

진동하는 날개의 3차원 동실속에 관한 수치해석

고 성 호*

(2000년 5월 13일 접수)

Numerical Analysis of Three Dimensional Dynamic Stall of an Oscillating Wing

Sungho Ko

Key Words: Dynamic Stall(동실속), Wing(날개), Separation(박리), Turbulence Model(난류모델), Navier-Stokes Computations(Navier-Stokes 계산), Numerical Analysis(수치해석)

Abstract

Three-dimensional dynamic stall over an oscillating wing has been analyzed by using a compressible Navier-Stokes code. The code solved the thin-layer Navier-Stokes equations with a second-order time accuracy for a semispan wing with 0.3048m chord, a NACA 0015 airfoil section, and zero twist. Computations were made for a freestream Mach number of 0.29, a chord Reynolds number of 1.95×10^6 and a reduced frequency equal to 0.1. Numerical results were compared with experimental data which include the hysteresis of lift, drag and moment at various wing span. The comparison reveals the quantitative as well as qualitative nature of the three-dimensional dynamic stall.

기호설명

\widehat{Q}	: Navier-Stokes 방정식의 종속변수	k	: 감소 주파수
$\widehat{E}, \widehat{F}, \widehat{G}$: Navier-Stokes 방정식의 대류항	μ	: 층류점성계수
$\widehat{M}, \widehat{N}, \widehat{P}$: Navier-Stokes 방정식의 점성항	μ_t	: 와점성계수
u, v, w	: x, y, z 방향의 속도성분	M_∞	: 자유류의 마하수
ρ	: 밀도	c	: 날개시위의 길이
p	: 압력	C_f	: 마찰계수
e	: 단위체적 당 총에너지	C_l	: 양력계수
J	: 좌표변환 Jacobian	C_d	: 항력계수
$\xi_x, \xi_y, \xi_z, \xi_t$: 좌표변환 metrics	C_m	: 피칭 모멘트 계수
U, V, W	: 반전속도성분		
H	: 단위체적 당 총엔탈피($e + p$)		
τ_{ij}	: 전단응력 텐서		
a	: 받음각		
t	: 시간		

1. 서 론

수치해석은 대용량 컴퓨터의 급속한 발전에 힘입어 1990년대 초부터 비정상 유동에 본격적으로 응용되기 시작하였다. 이러한 움직임은 동실속의 많은 난제를 해결할 수 있는 새로운 길을 제시한 것이다. 즉, 유체 유동장의 지배적인 Navier-

* 회원, 충남대학교 기계설계공학과
E-mail : sunghoko@cnu.ac.kr
TEL : (042)821-6650 FAX : (042)822-7366

Stokes 방정식을 시간-종속적으로 풀어 동실속의 유동장의 해를 구하는 것이다. 이러한 해는 동실속의 영향을 효과적으로 연구하는 체계적인 시스템의 개발을 용이하게 한다. 이러한 시스템이 실제로 설계에 어느 정도 사용될 수 있는가의 여부는 현재의 연구가 얼마나 잘 동실속을 정량적으로 정확하게 묘사할 수 있느냐에 달려있다.

2차원, 저속, 층류 동실속에 대한 연구는 실험적으로^(1,2) 또 수치적으로^(3,4) 꾸준히 진행되어 왔다. 실험^(5,6)에서는 자유류의 마하수가 0.3 이상 일 때는 압축성의 영향을 무시할 수 없다고 보고되었다. 천이유동(transitional flows)을 포함하는 동실속에 관한 수치적인 연구⁽⁷⁾뿐만 아니라 완전히 발달된(fully developed) 난류의 2차원 동실속에 대한 연구도 활발히 이루어 졌다. 최근의 수치연구⁽⁸⁻¹⁰⁾에서는 간단한 Baldwin-Lomax 난류모델부터 복잡한 2방정식 난류모델에 이르기까지 여러 가지의 난류모델들을 2차원의 경미한 동실속 및 큰 동실속을 계산하는데 사용하여 각 모델들의 정확도를 비교하였다. 특히, Ko & McCroskey⁽¹⁰⁾는 2차원 동실속을 1-방정식 난류모델을 사용하여 정량적으로 정확하게 예측할 수 있다는 것을 보여주었다.

이와 같이, 2차원 동실속은 세계의 많은 과학자에 의해 지난 20 여 년 동안 연구되어 상당한 진보가 이루어져 왔다. 특히, 과거 10 년 동안 실험적으로나 수치적으로 충분한 연구 여건이 제공되어 동실속의 복잡한 물리학적 현상을 서서히 이해하기 시작했다. 그 결과, 이제는 층류 비압축성의 동실속은 수치적으로 정확하게 계산되고 예측할 수 있게 되었다. 그러나 3차원 난류 압축성 동실속에 대한 예측은 아직도 제대로 되지 못하는 형편이다. 특히 날개끝의 피칭 모멘트(pitching moment)를 정확하게 계산하는 것이 어려운 문제로 남아있다. 박리, 초음속류와 층류-난류 천이(laminar-turbulent transition) 등의 현상도 실제적인 상황으로 분석하는데 많은 어려움이 따른다.

3차원, 비압축성, 층류의 동실속에 대한 실험적인 연구⁽¹¹⁾와 수치연구⁽¹²⁾가 보고되었다. 또한, 천이과정을 포함한 3차원 난류 동실속에 관한 실험적인 관찰⁽¹³⁾도 있었으나 천이현상의 애매함으로 인해 수치해석에는 적합한 유동이 될 수 없었다. 최근에 발표된 논문^(14,15)에는 3차원 동실속에 대한 정량적인 실험적 연구 결과를 보여주었다. Ekaterinas⁽¹⁶⁾는 3차원, 압축성, 난류의 동실속을

수치모사하였다.

본 연구의 목적은 본 연구자가 개발한 유한차분 프로그램 CNS(Compressible Navier-Stokes Solver)을 사용하여 Piziali⁽¹⁷⁾가 측정된 진동하는 날개에서의 3차원 동실속을 정확하게 수치해석함에 있다.

2. 수치 방법

3차원의 일반 곡면 좌표계 (ξ, η, ζ) 에서 CNS 프로그램은 다음의 Thin-layer Navier-Stokes (TNS) 방정식의 해를 구한다.

$$\partial_t \hat{Q} + \partial_\xi \hat{E} + \partial_\eta \hat{F} + \partial_\zeta \hat{G} = \partial_\xi \hat{M} + \partial_\eta \hat{N} + \partial_\zeta \hat{P} \quad (1)$$

좌변의 첫 번째 벡터 \hat{Q} 는 보존되는 종속변수들, 즉 구하고자 하는 변수들이고, 좌변의 나머지 세 벡터들 $\hat{E}, \hat{F}, \hat{G}$ 는 대류항이며 우변의 $\hat{M}, \hat{N}, \hat{P}$ 는 점성항들로서 다음과 같다.

$$\hat{Q} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{bmatrix}, \quad \hat{E} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho u U + \xi_x p \\ \rho v U + \xi_y p \\ \rho w U + \xi_z p \\ UH - \xi_x p \end{bmatrix}, \quad (2)$$

$$\hat{F} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + \eta_x p \\ \rho v V + \eta_y p \\ \rho w V + \eta_z p \\ VH - \eta_x p \end{bmatrix}, \quad \hat{G} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho W \\ \rho u W + \xi_x p \\ \rho v W + \xi_y p \\ \rho w W + \xi_z p \\ WH - \xi_z p \end{bmatrix}$$

여기서 Cartesian 속도성분은 x, y, z 방향으로 각각 u, v, w 로 주어진다. 또한 밀도, 압력, 단위체적 당 총에너지는 각각 ρ, p, e 이다. $\xi_x, \xi_y, \xi_z, \xi_t$ 들은 좌표변환 매트릭스(metrics), J 는 좌표변환 Jacobian, $H = (e + p)$ 이고 U, V, W 는 반전속도(contravariant velocity)성분이다. 우변의 점성항들 $\hat{M}, \hat{N}, \hat{P}$ 는 텐서를 이용하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\hat{M} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \xi_i \tau_{xi} \\ \xi_i \tau_{yi} \\ \xi_i \tau_{zi} \\ \xi_i \beta_i \end{bmatrix}, \quad \hat{N} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \eta_i \tau_{xi} \\ \eta_i \tau_{yi} \\ \eta_i \tau_{zi} \\ \eta_i \beta_i \end{bmatrix}, \quad (3)$$

$$\hat{P} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \zeta_i \tau_{xi} \\ \zeta_i \tau_{yi} \\ \zeta_i \tau_{zi} \\ \zeta_i \beta_i \end{bmatrix}$$

여기에서, $\beta_i = u_i \tau_{ij} - q_i$ 이며 전단응력 τ_{ij} 는 층류점성계수 μ 와 와점성계수 μ_t 와 다음의 관계식을 이룬다.

$$\tau_{ij} = (\mu + \mu_t) \left[\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right] \quad (4)$$

한편, 압력은 다음의 이상기체 상태방정식으로부터 얻어진다.

$$p = (\gamma - 1) \left[e - \frac{\rho}{2} (u^2 + v^2 + w^2) \right] \quad (5)$$

식 (1)의 Navier-Stokes 방정식은 CNS 프로그램에 의하여 풀어지게 된다. 좌변의 비점성항은 Roe⁽¹⁸⁾의 풍상차분법(upwind-biased flux-difference splitting scheme)을 사용하며 우변의 점성항은 중심차분법을 사용하였다. 시간적분(time-marching integration)은 LU-SGS⁽¹⁹⁾의 방법에 따라 행하여 졌다. 난류모델로는 Spalart-Allmaras⁽²⁰⁾의 1-방정식 모델을 사용하였다.

본 연구에서 지배방정식으로 사용하는 식 (1)의 TNS 방정식은 완전한 Navier-Stokes 방정식을 간단화한 것으로서 벽면과 평행한 방향으로의 점성에 의한 확산을 무시하였다. 이러한 TNS 방정식은 점성의 영향이 벽면의 얇은 경계층에만 국한되어 있는 간단한 유동에 효과적으로 사용되어 왔다. 그러나, 동실속의 유동장은 벽리와 와동이 넓은 영역을 차지하고 있어 난류점성에 의한 확산은 벽면과 수직인 방향뿐만 아니라 평행한 방향으로도 활발하게 일어날 것으로 추측된다. 이러한 관점에서 TNS 방정식에 의한 근사해로 동실속의 수치해석을 정확하게 할 수 있다고 기대하기는 어렵다. 하지만 고성호 등⁽²¹⁾은 높은 받음각을 갖는 동실속의 유동장에 반복계산법으로 정확도를 보완한 LU-SGS 시간 적분법으로 TNS 방정식의 해를 구하는 것이 적합하다는 연구 결과를 보여주었다. 이러한 연구 결과를 바탕으로 본 연구에서도 TNS 방정식을 동실속의 수치계산에 응용하는 것이다.

본 연구에서 사용하는 수치방법에 대하여 자세한 사항은 참고문헌⁽¹⁹⁾에서 찾아볼 수 있다.

3. 수치 계산

Piziali⁽¹⁵⁾가 행한 풍동실험을 본 연구의 시험유동으로 선정하였다. 유동조건으로서는 자유류의 마하수, M_∞ ,가 0.29, 날개시위에 의한 Reynolds 수는 1.95×10^6 , 감소 주파수(reduced frequency) k 는

0.1 이다. 날개는 11도를 평균 받음각으로 하여 최저 6.8도, 최고 15.2도 사이를 진동한다. 즉

$$\alpha(t) = 11^\circ + 4.2^\circ \sin(2kM_\infty t + 1.5\pi) \quad (6)$$

여기서 t 는 날개시위와 자유류에서의 음속으로 무차원화된 시간이다.

실험 모델로 사용된 날개는 NACA 0015 날개꼴을 가지며 총횡비가 5이고 뒤틀림(twist)이 없다. 본 논문에서 발표되는 모든 계산 결과는 Fig. 1에서 보여주는 $179 \times 48 \times 55$ 의 C-H형 격자를 사용한 것이다. 이 때 날개를 둘러싸는 C 격자는 날개꼴의 윗면과 아래면에 각각 60개, 후류 쪽으로 30개의 격자점이 전단(leading edge)과 끝단(trailing edge)에 밀집되게 분포되어 있다. 날개 길이방향으로는 모두 48개의 격자선이 날개끝(wing tip) 쪽으로 밀집되어 분포되어 있으며 특히 날개끝의 둥근 캡(cap) 부분에는 14개의 격자선이 집중되어 있다. 물론 이러한 격자점의 분포도 날개끝에서 형성되는 와류를 포착하기에는 부족하다는 사실을 주지하고 있으나 비정상 계산에서 더 큰 격자를 사용한다는 것이 무리라는 판단으로 이 정도로 계산을 행하였다. 벽면과 격자점까지의 최소 수직 거리는 날개시위길이의 0.01% 이며 바깥경계는 날개시위길이의 8배 정도에 위치한다. 무차원화된 매 시간 간격은 $\Delta t = 0.01136$ 으로서 이는 한 번의 진동 주기에 10,000 시간 단계에 해당되는 것이다.

비정상 수치계산은 관성좌표계 (x, y, z, t) 에서 y 축에 평행하고 날개꼴의 1/4 날개시위점을 통과하는 축을 중심으로 사인곡선의 피칭운동(sinusoidal pitching motion)을 부여함으로써 행하여졌다. 즉, 시간단계 n 에서의 임의의 격자점의 좌표를 (x^n, y^n, z^n) 라 하면, 다음 시간단계 $n+1$ 에서의 그 점의 좌표는

$$\begin{bmatrix} x^{n+1} \\ y^{n+1} \\ z^{n+1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x^n \\ y^n \\ z^n \end{bmatrix} \quad (7)$$

여기서 θ 는 받음각의 증가분이다. 즉 $\theta = \alpha^{n+1} - \alpha^n$. 이때, 각 시간 단계에서는 격자의 새로운 위치, 메트릭스, Jacobian을 재계산 해야한다. 격자의 위치변동에 따르는 격자점에서의 각 변수의 값의 변화와 격자의 운동속도는 메트릭스의 시간미분항 즉, ξ_t, η_t, ζ_t 에 의해 고려되었다.

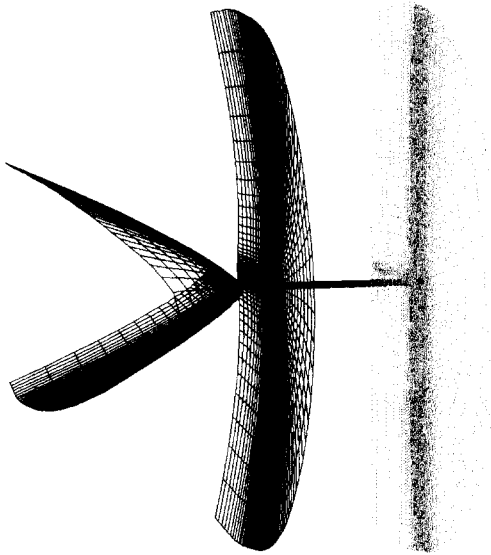


Fig. 1 A C-H grid for an oscillating wing

계산은 Cray Y-MP C90에 이루어 졌으며 32 mega words의 CPU 기억용량을 필요로 하며 한번의 진동주기, 즉 10,000 시간단계의 비정상 계산에 약 40 시간의 계산시간을 필요로 한다.

4. 결과 및 고찰

4.1 정상해

계산은 $t=0$ 에서 가장 작은 받음각 6.8도에 대한 정상해를 먼저 구하였다. 이 정상해는 진동하는 날개의 비정상 유동을 계산하기 위한 초기 유동장으로 이용되었다. 정상해는 1000 시간단계(time step)에 약 4000 초의 계산시간을 필요로 하였으며 2000 시간단계에 이르러 밀도의 잔류오차가 10^{-9} 에 이룸으로써 수렴함을 확인하였다. 다음의 결과들은 바로 이 정상해로부터 얻은 결과들이다.

Fig. 2에서는 날개 길이 방향(스팬 방향)으로 세 곳에서 날개면에서의 압력계수, C_p ,를 도시하고 있다. 47% 스팬에서는 날개의 흡입면(suction side) 앞전(leading edge) 부근에서 최저 -2의 C_p 값을 보이고 있으며 그의 반대쪽 즉 압력면(pressure

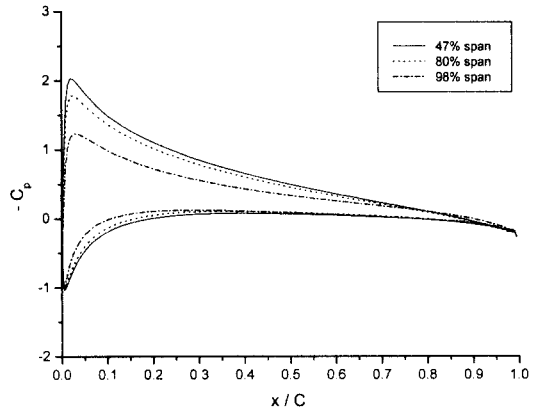


Fig. 2 Pressure distribution at various spans for steady solution at $\alpha=6.8^\circ$

side) 앞전(leading edge) 부근에서는 급격한 압력상승을 보여 최고 1의 C_p 값을 보이고 있다. 47%와 80% 스팬에서의 압력계수의 분포는 큰 차이를 보이지 않는다. 이는 날개의 전반에 걸쳐 스팬 방향으로의 유동이 극히 미미하다는 것을 나타내고 있는 것이다. 즉, 뒤틀림도 없고 테이퍼(taper)도 없는 날개의 형상으로 인해 3차원 압력구배의 영향이 매우 작다는 것을 보여주고 있는 것이다.

Fig. 3은 날개의 흡입면에서의 마찰계수, C_f ,를 보여주고 있다. 앞서 Fig. 2의 압력계수 분포에서 보았듯이 C_f 분포도 47%와 80% 스팬에서 거의 차이를 보이지 않고 있다. 역시 날개끝에 가까운 98% 스팬에서는 날개끝 와류(tip vortex)의 형성에 따른 유동으로 인해 약간 변화를 보이고 있다. 여기서 주목할 사실은 C_f 의 절대값이 C_p 에 비해 매우 작다는 사실이다. 이는 점성저항에 의한 항력이 압력에 의한 것에 비해 미미하다는 것을 나타낸다. 실제로 Piziali의 실험에서 측정된 여러 가지 계수들은 오로지 압력 측정으로부터 얻어진 것이다.

Fig. 4는 흡입면 벽면으로부터 가장 가까운 수직거리의 격자점까지의 무차원 거리인 $y^*(=y(\sqrt{\tau_w/\rho})/\nu)$ 의 분포를 보여주고 있다. 실제의 수직거리는 날개시위길이 C의 0.01% 정도를

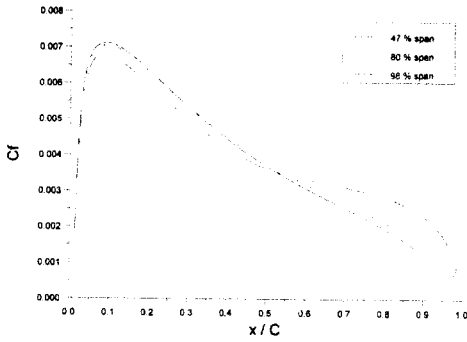


Fig. 3 Profiles of friction coefficient at various spans for steady solution at $\alpha=6.8^\circ$

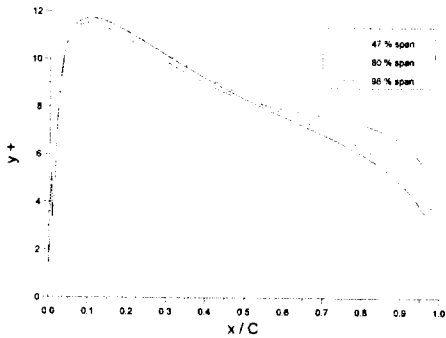


Fig. 4 y^+ distribution on the upper surface of the wing

유지하도록 했으며 그 결과 흡입면의 대부분에서 y^+ 가 10 이내로 유지되어 Spalart-Allmaras 난류 모델을 적절하게 사용할 수 있었다.

Fig. 5와 6은 날개 길이 방향으로의 양력과 항력 계수의 분포를 보여주고 있다. 날개끝에 접근하면서 양력계수 C_l 은 완전히 감소하고 항력계수 C_d 는 급격히 증가한다.

4.2 비정상해

앞에서 살펴본 정상해를 초기 유동장으로 하여

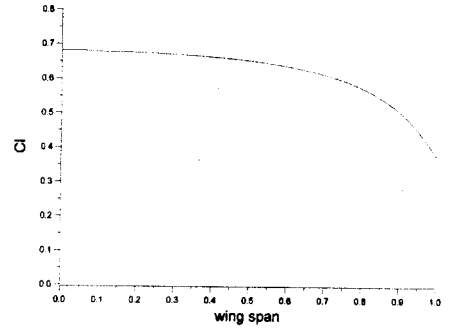


Fig. 5 Lift coefficient of the steady wing at $\alpha=6.8^\circ$

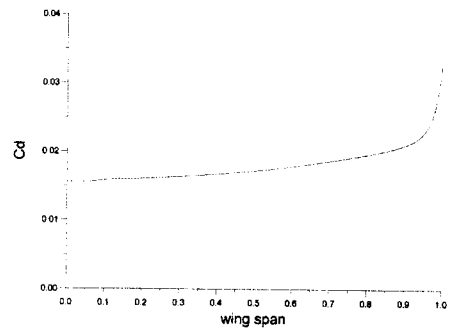


Fig. 6 Drag coefficient of the steady wing at $\alpha=6.8^\circ$

날개의 받음각이 서서히 증가하면서 비정상해의 계산이 진행되었다. 비정상 계산이 진행되는 동안의 밀도의 잔류오차가 Fig. 7에 도시되어 있다. 진동하는 주기동안 오차는 작은 범위에 국한되어 있는 것을 확인할 수 있어서 비정상 계산에 의해 발생하는 시간적분 에러에 따른 오차가 만족할 수준의 작은 것임을 알 수 있다.

Fig. 8은 날개가 최고 받음각 15.2도에 이르렀을 때 47% 스패와 80% 스패에서의 등마하수 선도이다. NACA 0015 날개꼴의 앞전 부근에서 정체점(stagnation point)이 형성되고 그로부터 유동이 가속하는 것을 잘 보여주고 있으며 날개꼴의 뒷전 부근의 흡입면에서는 박리가 형성되어

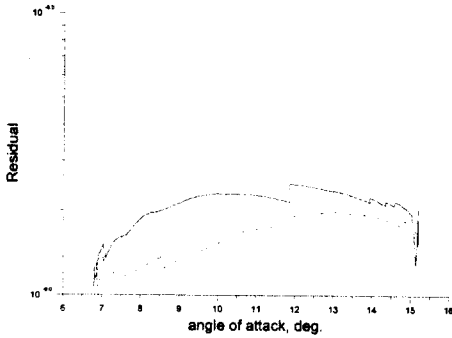


Fig. 7 Residual history during the oscillation cycle

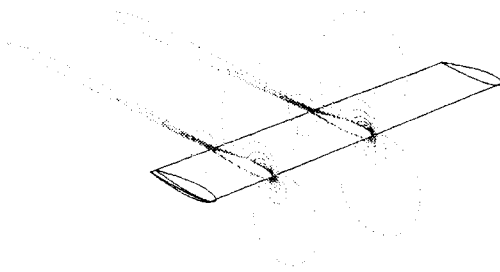
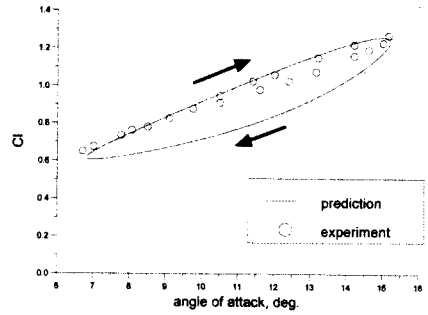


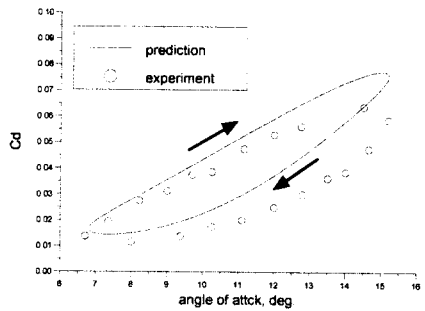
Fig. 8 Mach number contours at 47 % and 80 % span of the wing at $\alpha = 15.2^\circ$

있음을 알 수 있다.

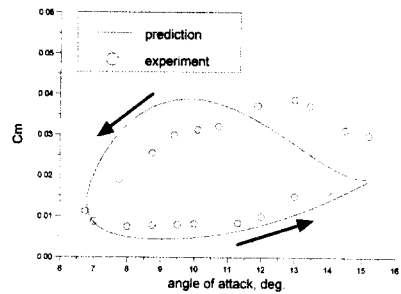
Fig. 9는 날개의 중간 부분인 47 % 스패에서의 양력 C_l , 항력 C_d , 그리고 피칭 모멘트 C_m 의 이력(hysteresis)을 보여준다. 이 곳에서의 유동은 약한 동실속을 보이며 날개가 최고 받음각 15.2도에 도달하면서 날개의 흡입면, 즉 윗면의 뒷전 근처에서 박리가 발생하고 받음각이 감소하면서 이 박리는 사라지게 된다. 실속은 양력을 저하시키고 항력을 증가시킨다. 이러한 실속 현상은 주로 날개가 최고 받음각에서 다시 받음각이 줄어드는 과정(down-pitching)에서 발생하는데 Fig. 9(a)에서 양력계수 C_l 의 계산결과가 날개의 받음각이 감소하는 과정에서 실험치보다 작게 나오고 Fig. 9(b)에서도 날개의 받음각이 감소하는 과정에서 항력이 높게 예측되는 것을 살펴볼 수 있다. 이러한 사실로부터 수치계산이 실제보다



(a) Lift coefficient



(b) Drag coefficient



(c) Pitching moment coefficient

Fig. 9 Hysteresis of force coefficients of an oscillating wing at 47 % span

과도하게 박리현상을 예측하는 것으로 판단할 수 있다. Fig. 9(c)에서 보여주고 있는 수치계산에 의

해 예측된 C_m 의 이력곡선에서는 날개의 받음각이 증가하는 동안에는 실험치와 잘 일치하고 있으나 날개의 받음각이 최고점에 이르면서 실험치와 차이를 보이기 시작하고 받음각이 감소하는 동안 이러한 차이는 계속 존재함을 볼 수 있다. 이러한 현상은 결국 받음각이 최고점에 다다를 때 형성되는 뒷전 박리를 제대로 예측하지 못하기 때문에 생기는 것이다.

Fig. 10은 날개가 최고 받음각에 이르렀을 때 뒷전 부근에서의 속도 벡터를 보여주고 있다. 흡입면에서 박리를 관찰할 수 있다.

Fig. 11은 80 % 스패에서의 양력 C_l 과 피칭 모멘트 C_m 의 이력을 보여주고 있다. 80 % 스패에서는 40 % 스패에 비해 날개끝에서의 유동에 의해 영향을 받는 부분이므로 3차원 유동을 형성하게 된다. Fig. 11(a)에서의 C_l 의 이력 곡선을 살펴보면 실험측정치는 받음각이 증가할 때와 상승할 때 아주 작은 차이를 보이는데 이는 박리가 거의 존재하지 않는 것을 의미한다. 하지만 수치 계산에 의한 이력 곡선은 받음각이 증가할 때와 상승할 때 차이를 보임으로써 박리를 실제보다 크게 예측하고 있음을 알 수 있다. 또한 Fig. 9(a)의 C_l 의 이력 곡선과는 대조적으로 받음각이 증가할 때는 실험측정치를 크게 넘는 값을 예측하고 있으나 받음각이 감소할 때 실험측정치와 잘 일치함을 볼 수 있다. 이는 날개끝 부분에서 날개 길이방향으로의 압력구배의 영향으로 박리가 위축됨을 제대로 포착하지 못하기 때문이라 판단된다. Fig. 11(b)에서의 수치 계산에 의한 C_m 이력 곡선은 날개의 받음각이 증가하는 동안에 실험측정치의 약 반 정도의 값을 예측하고 있음을 볼 수 있다.

5. 결 론

본 연구에서는 압축성 Navier-Stokes 방정식을 사용하여 NACA 0015의 날개꼴을 가지는 진동하는 날개에서의 3차원, 비정상, 박리유동 (동실속)을 수치해석하였다.

Piziali가 행한 풍동실험을 본 연구의 시험유동으로 선정하였다. 유동조건으로서는 자유류의 마하수가 0.29, 날개시위에 의한 Reynolds수는

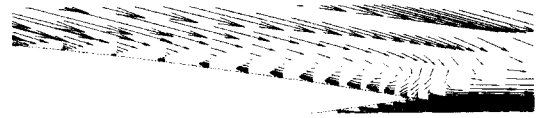
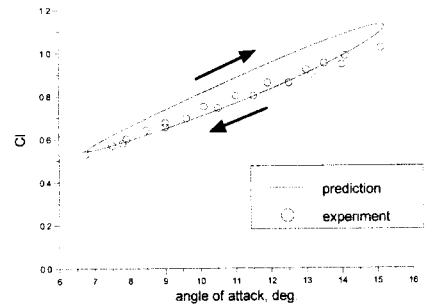
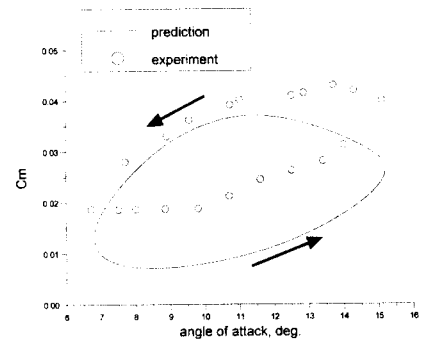


Fig. 10 Velocity vectors on the upper surface of the wing at $\alpha=15.2^\circ$



(a) Lift coefficient



(b) Pitching moment coefficient

Fig. 11 Hysteresis of force coefficients of an oscillating wing at 80 % span

1.95×10^6 , 감소 주파수는 0.1 이다. 모든 계산은 $179 \times 48 \times 55$ 의 C-H형 격자를 사용하였다. 날개는 11도를 평균 받음각으로 하여 최저 6.8도, 최고 15.2도 사이를 진동한다. 이때의 유동은 약한 동실속을 보이며 날개가 최고 받음각 15.2도에 도달하면서 날개의 흡입면, 즉 윗면의 뒷전 근처에서 박리가 발생하고 받음각이 감소하면서 이 박리는 사라지게 된다.

수치계산의 결과는 실험 측정치와 정량적으로 비교되었다. 이때의 구체적인 실험치에는 양력, 저항 및 뒷질 모우멘트의 이력현상 곡선이 포함되었다. 전체적으로 수치계산은 박리 현상을 실제보다 크게 예측하였다.

후 기

본 연구는 1997년도 한국과학재단 핵심전문연구(과제번호: KOSEF(핵심)971-1009-056-1)의 지원을 받아 수행된 연구결과의 일부이며, 이에 관계자께 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Walker, J.M., Helin, H.E., and Strickland, J.H., 1985, "An Experimental Investigation of an Airfoil Undergoing Large Amplitude Pitching Motions," *AIAA J.*, Vol. 23, No. 8, pp. 1141~1142.
- (2) Freymuth, P., 1988, "Propulsive Vortical Signature of Plunging and Pitching Airfoils," *AIAA J.*, Vol. 26, No. 6, pp. 881~883.
- (3) Metha, U.B. and Zalman, L., 1975, "Starting Vortex, Separation Bubbles and Stall: A Numerical Study of Laminar Unsteady Flow Around an Airfoil," *J. Fluid Mechanics*, Vol. 67, Pt. 2, pp. 227~256.
- (4) Ghosh Choudhuri, P., Knight, D.D., and Visbal, M.R., 1994, "Two-Dimensional Unsteady Leading-Edge Separation on a Pitching Airfoil," *AIAA J.*, Vol. 32, No. 4, pp. 673~681.
- (5) Chandrasekhara, M.S. and Carr, L.W., 1990, "Schlieren Studies of the Mach Number Effects on Dynamic Stall of an Oscillating Airfoil," *J. Aircraft*, Vol. 27, No. 6, pp. 516~522.
- (6) Chandrasekhara, M.S., Ahmed, S., and Carr, L.W., 1993, "Schlieren Studies of Compressibility Effects on Dynamic Stall of Transiently Pitching Airfoils," *J. Aircraft*, Vol. 30, No. 2, pp. 213~220.
- (7) Van Dyken, R.D., Ekaterinaris, J.A., Chandrasekhara, M.S., and Platzer, M.F., 1994, "Analysis of Transitional Reynolds Number Steady and Oscillatory Airfoil Flows," AIAA Paper 94-2255.
- (8) Ekaterinaris, J.A. and Menter, F.R., 1994, "Computation of Separated and Unsteady Flows with One and Two-Equation Turbulence Models," AIAA Paper 94-0190.
- (9) Srinivasan, G.R., Ekaterinaris, J.A., and McCroskey, W.J., 1993, "Dynamic Stall of an Oscillating Wing, Pt 1: Evaluation of Turbulence Models," AIAA Paper 93-3403.
- (10) Ko, S.H. and McCroskey, W.J., 1997, "Computations of Unsteady Separating Flows Over an Oscillating Airfoil," *AIAA J.*, Vol. 35, No. 7, pp. 1235~1238.
- (11) Schreck, S.J. and Helin, H.E., 1993, "Unsteady Vortex Dynamics and Surface Pressure Topologies on a Pitching Wing," AIAA Paper 93-0435.
- (12) Newsome, R.W., 1994, "Navier-Stokes Simulation of Wing-Tip and Wing-Juncture Interaction for a Pitching Wing," AIAA Paper 94-2259.
- (13) Lorber, P.F., Convino, A.F.Jr., and Carta, F.O., 1991, "Dynamic Stall Experiments on a Swept Three Dimensional Wing in Compressible Flow," AIAA Paper 91-1795.
- (14) Coton, F.N. and Galbraith, R.A.M., 1999, "(An) Experimental Study of Dynamic Stall on a Finite Wing," *The Aeronautical J.* Vol. 103, No. 1023, pp. 229~236.
- (15) 장조원, 박승오, 1999, "진동하는 날개의 Tip Vortex Roll-up에 관한 실험적 연구 I : 평균 속도장," 한국항공우주학회지, 27권, 5호, pp. 36~46.
- (16) Ekaterinaris, J.A., 1995, "Numerical Investigation of Dynamic Stall of an Oscillating Wing," *AIAA J.*, Vol. 33, No. 10, pp. 1803~1808.
- (17) Piziali, R.A., 1994, "2-D and 3-D Oscillating Wing Aerodynamics for a Range of Angles of Attack Including Stall," NASA TM 4632.
- (18) Roe, P.L., 1981, "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors, and Difference Schemes," *J. Computational Physics*, Vol. 43, No. 2, pp. 357~372.

- (19) Jameson, A. and Yoon, S., 1987, "Lower-Upper Implicit Schemes with Multiple Grids for the Euler Equations," *AIAA J.*, Vol. 25, No. 7, pp. 929~935.
- (20) Spalart, P.R. and Allmaras, S.R., 1992, "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," AIAA Paper 92-0439.
- (21) 고성호, 정주현, 1997, "NACA0015 날개골의 동실속에 대한 수치해석," 한국항공우주학회지, 25권, 3호, pp. 1~9.