA Journal, Vol. 43, No. 1, 2005, pp.53-62.
- [16] Dring, R. P., Joslyn, H. D., Hardin, L. W. Wagner, J. H. "Turbine Rotor-Stator Interaction", Journal of Engineering for Power, Vol. 104, 1982, pp.729~742.