

점성 및 충격파 효과를 고려한 천음속 터빈 캐스케이드의 유체유발 진동해석

Flow-Induced Vibration of Transonic Turbine Cascades Considering Viscosity and Shock Wave Effects

오 세 원* · 김 동 현† · 박 응**
Se-Won Oh, Dong-Hyun Kim and Oung Park

Key Words : Fluid-Structure Interaction(유체/구조 상호작용), Flow-Induced Vibration(유체유발진동), Transonic Cascade(천음속 익렬), Dynamic Moving Grid(동적이동격자), Flutter(플러터), Coupled-Time Integration Method(연계시간적분법)

ABSTRACT

In this study, a fluid/structure coupled analysis system for simulating complex flow-induced vibration (FIV) phenomenon of cascades has been developed. The flow is modeled using Euler and Navier-Stokes equations with different turbulent models. The fluid domains are modeled using the unstructured grid system with dynamic deformations due to the motion of structural boundary. The Spalart-Allmaras (S-A) and the SST $k-\omega$ turbulent models are used to predict the transonic turbulent flows. A fully implicit time marching scheme based on the Newmark direct integration method is used in order to solve the coupled governing equations for viscous flow-induced vibration phenomena. For the purpose of validation for the developed FIV analysis system, comparison results for computational analyses of steady and unsteady aerodynamics and flutter analyses are presented in the transonic flow region. In addition, flow-induced vibration analyses for the isolated cascade and multi-blades cascade models have been conducted to show the physical fluid-structure interaction effects in the time domain.

1. 서론

일반적으로 고압(high pressure), 중압(intermediate pressure) 및 저압(low pressure) 단(stage)으로 구성된 스팀터빈(steam turbine)에서 저압터빈에는 상당한 팽창을 거친 증기가 유입된다. 이렇게 팽창된 증기로 인해 터빈의 출력을 증가시키기 위해서는 후단으로 갈수록 증기 통로가 커져야 하며, 결국 최종단 회전익(last stage blade)의 길이가 가장 길어지게 된다. 회전익의 길이가 길어지게 되면 고속으로 회전하는 회전익의 끝단(tip) 영역에서는 접선방향으로의 속도가 매우 빨라서 음속에 가까워지거나 음속보다 커지게 될 수 있다. 이렇게 고속으로 회전하는 회전익의 상대속도 차이 때문에

터빈 내부에는 아음속, 천음속 및 초음속 흐름이 혼합된 불균일한 유동이 발생할 수 있으며, 회전과 진동의 영향이 비정상성을 야기시켜 매우 복잡한 유동장이 형성되게 된다. 이런 이유로 대형 터빈 설계에서는 비정상유동과 회전익간의 상호작용으로 인한 버펫팅(buffeting) 또는 스톨플러터(stall flutter) 현상에 기인되어 발생 가능한 심각한 동적 불안정(dynamic instability) 현상의 파악은 매우 중요한 연구주제가 된다. 또한 유동 점성효과, 충격파 및 구조진동 효과를 동시에 고려한 해석시스템의 개발은 터빈 회전익 설계에 있어 매우 중요한 기술적 과제가 된다. 대형 터빈의 경우 비정상 유동과 탄성체인 회전익의 상호작용을 무시하고 회전익을 강체(rigid)로만 고려하여 터빈내의 유동 해석을 수행할 경우, 유체/구조 상호작용(fluid-structure interaction)으로 발생하는 실제 복잡한 터빈내의 유동특성 파악에 오류가 있을 수 있다.

본 연구와 관련된 기존 연구사례를 살펴보면, 우선 1999년 Ready 등⁽¹⁾은 2차원 선형화된 Euler 코드를 이용하여 주파수영역에서 캐스케이드(cascade) 형상에 대한 플러터 해석을 효율적으로 수행하였다. Ji 등⁽²⁾은 비정상 Navier-Stokes(N/S) 코

† 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

드를 이용하여 단일 유로와 다중 유로영역에 대한 캐스케이드 Flutter 해석을 수행하였다. 2000년 Stefan 등⁽³⁾은 준 3차원 N/S 코드를 이용하여 2차원 Buffum 캐스케이드에 대한 스톨플러터 해석을 수행하였다. 2000년에는 Gnesin 등⁽⁴⁾에 의해 3차원 Euler 코드를 이용한 회전익 한 개에 대한 플러터 해석이 수행되었다. 2002년 Doi 등⁽⁵⁾은 3차원 회전익 한 개에 대해 N/S 코드를 연계한 플러터 해석을 수행하였다. 2004년 Cinnella 등⁽⁶⁾은 1단 캐스케이드에 대해 Baldwin-Lomax 와 Spalart-Allmaras 난류모델을 이용하여 공탄성(aeroelasticity) 해석을 수행하였다. 2004년 Sanders 등⁽⁷⁾은 3차원 N/S 코드를 이용하여, $k-\omega$ 난류모델에 대한 1단 회전익에 대한 플러터 해석을 수행하였다. 기존의 연구사례에서 알 수 있듯이 터빈 캐스케이드에 대한 유체유발진동 해석은 해석의 어려움 때문에 선진국에서도 비교적 최근에 와서야 활발한 연구가 진행되고 있는 실정이며, 국내에서는 아직까지 관련 연구가 부족한 실정이며, 캐스케이드 형상에 대한 정상 및 비정상 유동해석 연구^(8,9)를 제외하고는 아직까지 유동점성 및 충격과 효과를 동시에 고려하여 유체유발진동 해석을 수행한 사례는 없는 것으로 조사되었다.

따라서 본 연구에서는 장기간의 관련 연구경험⁽¹⁰⁻¹⁵⁾과 노하우를 바탕으로 유동점성, 충격과 효과, 동적 이동격자 개념, 구조변형 및 진동 영향을 포함한 2차원 다중 에어포일의 유체유발 통합해석 시스템을 자체적으로 구축하였다. 시스템 구축에 필요한 대부분의 프로그램들은 자체적으로 개발한 소스코드로 구성되어 있으며, 비정상 유동해석 부분은 자체개발 코드 및 상용 유동해석 프로그램과 연계할 수 있도록 되어 있다. 본 연구에서는 비정상 유동해석을 위해 상용 프로그램인 Fluent (Ver.6.2)를 활용하였으며, 자체 작성한 소스 프로그램들을 연동하여 캐스케이드를 구성하는 각각의 에어포일 진동변형 효과가 실시간으로 유동해석에 반영될 수 있도록 하였다. 본 연구에서 개발된 해석프로그램의 검증을 위해 기존에 해석 결과 및 실험 결과가 제시되어 있는 모델에 대한 비교를 수행하였다. 또한 개발된 해석시스템을 활용하여 점성효과를 고려하여 다수의 에어포일로 구성된 천음속 캐스케이드 형상에 대한 유체유발진동 해석을 시간영역에서 국내 최초로 수행하였다.

2. 이론적 배경

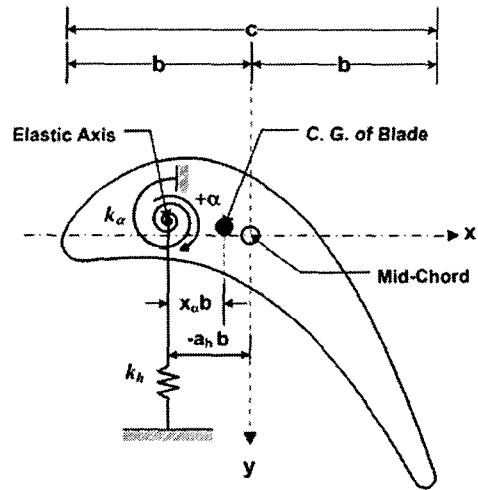


Fig. 1 Typical cascade airfoil model with two-degrees-of-freedom

2.1 2자유도계 유체/구조 연계해석

Fig.1은 유체유발진동 해석 연구를 위해 피치(pitch)와 플런지(plunge) 자유도를 갖는 전형적인 2자유도계 에어포일 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 α 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, $S_\alpha = m x_{c.g.} = \int x \rho dx$ 는 피치 축에 대한 단위 폭당 정적모멘트(static moment)를, $I_\alpha = \int x^2 \rho dx$ 는 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.

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

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

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

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

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

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

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

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.

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

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

여기서, a_i 계수는 다음과 같이 정의한다.

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

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

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

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.

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

여기서, \vec{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,

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

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

$$p = (\gamma-1)\rho \left(e - \frac{|\vec{u}|^2}{2} \right)$$

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

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.

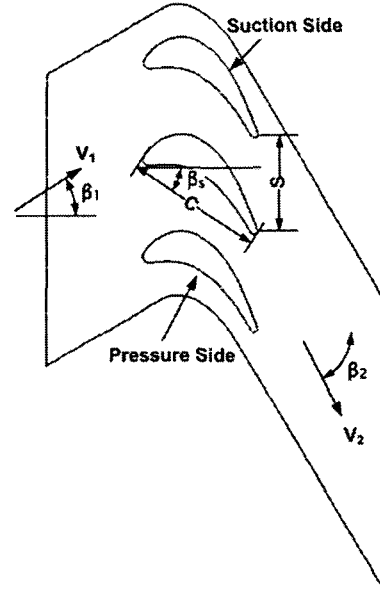
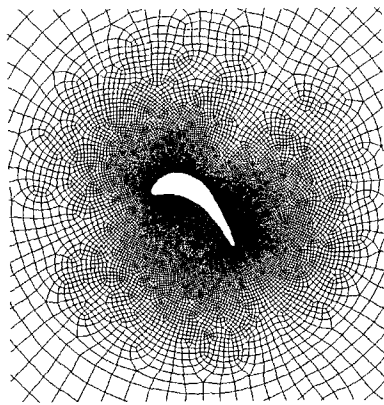


Fig.2 Schematic view of the VKI turbine cascade model

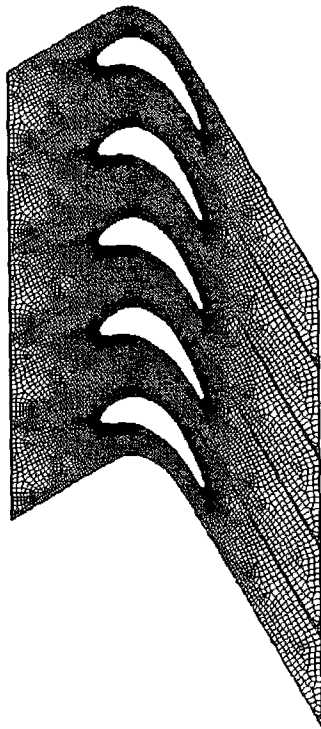
3. 해석 결과 및 검토

3.1 VKI 회전의 정상상태 유동해석

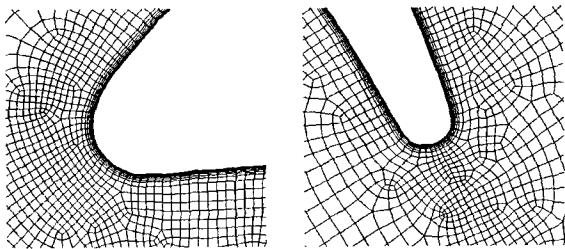
Fig.2 는 본 연구에서 고려한 대표적인 천음속 케이스케이드 형상인 VKI 모델의 형상정보를 보여주고 있다. 이 모델에 대한 실험은 Kiock 등⁽¹⁶⁾이 유럽의 4 개 풍동에서 각각 수행하였으며, 그 결과를 공동으로 발표한 사례가 있다. 본 연구에서는 4 개의 풍동 중 Braunschweig(BS) 풍동에서 얻은 결과를 해석결과와 비교 하였다. 케이스케이드의 기하학적 형상조건은 피치(S)/코드(C)비(solidity)는 0.71, 시위(chord) 길이는 0.1m, 잇갈림각(stagger angle, β_s)이 33.3°, 입구에서의 유동각(β_1)은 30.0°, 출구에서의 유동각(β_2)은 67.8°로 정의된다. Fig.3 은 유동해석에 사용된 격자계를 보여주고 있다. Fig.3(a)는 단일 회전익에 대한 외부유동(external flow) 조건에서의 유체유발 진동 해석을 위한 격자계로, 에어포일 표면에서의 격자 수는 300 개, 셀 수는 16,971 개이다. Fig.3(b)는 케이스케이드 형상에 대한 내부유동(internal flow) 영역인 터빈 내부에서의 정상공력 해석 및 유체유발 진동 해석을 위한 정렬격자(structural grid)와 비정렬 격자가 혼합된 복합 격자계를 보여주고 있다. 에어포일 표면에서의 격자 수는 300 개이며, 셀 수는 40,790 개이다. Figs.3(c)-(d)는 점성유동 해석을 위한 회전익의 앞전(leading edge)과 뒷전(trailing edge) 부근에서의 격자형태를 보여준다. 물체 표면에서 첫 번째 격자의 거리는 시위의 0.0005 배를 적용하였다.



(a) Grid for isolated blade



(b) Grid for N/S solution



(c) Leading edge

(d) Trailing edge

Fig.3 Computational grid for steady and FIV solution

Fig.4 는 VKI 모델에 대해 전산유동해석 마하수 분포와 실험적 Schlieren 사진을 상호 비교한 것이다. Schlieren 사진에는 뒷전(trailing edge)에서 주 흐

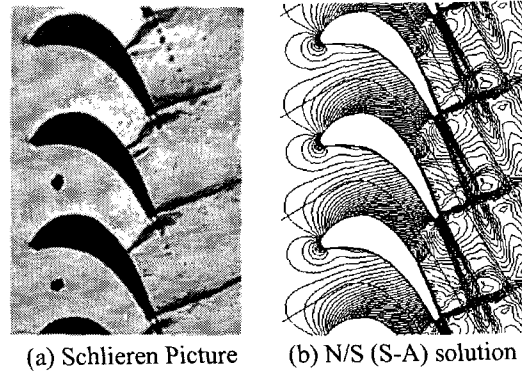


Fig.4 Comparison of Mach number contours ($M_{2,is} = 1.001$)

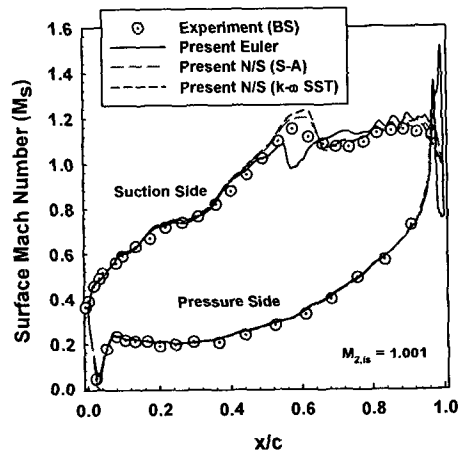


Fig.5 Surface Mach number distributions ($M_{2,is} = 1.001$)

름방향으로 약한 충격파와 주 흐름방향에 수직하게 양방향으로 충격파가 발생하는 모습을 보여준다. 해석결과와 비교해 볼 때 뒷전에서의 충격파 현상은 실험 결과와 매우 유사하게 예측하지만 참고문헌[8,9]의 해석결과와 유사하게 에어포일 흡입면(suction side) 중간 지점에서 충격파는 보다 약하게 예측하고 있다. Fig.5 는 케스케이드 형상에 대한 유동해석 검증을 위해 VKI 회전익의 유동조건인 이상출구 마하수(Mach number) 1.001 에서의 Euler 해석과 Spalart-Allmaras 및 SST $k-\omega$ 난류모델이 적용된 N/S 해석을 통해 계산된 표면 마하수 분포를 실험결과와 비교한 것이다. 본 연구에서 적용된 물체면 표면에서의 마하수는 다음과 같이 정의한다.

$$M_s = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left[\left(\frac{p}{p_T} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]} \quad (12)$$

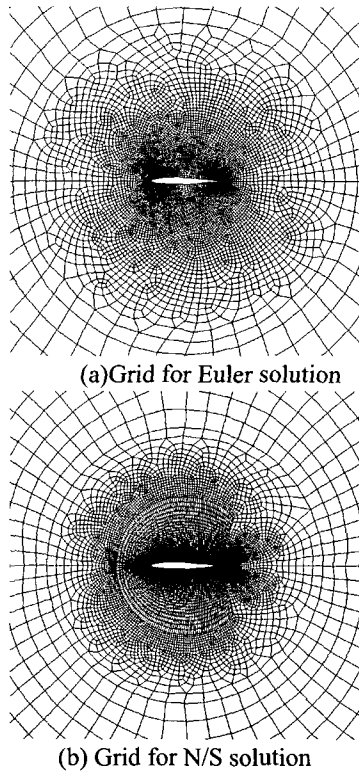


Fig.6 Computational grid for NACA 64A010 airfoil

여기서, ρ 는 비열비, p_t 는 입구에서의 전압력(total pressure), p 는 에어포일 표면에서의 정압력(static pressure)을 의미한다. 에어포일 흡입면 40%C 위치에서, 입구에서의 아음속 유동이 초음속유동으로 변하는 것을 알 수 있다. 또한 Fig.4 에서 볼 수 있는 바와 같이 뒷전에서 주 흐름방향에 수직하게 생성된 충격파에 의해 흡입면의 60%C 부근에서 마하수의 피크 값이 존재하는 것을 알 수 있다. 또한 유동점성 효과를 고려한 N/S 해석 결과가 Euler 해석보다 실험결과를 더욱 잘 예측하는 결과를 나타내고 있다. 이는 N/S 해석이 점성효과에 의해 회전익에서 발생된 충격파를 더욱 정확하게 예측한다는 것을 의미한다. 또한 서로 다른 난류 모델인 S-A 모델과 SST $k-\omega$ 모델에 대한 해석결과가 거의 유사한 경향을 보임을 알 수 있다. 참고로 동일한 계산격자에 대해 SST $k-\omega$ 난류모델에 의한 계산시간은 S-A 난류모델에 비해 약 1.5 배 이상 소요됨을 경험하였다.

3.2 단일 에어포일 형상에 대한 해석

본 연구에서 개발한 유체/구조연계 해석 프로그램의 검증을 위해, 기존에 수치해석 및 실험치가

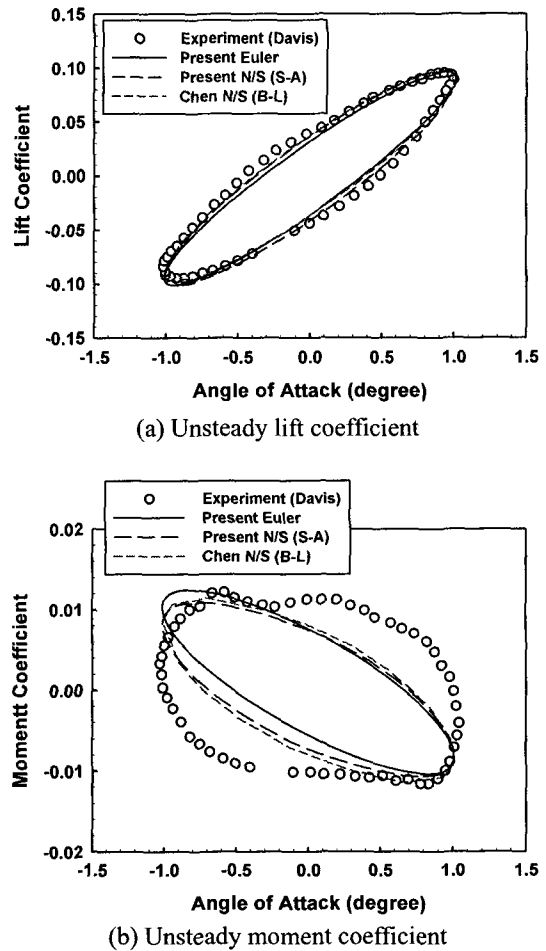


Fig.7 Comparison of unsteady coefficients due to NACA 64A010 airfoil pitching motion

제시되어 있는 단순한 에어포일 형상에 대한 강제 피칭운동을 부여한 경우와 2 자유도계 공탄성 모델에 비교를 수행 하였다. Fig.6 은 본 연구에 적용된 NACA 64A010 에어포일 형상에 대한 Euler 해석용 격자계(Fig.6(a))와 N/S 해석용 격자계(Fig.6(b))를 보여주고 있다. Euler 해석을 위한 격자계는 에어포일 표면에서의 격자 수가 140 개, 셀 수는 9,133 개이다. N/S 해석을 위한 격자계는 에어포일 표면에서의 격자 수가 180 개, 셀 수는 18,181 개이며, 에어포일 벽에서의 첫 번째 격자의 거리는 에어포일 시위 길이의 0.0001 배를 부가하였다. Fig.7 은 강제 피칭운동이 부여된 에어포일의 Euler 및 N/S 계산결과 및 실험결과⁽¹⁷⁾를 비교하여 나타낸 것이다. 격자가 조밀하게 밀집되어 있는 반지름이 에어포일 시위의 2 배인 내부의 원형부분과 에어포일이 동시에 에어포일의 1/4 시위를 기준으로, $\alpha(t) = 0^\circ + 1.01^\circ \times \sin(\omega t)$ 로 피칭운동을

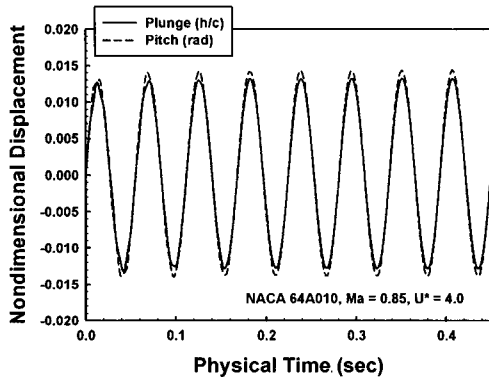


Fig.8 Neutral aeroelastic response predicted by Euler solver for NACA 64A010

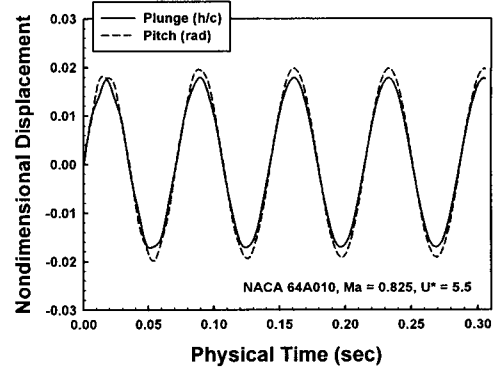


Fig.10 Neutral aeroelastic response predicted by N/S solver for NACA 64A010

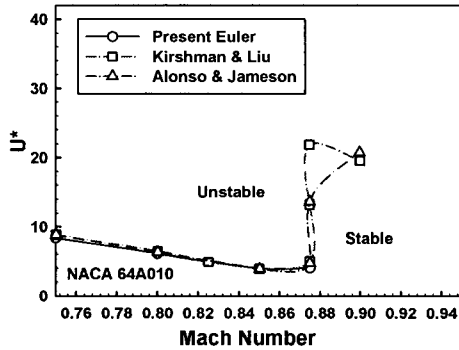


Fig.9 Euler flutter boundaries for NACA 64A010

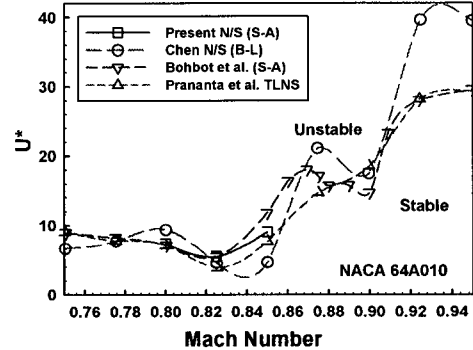


Fig.11 N/S flutter boundary for NACA 64A010

하게 된다. 여기서 ω 는 $k_b = \omega b / U_\infty$ 의 관계식으로 부터 구해진다. 계산에 적용된 유동조건은 $M_\infty = 0.8$, $Re = 1.256 \times 10^7$, $k_b = 0.202$ 이다. Fig.7(a)의 양력 계수는 Euler 와 N/S 해석결과가 실험치⁽¹⁷⁾와 거의 일치하지만, Fig.7(b)의 모멘트 계수는 실험치와 차이가 남을 알 수 있다. 하지만 이 결과는 Chen⁽¹⁸⁾, Bohbot⁽¹⁹⁾ and McMullen⁽²⁰⁾ 등에 의해 예측된 결과와 거의 유사하다. 지금까지의 선행연구에서는 정확히 실험결과와 일치하는 해석결과를 도출한 사례는 없다. 이는 충격파가 발생하는 위치에 대한 모멘트계수의 민감도가 너무 강해 현재까지 개발된 난류모델로는 정확한 예측이 불가능한 것이 원인일 수 있다. 본 연구에서 고려된 2 자유도계 공탄성 모델은 후퇴각이 있는 날개에 대한 등가모델로, 에어포일 형상은 NACA 64A010이며, 관련된 구조 매개변수들이 $a_h = -2.0$, $x_\alpha = 1.8$, $r_\alpha = 1.866$, $\bar{\omega} = 1.0$, $\mu = 60$ 인 경우이다. 이 모델에 대한 초기 받음각은 0° 이며 초기 교란조건은 초기 각속도로 3.4 rad/sec 를 부가하였다. 계산을 위해 적용된 CFL 수는 1 이고, 시간간격은 0.0002 s 로 설정한 후,

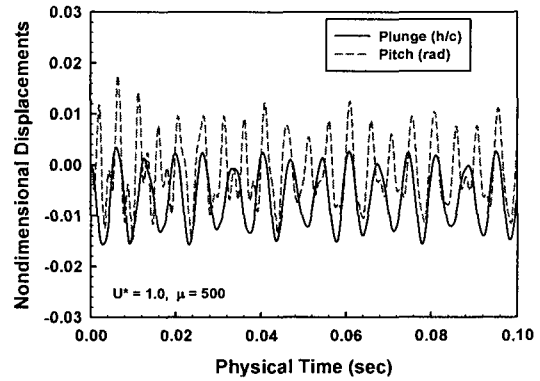
시간간격당 100 번 sub-iteration 하도록 하였다. 위와 같은 설정에서 Intel(R) Pentium(R) D CPU 3.2 GHz, 2 GB RAM 을 사용하여 계산 할 경우 Euler 유동해석 시에는 100 번 sub-iteration 당 평균 8 초 N/S 유동해석 시에는 평균 23 초의 계산시간이 소요되었다. Fig.8 은 본 연구에서 개발된 유체/구조 연계 해석 시스템에 의해 Euler 방정식으로 계산된 $M_\infty = 0.85$ 에서의 공탄성 중립응답(neutral response)을 보여준다. 무차원 플러터 속도를 의미하는 U^* 가 4.0 일 때는 중립응답을 보이게 되지만, U^* 가 이 보다 작을 경우에는 응답이 수렴을 하게 되며, U^* 가 클 경우에는 응답이 발산하게 된다. Fig.9 는 Euler 방정식에 의해 계산된, 중립응답이 나타나는 U^* 를 마하수에 대해 구한 NACA64A010 에어포일의 플러터 경계(flutter boundary)를 나타낸다. 본 연구에서는 마하수 0.75, 0.8, 0.85, 0.875 에 대해 각각 해석을 수행하였다. 기존의 연구결과들^(21,22)과 거의 일치함을 알 수 있다. Fig.10 은 본 연구에서 개발된 유체/구조 연계 해석 시스템에 의해 N/S 방정식으로 계산된 $Re = 1.256 \times 10^7$, $M_\infty = 0.825$ 에서의 공탄성 중립응답(neutral response)을

보여준다. Fig.11 은 N/S 방정식에 의해 계산된, 중립응답이 나타나는 U^* 를 마하수에 대해 구한 NACA64A010 에어포일의 플러터 경계(flutter boundary)를 나타낸다. 본 연구에서는 마하수 0.8, 0.825 에 대해 각각 해석을 수행하였다. N/S 방정식에 의한 공탄성 해석결과도 기존의 연구 결과들(18,19,23)과 거의 일치함을 알 수 있다. Fig.9 와 Fig.11 의 Euler 플러터 경계와 N/S 플러터 경계에서 주목 할 점은, N/S 플러터 경계에서는 천음속 영역에서의 transonic dip 현상이 $M_\infty = 0.825$ 부근에서 발생되지만 Euler 플러터 경계에서는 $M_\infty = 0.85$ 에서 가장 낮은 플러터 속도를 예측한다는 것이다. 두 결과가 전반적으로는 거의 유사한 플러터 속도를 예측하지만 transonic dip 현상과 같은 강한 공기력의 비선형성이 존재하는 경우에는 N/S 방정식을 이용하여 충격파 및 점성이 고려된 공력 탄성학적 안정성 확립이 필요하다.

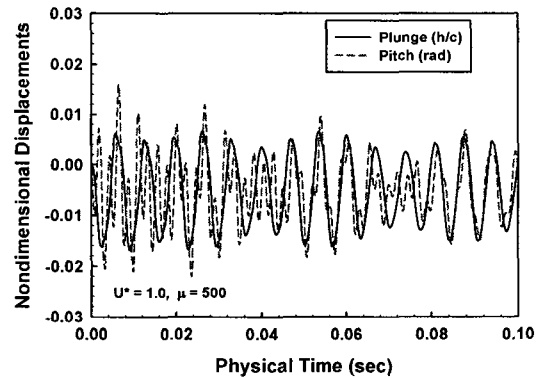
3.3 케스케이드 형상에 대한 해석

천음속 터빈 케스케이드에 대한 유체유발진동 해석시 적용된 기본 유동조건은 앞서 정상상태 해석의 경우와 동일하다. 또한 2 자유도계 구조동역학 시스템에 대한 주요 구조 매개변수들은 $a_h = 0.0$, $x_\alpha = 0.2$, $r_\alpha = 0.4$, $\bar{\omega} = 0.4$ $\mu = 500, 1000$ 인 경우를 고려하였다. Fig.12 는 일반 외부유동 조건에 대한 단일 에어포일의 물리적인 유체유발진동 응답을 나타내고 있다. 설정한 해석조건에서는 에어포일에 매우 불안정한 진동응답을 보이고 있음을 관찰할 수 있다. Fig.13 은 동일 조건에 대해 각기 다른 시간단계에서의 비정상 순간 마하수 분포를 보여주고 있다. 그림을 보면 에어포일의 큰 곡률 챔버로 인해 후류 영역으로 볼텍스가 생성되어 나감을 알 수 있다. Fig.14 는 동시에 5 개의 2-자유도계 에어포일 모델이 고려된 케스케이드 형상에서 대표로 중앙에 위치한 에어포일의 유체유발진동 공탄성 응답을 보여주고 있다. 유동 및 구조 매개변수 조건은 Fig.12 의 경우와 거의 동일하다. 이 경우를 Fig.12 와 비교해 볼 때 동일조건에서 보다 안정한 응답을 보임을 확인할 수 있다. 이는 케스케이드의 경우 에어포일의 상호 간섭으로 인하여 내부유동 특성에 강한 지배를 받게 되기 때문으로 판단된다. Fig.15 는 동일조건에서 케스케이드 내부의 시간에 대한 순간 비정상 마하수 분포를 보여주고 있다. 그림을 보면 각 순간에서 에어포일 앞전 부근의 내부 유동특성이 변화됨을 볼 수 있으며, 미약하나마 뒷전 부근에서도 약간의 변화가

관찰되고 있다. 참고로 케스케이드 형상의 유체유발진동 해석은 내부에 배치되어 있는 에어포일의 거리가 제한적이고 점성해석 격자가 조밀하기

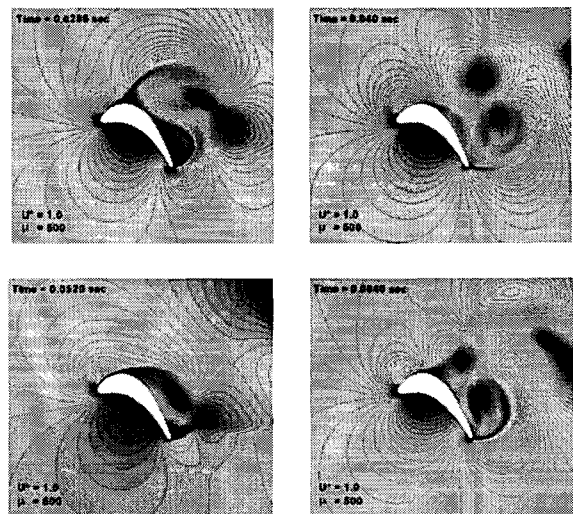


(a) Euler solution



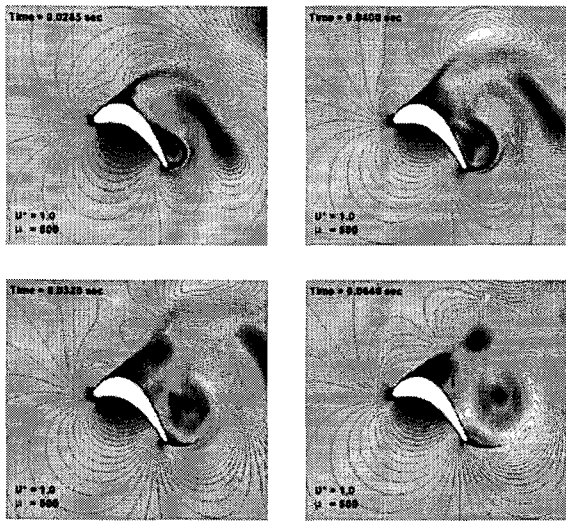
(b) N/S solution

Fig 12 Aeroelastic response for VKI cascade operating in the external flow



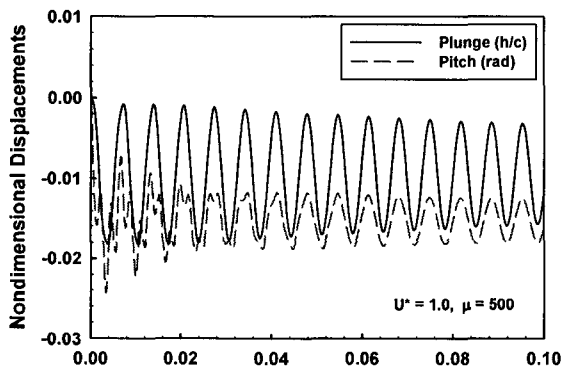
(a) Euler solution

Fig. 13 Instantaneous mach contours around VKI transonic blade in the external flow

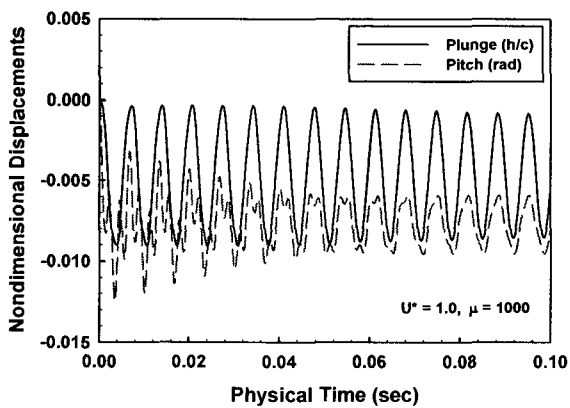


(b) N/S solution

Fig. 13 Continued



(a) $\mu = 500$



(b) $\mu = 1000$

Fig. 14 Aeroelastic response for VKI cascade operating in the internal flow

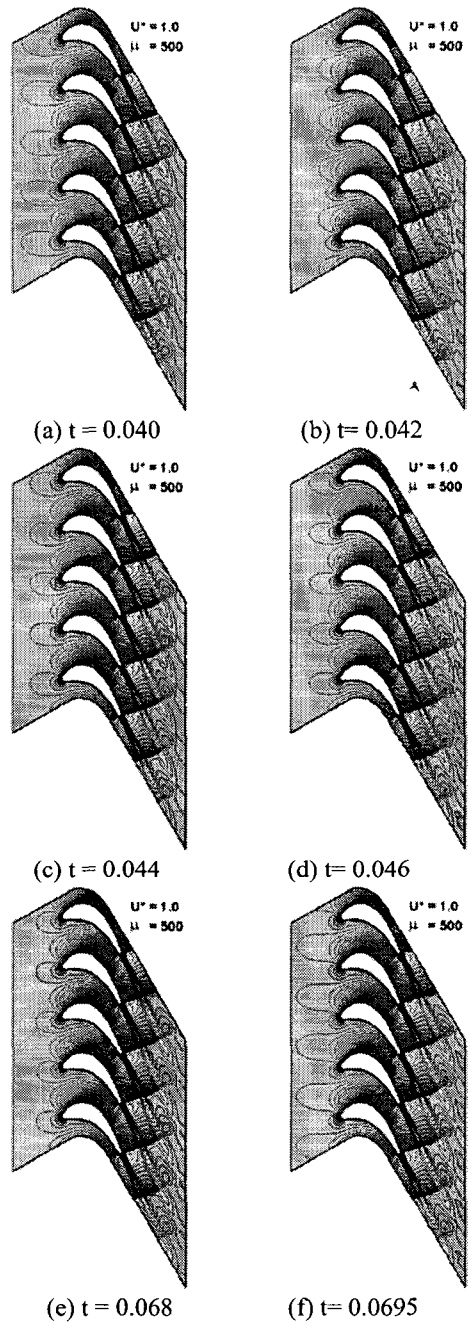


Fig. 15 Instantaneous mach contours around VKI transonic blade in the internal flow

때문에 플런지와 피칭 변위가 복합된 에어포일의 운동에 대한 동적격자생성 과정에서 다양한 수치 불안정성이 초래될 수 있음을 경험하였다. 따라서, 성공적인 해석을 위해서는 동적 격자생성 개념과 알고리즘을 단일 에어포일의 경우에 비해 보다 강건하게 구현할 필요성이 있다.

4. 결론

본 연구에서는 유동 점성 및 충격파 효과를 고려하여 다수의 에어포일로 구성된 캐스케이드 형상에 대한 유체유발 진동해석해석 시스템을 성공적으로 구축 및 검증하였다. 개발된 해석 시스템을 활용하여 단일 에어포일 및 캐스케이드 형상에 대한 비선형 유체유발진동을 해석을 수행하였으며 결과를 비교하고 특성을 살펴 보았다. 구축된 시간영역 유체-구조 연계해석 기법은 비정상 전산유체해석을 통해 캐스케이드 내부 유동장을 가상으로 모니터링 할 수 있으며, 실시간으로 변화하는 내부의 유동특성을 에어포일의 진동특성을 반영하여 가시화할 수 있었다. 본 연구에서 고려한 모델의 경우 외부유동(external flow) 조건에 있는 단일 에어포일의 경우가 내부유동(internal flow) 조건에 있는 캐스케이드 경우 보다 유체유발진동 불안정성이 더 큰 특성을 보였다. 하지만, 이는 일반적인 경향이라고 할 수는 없으며, 보다 실제적인 터빈 운용조건에 대한 유체유발진동 경향성은 많은 경우 고정된 stator 와 회전하는 rotor 사이의 상호작용을 추가로 고려하여 해석할 필요성이 있다. 본 연구를 바탕으로 향후 stator 와 rotor 의 상대운동이 고려된 경우에 대한 연구를 수행하고자 한다.

후 기

본 연구는 두산중공업(주)의 연구과제 및 국립경상대학교 기계항공공학부 NURI/BK21 사업의 일환으로 수행되었다.

참고문헌

(1) Reddy, T. S. R., Srivastava, R., and Mehmed, O., 1999, "Flutter and Forced Response Analyses of Cascades Using a Two dimensional Linearized Euler Solver," NASA/TM-1999-209633.

(2) Ji, S., Liu, F., 1999, "Flutter Computation of Turbomachinery Cascades Using a Parallel Unsteady Navier-Stokes Code," *ALAA Journal*, Vol. 37, No. 3, pp. 320~327.

(3) Weber, S., 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.

(4) Gnesin, V., Rzakowski, 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.

(5) Doi, H., Alonso, J., 2002, "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., Pascazio, C. and Napolitano, M., 2004, "A Numerical Method for Turbomachinery Aeroelasticity," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 126, pp. 310~316.

(7) 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.

(8) 정희택, 정향남, 서영수, 2003, "천음속 터빈 익렬의 수치해석에서의 계산격자점 영향", 대한기계학회 2003년 추계학술대회 논문집, pp. 857~862.

(9) 최창호, 이훈구, 유정열, 1993, "점성 천음속 익렬 유동해석에 미치는 격자계의 영향", 대한기계학회 1993년 추계학술대회 논문집, pp. 260~264.

(10) 김동현, 이 인, 1996, "비행체 날개의 천음속 플러터 해석", 제 6차 유도무기학술대회, 국방과학연구소.

(11) 김동현, 이 인, 1998, "미소교란 방정식을 이용한 3 차원 항공기 날개의 천음속 플러터 해석", 한국항공우주학회지, 제 26 권, 제 7 호, pp. 85~95.

(12) 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.

(13) 김종윤, 김동현, 이 인, 2002, "면내 곡률이 천음속 및 초음속 유체/구조 연계 진동안정성에 미치는 영향", 소음진동공학회지, 제 12 권, 11 호, 2002, pp. 864~872.

(14) 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.

(15) 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.

(16) Kiock, R., Lehthaus, F., Baines, N. C., and Sieverding, C. H., 1986, "The Transonic Flow Through a Plane Turbine Cascade as Measured in Four European Wind Tunnels," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 108, pp. 277~284.

(17) Davis, S. S., 1982, "NACA64A010(NACA Ames Model) Oscillatory Pitching," Tech. Rep. AGARD Report No. 702, AGARD.

(18) Chen, X., Zha, G. C., and Hu, Z., 2004, "Numerical Simulation of Flow Induced Vibration Based on Fully Coupled Fluid-Structural Interactions," AIAA-2004-2240.

(19) Bohbot, J., Darracq, D., 2001, "Time Domain Analysis of Two D.O.F. Airfoil Flutter Using an Euler/Turbulent Navier-Stokes Implicit Solver," International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Madrid, Spain, June 5~7.

(20) McMullen, M., Jameson, A., and Alonso, J., 2002, "Application of a Non-Linear Frequency Domain Solver to the Euler and Navier-Stokes Equations," AIAA Paper-2002-0120.

(21) Kirshman, D. J., Liu, F., 2006, "Flutter Prediction by and Euler Method on Non-moving Cartesian Grids with Gridless Boundary Conditions," *Computers & Fluids*, Vol. 35, pp. 571~586.

(22) Alonso, J. J., Jameson, A., 1994, "Fully Implicit Time-marching Aeroelastic Solutions," AIAA Paper 94-0056.

(23) Prananta, B. B., H. M. M. L. and Z. R. J., 1998, "Two-Dimensional Transonic Aeroelastic Analysis Using Thin-Layer Navier-Stokes Implicit Solver," *Journal of Fluid and Structures*, Vol. 12, pp. 655~679.