論文

Gurney 플랩이 장착된 2차원 익형의 플러터 해석

배의성*, 주완돈*, 이동호*

Flutter Analysis of 2D Airfoil with Gurney Type Flap

Eui-Sung Bae*, Wan-Don Joo* and Dong-Ho Lee*

ABSTRACT

Flutter analysis of NACA 0012 with Gurney flap was conducted in time domain. Flutter analysis was performed with a conjunction of two governing equations; one is 2D Navier-Stokes equation and, the other is Lagrange equation of two dimensional plunge & pitch model. Both governing equations were coupled by loose-coupling method. From the computed results, the effect of Gurney flap was concluded to move the flutter boundary of NACA 0012 downward, which means flutter occurs at lower speed than that of NACA 0012. Although flutter boundary of gurney flap was above the safety margin when mach number was lower than 0.85, there might be a possibility of crossing the safety margin when mach number was between 0.85 and 0.9. For safety, the effect of gurney flap needs to be investigated carefully before using it.

초 록

본 연구에서는 Gurney 플랩이 달린 NACA 0012 익형에 대한 플러터 해석을 시간 영역에서 수행하였다. 2차원 비정상 압축성 Navier-Stokes 방정식과 Lagrange 방정식으로부터 유도한 2계 자유도 plunge & pitch 모델을 지배방정식으로 하여 연성 결합 기법을 통해 플러터 해석을 수행하였다. 계산 결과 Gurney 플랩을 장착할 경우 NACA 0012에 비해 플러터가 발생하는 속도가 낮아졌고, 마하수가 0.85보다 작은 영역에서는 Gurney 플랩의 플러터 경계 곡선은 안전 여유를 상회하는 영역에 위치하였다. 그러나, 마하수가 0.85에서 0.9사이일 경우에는 안전 여유에 근접하게 되므로 이러한 운용 영역에서는 Gurney 플랩의 사용에 주의를 요한다.

Key Words : Flutter(플러터), Gurney Flap(거니 플랩), Unsteady Aerodynamics(비정상 유동), Aeroelasticity(공력탄성학)

Ⅰ. 서 론

Dan Gurney[1,2]가 경주용 자동차에 처음 적용한 Gurney-type flap(이하 Gurney 플랩)은 경주용 자동차의 down force를 높이기 위해 고안된 수동 제어 장치이다. 그 크기(전체 익형 시위길이의 1~4%)에 비해 굉장히 큰 양력 상승 효과를 보여주기 때문에 고양력 장치로 많이 이용되고 있으며, Fig. 1에 익형 끝단에 장착된 Gurney 플랩 주변의 유동장을 나타내었다.

이러한 큰 양력 상승효과를 유동 제어에 이용하고자 하는 연구가 많이 있었으며, 최근 우리는 앞전 Droop 및 Gurney 플랩의 복합적인 효과에 관한 연구[3]와 두 조합이 최적의 성능을 낼 수 있도록 최적설계를 수행한 연구[4]를 수행한 적이 있다. 그러나 위의 연구[3,4]에서는 주로 공력 성능에 대해서만 연구를 수행하였다. 따라서, 수

† 2005년 6월 18 접수 ~ 2005년 11월 17일 심사완료
* 정회원, 서울대학교 기계항공공학부
연락저자, E-mail : donghlee@snu.ac.kr
서울특별시 관악구 신림동 산 56-1

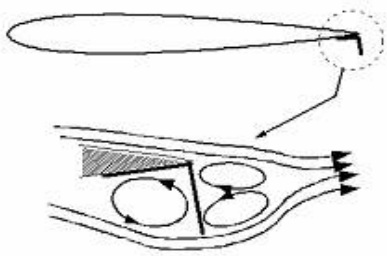

Fig. 1. Gurney 플랩 주변의 유동장

동 제어 장치의 장착 및 비선형적 공력 특성에 의해 발생할 수 있는 공력 탄성학적 문제를 살펴봐야 할 필요성이 제기된다. 날개 또는 로터 블레이드에 발생하는 플러터(Flutter)는 공기역학적인 관점에서는 비행 안정성 및 성능에 큰 영향을 끼치며, 구조역학적인 관점에서는 주기적인 반복하중 또는 급격한 하중의 증가를 수반함으로써 구조적 수명을 단축시키는 원인이 되기도 한다. 이는 항공기의 전체적인 성능 및 운용 조건의 한계를 결정지을 뿐만 아니라, 항공기의 안전성에도 중요한 고려 사항이라 할 수 있을 것이다.

플러터 해석 기법의 경우, 3차원 CFD-FEM 강성결합 기법을 수행한 연구 결과들이 다수 있으나[5,6], 본 연구에서는 Gurney 플랩이 장착된 익형에서 발생하는 플러터의 기본적인 경향을 파악하고자 2차원 익형에 대한 플러터 해석을 우선 수행하였다.

Gurney 플랩은 뒷전에서 비정상적인 박리거품을 지속적으로 생성시키기 때문에, 선형화된 공력해석 모델로는 정확한 유동장 해석 및 Gurney 플랩으로 인한 비선형적인 유체-구조 결합특성을 정확히 모사하기 힘들 것으로 사료된다. 이에, 2차원 Navier-Stokes 방정식과 및 2차원 구조 동역학 모델을 지배 방정식으로 하여 연성 결합 기법을 시간 영역에서 해석함으로써 플러터 경계속도를 구하고자 하였으며, 기본적인 익형 및 Gurney 플랩이 장착된 경우의 플러터 해석을 고도 변화에 따라 수행함으로써 그 때 수반되는 플러터 특성의 변화도 함께 살펴보고자 하였다.

II. 지배 방정식 및 수치 기법

플러터는 유체-구조 상호 작용에 의해 발생하는 복잡한 문제이므로, 두 가지의 지배 방정식이 필요하다. 하나는 유체에 의해 날개(또는 익형)에 작용하는 힘을 계산하기 위한 유동 지배 방정식이고, 나머지 하나는 유체로부터 날개(또는 익형)에 작용하는 힘에 의해 발생하는 변위를 계산하는 구조 지배 방정식이다. 본 연구에서는 2차원 익형에 대한 해석을 수행하고자 두 지배 방정식 모두 2차원으로 구성하였다.

2.1 유동지배방정식

플러터는 일반적으로 받음각의 급격한 변화를 수반하며, 이는 동적 실속의 유동과 유사한 특성을 보인다. 이러한 급격한 받음각 변화에 수반되는 대박리와 충격파를 효과적으로 잘 나타낼 수 있도록 비정상-점성-압축성 2차원 Navier- Stokes 방정식을 지배 방정식으로 하였다. 지배 방정식은 직교좌표계에서 식(1)과 같이 보존형으로 표현되며, 보존량 $Q=[\rho,\rho u,\rho v,\rho e,\rho k,\rho w]^T$ 이며, E,F,E_v,F_v 는 비점성 및 점성 플럭스다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t}+\frac{\partial E}{\partial x}+\frac{\partial F}{\partial y}=\frac{M_\infty}{Re}\left(\frac{\partial E_v}{\partial x}+\frac{\partial F_v}{\partial y}\right) \quad (1)$$

보존량에 관계되는 유동변수들을 자유류의 값으로 적절하게 무차원화를 수행하였다.

임의의 형상을 가진 물체에 대한 유동의 수치해석을 효율적으로 하기 위하여 직교좌표계로 표현된 (1)의 식을 일반화된 곡선 좌표계(Generalized Curvlinear Coordinate System)인 (ξ,η,t) 좌표계로 변환하였다. 공간 차분을 위해 비점성항에는 Roe의 FDS(Flux Difference)를 적용하였으며, 점성항에는 중심차분법(Central Difference)을 적용하였다. 그리고, 비정상 유동해석을 수행한 시간적분 기법으로 Jameson이 제안한 이중시간 전진법(Dual Time Stepping)[7]을 사용하였다.

또한, 해석의 효율을 증대시키고자 DP-SGS 알고리즘을 이용한 영역분할기법[8]을 통해 병렬계산을 수행함으로써 계산에 소요되는 시간을 단축하였다. 난류 유동장의 해석을 위해 SST 난류모델을 박리 유동장의 해석에 적합하도록 수정한 ϵ-SST 모델[9]을 사용하였다.

2.2 구조지배방정식

3차원 날개의 경우 다음과 같은 조건을 만족할 때 공력 탄성학적 인 특성은 75% 스팬지점에서 측정된 값으로 대체 할 수 있다[10].

-가로세로비가 충분히 클 것 (10 이상)
-단면의 형상변화가 완만할 것
-후퇴각이 작을 것

이상의 가정을 적용한 후 Lagrange Equation을 이용하면 Fig. 2 와 같은 2계 자유도를 갖는 2차원 Plunge & Pitch Model을 구성할 수 있으며,

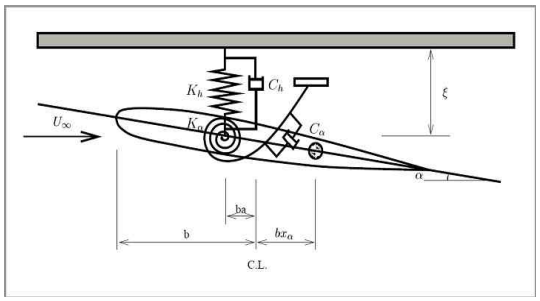

Fig. 2. 2계 자유도 Plunge & Pitch Model

유동 지배방정식과 마찬가지로 적절한 값을 이용하여 지배방정식의 무차원화를 수행하면 식(2)를 얻을 수 있다.

$$\ddot{h}^* + (\frac{x_\alpha}{2})\ddot{\alpha}^* + (\frac{2Mn}{V^*})^2 h^* = -\frac{2M^2 C_l}{\mu\pi}$$
$$(\frac{x_\alpha}{2})\ddot{h}^* + (\frac{r_\alpha}{2})\ddot{\alpha}^* + (\frac{Mr_\alpha}{V^*})^2 \alpha^* = \frac{2M^2 C_{mEA.}}{\mu\pi} \quad (2)$$

식 (2)의 Plunge & Pitch Model은 연립 2계 상미분 방정식이므로, 시간 적분법을 이용하여 그 해를 구하게 된다. 이 때 사용되는 대표적인 기법으로 $\alpha - HTT$ Newmark Scheme을 들 수 있다. 본 연구에서는 수치적 감쇠와 구조적 감쇠를 고려하지 않았으므로, 최종적으로는 $\alpha - HTT$ Newmark Scheme의 특수한 경우인 Crank-Nicolson Scheme[11]을 적용하였다.

2.3 유체-구조 상호작용의 구현

플러터는 유체 지배방정식과 구조 지배방정식의 영향을 동시에 고려해야 하는 문제이다. 이러한 유체-구조 상호작용을 해석하는 방법은 두 가지가 있는데, 하나는 유체 해석을 수렴 시킨 후 얻은 결과를 구조 해석에 적용시켜 변위를 구하고 그 결과를 다시 유체 해석에 적용하는 방법이 있고, 다른 하나는 유체 해석과 구조 해석을 같은 유사 시간(Pseudo Time) 내에서 서로 정보를 교환하면서 두 지배 방정식의 해를 동시에 구하는 방법이 있다.

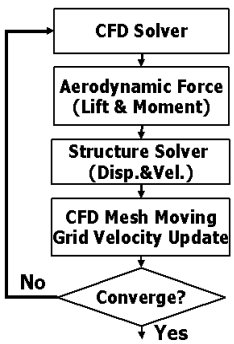

Fig. 3. 연성 결합 기법의 흐름도

위에서 언급된 방법 중 전자를 연성 결합(Loose-Coupling)기법, 후자를 강성 결합(Strong-Coupling)기법이라 하며, 연성 해석 대한 흐름도는 Fig. 3에 나타내었다.

연성 결합 기법은 구현이 쉽고 계산 속도도 빠르기 때문에 통상적으로 많이 이용되어 왔으나, 지배 방정식에서 얻은 해를 순차적으로 적용하기 때문에 기법 자체에서 내재적인 시간 지연(implicit time lag)을 갖게 된다[12]. 그에 비해 강성결합 기법은 두 지배 방정식을 같은 유사 시간 내에서 시간 진행시키면서 해를 구하기 때문에 시간 지연에 따른 오차를 제거할 수 있다. 그러나, 계산 시간이 오래 걸린다는 단점이 있다.

이에 본 연구에서는 계산 시간이 빠른 연성 결합 기법을 사용하였다. 또한, 시간 영역에서 구조 지배 방정식을 해석하여 얻은 변위와 그 미분값을 유동 지배 방정식의 이동 격자계에 직접적으로 사용할 수 있도록 두 지배 방정식의 무차원화된 시간과 기준길이를 일치시켰다. 무차원화된 시간은 유동 지배방정식과 동일하게 $t^* = \frac{a_\infty t}{c}$ 로, 기준길이는 익형의 시위길이 c로 통일하였다.

III. 수치 해법의 검증

플러터는 받음각 α 및 수직 변위 h의 변화가 동시에 수반되지만, 특히 받음각의 변화가 주요하게 나타난다. 특히 중립점에서는 진동 익형 또는 동적 실속 현상에서 관찰할 수 있는 공력 계수 변화와 그 경향이 유사하므로, 플러터 해석에 사용될 유동 해석 기법을 진동 익형 문제에 적용함으로써 검증을 수행하였다.

진동 익형의 계산값 및 실험 결과[13]를 비교한 그림을 Fig. 4에 나타내었으며, 이 때 계산에 적용된 유동 조건은 Re=1.256x10^7, M=0.796, α= 0^o+1.01sin(ωt), k=0.202 이다. 결과를 살펴보면, 양력 계수는 실험치와 매우 잘 들어맞음을 확인할 수 있으며, 모멘트 계수도 실험치와 비교적 잘 일치함을 확인할 수 있다. 더불어 C-type 및 O-type 격자에 대한 격자 시험도 동시에 수행하였으며, 격자의 형태에 따른 영향이 미미함을 확인할 수 있다.

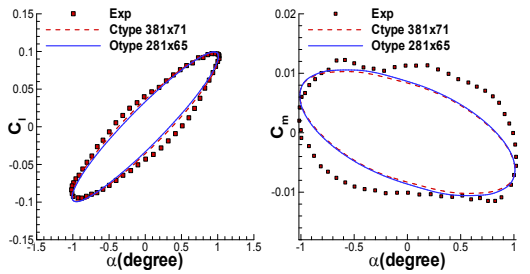

Fig. 4. 천음속 유동 검증

IV. 수치 해석 결과

수치 해석은 플러터 경계를 찾아내는 것에 주안점을 두었으며, 고도에 따른 플러터 경계의 변화 특성을 살펴보기 위해 해당 고도의 밀도, 음속 및 온도를 고려하여 수치해석을 수행하였다. 마하수는 0.3부터 0.82까지 변화시켰으며, 레이놀즈 수는 마하수 및 해당 고도의 음속과 온도에 따라 7.0×10^6 부터 1.9×10^7까지 변화시켰다. 고정된 마하수에 대해 $V^*(=U_\infty/b\omega_\alpha)$를 변화시키면서 플러터 응답을 관찰하였으며, 중립 응답이 발생하는 V^*를 플러터 경계 속도로 결정하였다. 이때 레이놀즈 수는 마하수와 V^*로 인한 밀도변화를 고려하였다. Gurney 플랩의 길이는 익형 시위 길이의 0.5%로 하였다. 받음각 α를 1도로 고정시킨 상태에서 수렴된 해를 얻은 후 그 해를 초기 조건으로 하여 비정상 계산을 수행하였다.

4.1 전형적인 플러터 응답 양상

플러터의 응답 양상은 크게 3가지가 있다. 시간이 지남에 따라 점점 진폭이 감소하는 감쇠 응답(damped response)과, 점점 진폭이 커지는 발산(divergent response)응답, 그리고 진폭이 일정하게 유지되는 중립 응답(Neutral response)가 있다. $Re=6.93\times10^6$, $M=0.77$, $x_\alpha=0.25$, $r_\alpha=-0.25$, $n=0.65$, $\mu=206$으로 조건을 주었을 때, V^*의 변화에 따른 각 응답을 Fig. 5에 나타내었다.

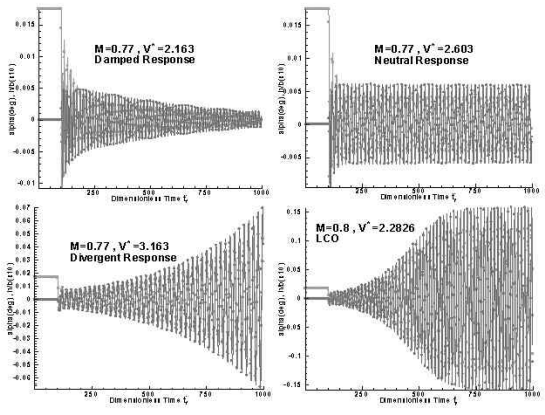

Fig. 5. 전형적인 플러터 응답 특성 및 LCO

중립점보다 V^*를 더 크게 주면 진폭이 계속 증가하는 발산 응답을 나타내는 것이 일반적이나, 중립점을 상회하는 V^*에서도 진폭이 제한되는 형태의 응답을 관찰할 수 있었다. 이러한 현상을 가리켜 LCO(Limit Cycle Oscillation)라 하는데, 마하수 0.8에서 관측된 LCO현상을 Fig. 5의 우하단에 나타내었다. 이는 충격파가 생기는 영역에서의 비선형적인 공력-구조 상호작용으로 인해 발생하는 현상으로 추측된다[14].

4.2 Gurney 플랩과 구조변수간의 관계

플러터의 구조 지배 방정식인 2계 자유도 Plunge & Pitch Model을 무차원화하면 2.1.2에 소개한 2계 연립 상미분 방정식을 얻을 수 있음을 앞에서 보인바 있다. 그 결과 식에서 볼 수 있는 무차원화된 계수들은 플러터의 구조적인 특성을 결정하는 x_α,r_α,n과 유동 특성과 구조 특성에 동시에 영향을 끼치는 V^* 및 μ, 그리고 유동 특성의 영향을 나타내는 M, C_l, C_m으로 구분할 수 있다.

본 연구에서 다룰 주제인 Gurney 플랩은 기존의 익형의 공력 특성을 보완하는 의도로 제작된 수동적인 유동 제어장치인데다가, 그 크기가 매우 작으므로 x_α나 r_α처럼 구조 물성치를 거의 변화시키지 않는다고 가정 할 수 있다. 따라서, 본 연구에서는 유동특성을 결정짓는 마하수 및 μ의 변화에 따른 V^*의 변화를 살펴봄으로써 Gurney 플랩이 장착되었을 때 플러터 경계곡선이 어떻게 변화하는 지를 살펴보았다.

4.3 μ의 변화 및 Gurney 플랩에 의한 플러터 경계곡선의 변화 경향

본 연구에서 Mass ratio μ 가 주요한 변수라 할 수 있는데, 이는 익형의 질량과 익형을 둘러싼 공기의 질량비를 의미한다. 익형의 질량은 보통 고정되어 있으므로, μ는 고도의 영향을 나타내는 인자라 생각할 수 있다. 본 연구에서는 고도 500m, 5000m, 9500m에 해당하는 음속, 공기의 온도, 대기밀도를 고려하여 수치 해석을 수행함으로써 해당 고도에서 기본 익형 및 Gurney 플랩이 장착되었을 때의 플러터 경계 곡선을 얻

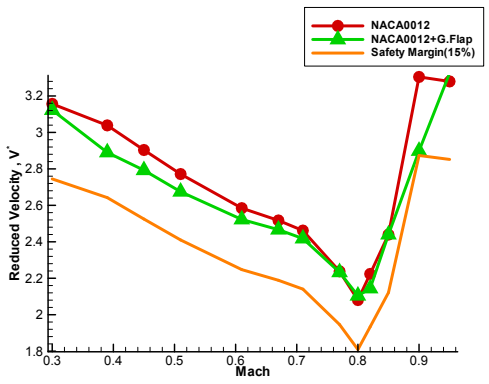

Fig. 6. 500m에서의 플러터 경계곡선 비교

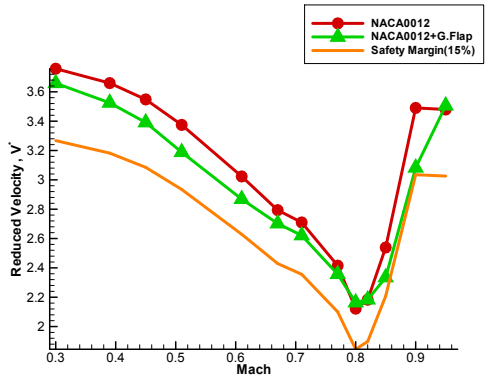

Fig. 7. 5000m에서의 플러터 경계곡선 비교

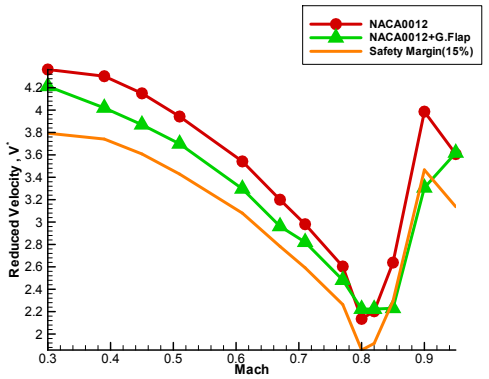

Fig. 8. 9500m에서의 플러터 경계곡선 비교

을 수 있었다. 해당 고도에 따른 계산 결과는 Fig. 6~8에 나타내었다.

결과를 살펴보면, 우선 Gurney 플랩이 장착된 경우, 기본 익형에 비해 플러터 경계 곡선이 낮아짐을 확인할 수 있다. 이는 기본 익형에 비해 2~8%정도 낮은 속도에서 플러터가 발생함을 의미한다. 이는 Gurney 플랩을 장착함으로써 익형의 압력 중심의 이동 및 그에 따른 탄성축과의 상대적 거리의 변화로 인해, 익형에 작용하는 공기력의 크기가 Gurney 플랩을 장착하지 않은 경우에 비해 더 커졌기 때문으로 사료된다.

마하수가 0.85보다 작을 경우, Gurney 플랩의 사용에 따른 플러터 경계의 하강 폭이 FAR 25[15]의 공력탄성학적 안정성에 관한 지침(AC 25.612-1A)에 정의된 안전 여유 안에 있으므로 Gurney 플랩의 사용으로 인한 플러터의 발생 가능성은 낮다. 그리고, Transonic Dip(M=0.8) 부근에서는 Gurney 플랩을 장착한 경우의 플러터 경계값이 조금 더 높음을 확인할 수 있다.

마하수가 0.85에서 0.9 사이일 경우 Gurney 플랩을 장착한 익형의 플러터 곡선이 안전 여유에 가까워지게 되며, 특히 높은 고도(9500m)에서는, 안전 여유 아래에 Gurney 플랩의 플러터 곡선이 위치하게 되므로 이러한 영역에서 Gurney 플랩을 적용하는데 주의가 요구된다.

더불어, Fig. 6의 고도 500m, M=0.3 부근의 경우 Gurney 플랩에 의해 Flutter가 지연될 수도 있음을 보여주고 있다. 이러한 속도 영역에 해당하는 운송체(WIG, 경비행기, UAV 등)에 Gurney 플랩을 적용할 경우, 양력 상승 뿐만 아니라, 플러터 억제에도 좋은 효과를 거둘 수 있을 것으로 예상된다.

V. 결 론

본 연구에서는 수치 해석을 통해 Gurney 플랩이 플러터 특성에 끼치는 영향을 살펴보았다. 이를 위해 RANS Equation과 2계 자유도 Plunge & Pitch 모델을 지배방정식으로 하여 연성 결합 기법을 적용하여 플러터 해석을 수행하였다. 기본익형은 NACA0012로 정하고 Gurney 플랩의 길이는 0.5%C로 정하였을때, 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- 0.5%C 길이의 Gurney 플랩을 장착할 경우, 고도가 증가함에 따라 플러터 특성이 점점 더 나빠지는 경향을 보인다.
- 마하수가 0.85보다 낮은 경우 플러터 경계곡선이 안전여유보다 충분히 위에 위치하므로 Gurney 플랩의 사용에 큰 위험은 없을 것으로 사료된다.
- 마하수 0.85와 0.9 사이에서는 Gurney 플랩을 장착할 경우 플러터 경계곡선이 안전여유에 거의 근접하게 되므로, 플러터 발생 가능성이 더욱 높아진다고 할 수 있다.

- Gurney 플랩을 장착할 경우 저고도(500m), 낮은 마하수에서는 플러터 특성을 개선시킬 수 있는 가능성을 보여준다. 이에 비압축성 영역에서의 추가 연구가 수행되어 이러한 특성이 검증된다면, WIG 또는 UAV에 응용 가능하리라 보며 이에 대한 연구가 수행중이다.

후 기

본 연구는 BK21 기계분야 사업단의 지원 및 한국과학기술정보연구원의 "제 7차 슈퍼컴퓨팅 응용연구 전략지원 프로그램"을 통해 수행되었음.

참고문헌

1) J.C.Date and S.R Turnock, "Computational Evaluation of the Preiodic Performance of a NACA 0012 Fitted with Gurney Flap" Jounal of Fluid Engineering, Vol. 124, No.1, 2002, pp. 227~234.

2) E.L Houghton, "Aerodynamics for Engineering Students", Butterworth Heinemann, pp. 500~503.

3) 이보성, 이관중, 주완돈, 이동호, "앞전 Droop과 Gurney 플랩을 이용한 동적실속제어", 한국항공우주학회지, 제32권 5호, 2004, pp. 10~17.

4) 이보성, 이관중, 주완돈, 이동호, "동적실속 수동제어장치 최적설계", 한국항공우주학회지, 제33권 1호, 2005, pp. 11~19.

5) 김동현, 이인, "미소교란 방정식을 이용한 3차원 항공기 날개의 천음속 플러터 해석", 한국항공우주학회지, 제26권 4호, 1998, pp. 73~82.

6) 유재한, 김동현, 이인, "받음각이 있는 3차원 날개의 주파수/시간 영역 천음속 플러터 해석", 한국항공우주학회지, 제29권 6호, 2001, pp. 9~16.

7) J.J.Alonso, Antony Jameson, "Fully-Implicit Time-Marching Aeroelastic Solutions", AIAA paper 94-005.

8) 이보성, 이동호, "MPP 에서의 효율적 분산처리를 위한 Data Parallel Symmetric Gauss-Seidel 알고리즘", 한국항공우주학회지 제26권 2호, 1998, pp. 60~72.

9) 이보성, 김태윤, 박영회, 이동호, "e-SST 난류모델을 적용한 벽면근처정사각주 유동장의 수치해석", 한국항공우주학회지 제31권 8호, 2003, pp. 1~7.

10) Raymond L. Bisplinghoff, Holt Ashley, "Principles of Aeroelasticity", John Wiley and Sons, pp. 189.

11) Jeppe Johansen, " Unsteady Airfoil Flows with Application to Aeroelastic Stability", RISO-R-116(EN), 1999.

12) O.O.Bendiksen, "Modern developments in computational aeroelasticity", Preceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering,Vol. 218, No. 3, 2004, pp. 157~177.

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

14) Earl Dowell et al. "Nonlinear AeroElasticity", Journal of Aircraft Vol.40, No.5, 2003, pp.857~874.

15) "Flutter", FAR 25.