

〈論 文〉

주파수영역 3차원 패널법을 이용한 항공기의 비정상 공력해석

김창희* · 조진수** · 염찬홍*** · 맹주성**

(1994년 1월 12일 접수)

Unsteady Aerodynamic Analysis of an Aircraft Using a Frequency Domain 3-D Panel Method

Changhee Kim, Jinsoo Cho, Chan-Hong Yeom and Joo Sung Maeng

Key Words : 3-D(3차원), Frequency Domain(주파수영역), Panel Method(패널법), Unsteady(비정상), Pitching(피칭), Rolling(롤링), Yawing(요잉), Heaving(히빙), Reduced Frequency(감쇄주파수), Kernel(커널)

Abstract

Unsteady aerodynamic analysis of an aircraft is done using a frequency domain 3-D panel method. The method is based on an unsteady linear compressible lifting surface theory. The lifting surface is placed in a flight patch, and angle of attack and camber effects are implemented in upwash. Fuselage effects are not considered. The unsteady solutions of the code are validated by comparing with the solutions of a hybrid doublet lattice-doublet point method and a doublet point method for various wing configurations at subsonic and supersonic flow conditions. The calculated results of dynamic stability derivatives for aircraft are shown without comparison due to lack of available measured data or calculated results.

기 호 설 명

x, y, z : 좌표축

U, U_∞ : 자유유동속도

W : 유도속도

M : 마하수

b : 해당날개의 스패ん길이

c : 해당날개의 뿌리코드길이

AR : 날개의 종횡비

C_L : 양력계수

C_M : 피칭 모멘트계수

C_r : 롤링 모멘트계수

C_N : 요잉 모멘트계수

t : 시간

k : 감쇄주파수 ($= \frac{\omega c}{2U_\infty}$)

P : 압력

그리스문자

ρ, ρ_∞ : 밀도

$\alpha, \bar{\alpha}$: 받음각

DHM : Doublet Hybrid Method

1. 서 론

아음속이나 초음속에서 정상/비정상 운동을 하고 있는 양력면(날개)에 작용하는 압력분포를 계산하는 문제는 공탄성해석에 있어서 가장 기본적인 문제이며 이러한 문제는 일반적으로 양력면이론(lifting surface theory)을 이용하여 양력면이 단순

*정회원, 한양대학교 대학원 기계공학과

**정회원, 한양대학교 기계공학과

***정회원, 한국항공우주연구소

조화운동 (simple harmonic motion) 을 하는 것으로 가정한 후 계산한다.

진동이나 돌풍하중 (gust load) 에 의해서 발생하는 일반화된 힘 (generalized force) 을 계산하기 위해 비행기의 공탄성해석 (aeroelastic analysis) 에 주로 쓰이는 비정상 비평면 양력면방법 (unsteady non-planar lifting surface method) ⁽¹⁻³⁾ 은 1940년 Küssner가 양력면에 작용하는 압력분포를 계산하기 위한 적분방정식을 정립한 이후 1960년대 후반 ⁽⁴⁻⁸⁾ 부터 아음속과 초음속 영역에서 양력면에 작용하는 압력분포를 계산하기 위한 많은 방법들이 개발되었다. 개발된 방법중 가장 많이 이용되는 방법은 Vortex나 Doublet lattice 등을 이용하는 Discrete element방법이며 Discrete element방법중 가장 대표적인 방법은 Doublet lattice방법 ^(9,10) 이다. 이 방법은 원래 정상유동과 비정상유동 모두에 적용할 수 있는 Vortex lattice방법을 발전시킨 것으로 복잡한 형상의 양력면에 대해서도 적용이 가능하다. 그러나 이 방법은 정상상태는 Vortex lattice방법을 이용하여 계산해야 하는 문제점이 있다. 이러한 Doublet lattice방법의 문제점을 개선하기 위하여 Doublet point방법 ^(2,11) 이 개발되어 소개되었으나 이 Doublet point방법 또한 패널의 간격이 변화하는 부분에서는 만족할 만한 결과를 얻지 못하였다. 그 후 Eversman 등에 의해서 Doublet lattice방법과 Doublet point방법의 장점을 결합한 Hybrid doublet lattice-doublet point방법 ⁽¹²⁾ 이 개발되어 발표되었다.

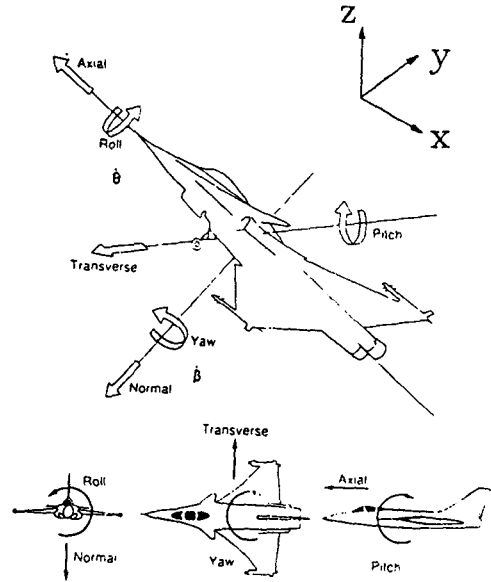


Fig. 2 Coordinates system

본 연구에서는 위와 같은 배경하에 선형 압축성 양력면 이론 (linear compressible lifting surface theory) 에 기초하고 있는 비평면 양력면방법 (non-planar lifting surface method) 을 이용하여 중형항공기 (KARI-C1, Fig. 1) 의 비정상운동을 피칭 (pitching) 진동, 롤링 (rolling) 운동, 요잉 (yawing) 및 히빙 (heaving) 운동으로 구분하여 각 운동형태 (Fig. 2) 에 따른 비정상 공력특성을 계산하였다.

2. 본 론

2.1 지배방정식

초기의 교란이 양력면에서부터 소멸되는 선형 압축성 유동에서 양력면의 운동에 의해서 임의의 점 $p(x, y, z)$ 에 발생하는 유도속도 (induced velocity, W) 라는 주위의 유동장이 비점성 (inviscid), 비회전 (irrotational), 등엔트로피 (isentropic) 유동이라는 가정하에 운동량방정식, Small disturbance theory 및 양력면 표면에서의 경계조건 (boundary condition) 에 의하여 다음과 같이 유도된다. ⁽¹⁵⁾

$$W = \iint_{\rho_{\infty} U_{\infty}} \frac{\Delta p}{\rho_{\infty} U_{\infty}} (x_0, y_0, z_0 = 0) K(x - x_0, y - y_0, 0) dx_0 dy_0 \quad (1)$$

K 는 커널함수 (Kernel function) 라 하며 다음과 같이 정의한다.

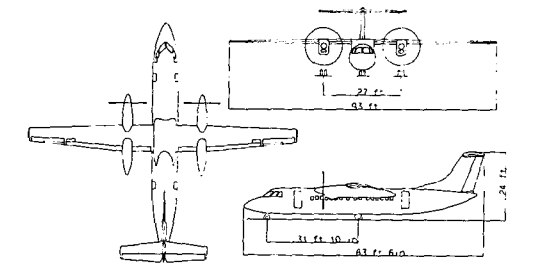


Fig. 1 KARI-C1 configurations

Reference Area (S_{ref})	745.5 ft ²
Span (b)	91.3 ft
Reference Chord (c_{ref})	8.165 ft
Reference moment point (C.G. : x, y, z)	(38.13, 0.0, 2.3896) ft

$$K(x, y) = \lim_{z \rightarrow 0} \frac{\exp(-i \frac{\omega}{U_\infty} x)}{4\pi} \int_{-\infty}^x \exp\left[\frac{i}{(1-M^2)} \frac{\omega}{U_\infty} \xi\right] \frac{\partial^2}{\partial z^2} \left(\frac{e^{-ikr}}{r}\right) d\xi \quad (2)$$

여기에서, $r \equiv [\xi^2 + (1-M^2)(y^2 + z^2)]^{1/2}$ 이며 커널함수 K 는, 새로운 변수 τ 를 정의하여 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$(1-M^2)\tau \equiv \xi - Mr(\xi, y, z)$$

$$K = -\frac{1}{4\pi} \left[\frac{M(Mx+r)}{r(x^2+y^2)} \exp\left[i \frac{\omega}{U_\infty} \frac{M}{(1-M^2)} (Mx-r)\right] + \exp\left(-i \frac{\omega X}{U_\infty}\right) \int_{-\infty}^{(x-Mr)/(1-M^2)} \frac{\exp\left(i \frac{\omega \tau}{U_\infty}\right)}{[r^2+y^2]^{3/2}} d\tau \right] \quad (3)$$

2.2 비평면 양력면방법

유동의 속도 U_∞ , 마하(mach)수 M , 밀도가 ρ 인 유동장내에 위치한 단위 수직벡터가 \vec{n}_0 인 양력면 위의 점 \vec{x}_0 는 $+\vec{n}_0$ 의 방향으로 작용하는 변환된 압력차(transformed pressure difference), $\Delta p = \rho U_\infty P$ 를 갖게되며 이로 인하여 양력면은 임의점 \vec{x} 에 유도속도 W 를 다음과 같이 유도한다.

$$W(\vec{x}) = \iint K(\vec{x}, \vec{x}_0) P(\vec{x}_0) dA_0 \quad (4)$$

여기서, $dA_0 = dx_0 dy_0$ 이며 이때 단위 수직벡터 \vec{n}_0 는 유동방향이나 x 방향으로 아무런 성분이 없는 것으로 가정하여 커널 K 는 양력면 위의 점 \vec{x}_0 에 위치한 하중으로 인하여 임의점 \vec{x} 에 유도된 속도 W 와 일치하는 reduced wave eq.의 해이다. 따라서 경계조건에 의해서 유도속도 W 가 전 표면에 걸쳐 주어질 때 위의 식에서 하중 P 를 계산하면 된다. 식(4)의 적분방정식을 piecewise constant approximation 기법을 이용하여 다음과 같이 이산화(discretization)한다.

$$\vec{W} = [C][P] \quad (5)$$

C 는 각 패널에서의 커널 K 의 적분이고, P 는 패널에 작용하는 하중벡터로 간주하면 식(5)로 이산화하였을 때와 같은 정확도를 가지고 계수 C 를 구하면 된다. 그러나 커널함수가 매우 복잡하기 때문에 계수 C 를 정확하게 구하는 것이 효율적이지 못하므로 커널 K 를 다음과 같이 간략화하여 계산한

다.

$$K = \vec{K}_p K_0 + D \vec{n}_0 \cdot \vec{\xi} K_{p0} \quad (6)$$

여기서, $\vec{\xi} = (y-y_0)\vec{j} + (z-z_0)\vec{k}$ 이고 K_{p0} 와 K_0 는 정상상태의 평면과 비평면 커널이다. 이 함수들은 $\xi=0, X>0$ 에서 특이점(singularity)를 갖으며 초음속 유동에서는 마하추(Mach cone)에서 특이점을 갖는 성질이 있다. \vec{K}_p 는 비정상 평면커널과 정상 평면커널의 비이고 계수 D 는 다음과 같이 \vec{K}_p 의 미분계수로 주어진다.

$$D = \vec{n}_0 \cdot \left(\vec{i} \frac{\partial}{\partial X} + \vec{\xi} \frac{1}{\xi} \frac{\partial}{\partial \xi} \right) \vec{K}_p \quad (7)$$

여기서, $X = x - x_0$ 이며 정상상태에서는 $\vec{K}_p = 1, D = 0$ 이 된다. 또한 \vec{K}_p 가 특이점이 없는 정규함수이므로 그 미분계수들은 유한차분법으로 구할 수 있으며 \vec{K}_p 는 각 패널에서 일정하다고 간주할 수 있다. 따라서 영향계수 C 는 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$C = \vec{K}_p C_0 + D C_{p0} \quad (8)$$

여기서, C_0 와 C_{p0} 는 비평면과 평면 정상영향계수로 이론적으로 계산할 수 있으며 비정상 요소 \vec{K}_p 와 D 는 패널상이 한점에서만 계산된다. \vec{K}_p 는 마하수와 복소 라플라스변수 $\bar{s} = s/U$ 는 물론 축방향과 반경방향의 상대적인 거리 X 와 ξ 의 변화에만 영향을 받는 무차원 함수이므로 오직 $\bar{s}X$ 와 $\bar{s}\xi$ 의 곱(실수함수)에 따라서만 변한다. 따라서 본 논문에서는 이를 다음과 같이 정의하였다.

$$\vec{K}_p = \vec{K}_p(sx, sy; M, \phi) \quad (9)$$

여기서, $sx = |\bar{s}|X, sy = |\bar{s}|\xi$ 이며 ϕ 는 \bar{s} 의 편각(argument)이다. sx 와 sy 의 범위는 양력면의 형상과 예상되는 \bar{s} 의 최대값에 의해서 선형적(priori)으로 결정된다. 따라서 함수 \vec{K}_p 를 계산범위 내에서 패널격자보다 더 세밀한 격자에 대해서 계산하여 포로 만들어 놓으면 \vec{K}_p 와 그 미분계수는 영향계수를 계산할 때 내삽(interpolation)에 의해서 그 값을 결정할 수 있다. 이 방법의 장점은 미리 \vec{K}_p 를 계산해 놓음으로써 그 계산회수가 패널의 개수가 아닌 패널수에 비례한다는 것이다. 또한 표를 만들기 위해서 사용한 \bar{s} 의 값보다 더 작은 \bar{s} 에 대해서는 새로 표를 만들 필요가 없으며 단지 M, ϕ 또는 기하학적으로 형상이 변할 때만 다시 만들면 된다. 각 패널에서 \vec{K}_p 의 변화를 무시하기 위해

서는 패널의 폭이 $1/|s|$ 에 비해 작아야 한다. 이는 $|s|$ 가 증가할수록 더 세밀하게 패널을 만들어야 하는 것을 의미하므로 본 계산방법은 주파수가 매우 큰 경우에는 적합하지 못하다. 또한, 편이상 비정상 요소들이 계산되는 점은 패널의 중심에 두었는데 특이점을 포함한 패널에 대해 quadrature오차를 줄이기 위해서는 비정상 요소들의 계산점을 일반화된 면적 (generalized area)의 중심에 두는 것이 더 좋다. 그러나 이렇게 하면 제어점 (control point)의 위치에 따라 계산점이 바뀌는 문제가 있다. 평면/비평면 양력면의 K, \bar{K}, K_0 와 정상영향계수에 대해서는 참고문헌 (16)에 잘 나타나 있다.

2.3 수치해석

수치해석은 해석대상인 KARI-C1를 주날개 및 꼬리날개로 구분하여 해석하였으며 날개 및 동체의 두께효과는 본 연구의 주요결과인 비정상 양력 및 모멘트에는 큰 영향을 미치지 않으므로 무시하고 해석하였다. Fig. 3은 수치해석을 위한 주날개와

꼬리날개의 패널분포를 표시한 그림으로 패널의 측면이 유동방향과 평행한 사각형 모양으로 하였으며 제어점 (control point)은 수렴성이 가장 양호한 스패 (span)의 중앙, 코드 (chord)의 85% 위치에 두었다.

○주날개 이산화

주날개와 동체가 겹치는 부분에서는 동체에 의한 영향으로 올려흐름 (upwash)가 발생하지 않는 것으로 하여 계산하였으며 주날개는 기하학적으로 대칭이므로 대칭성을 이용하여 날개의 반쪽만 계산하였다.

○꼬리날개 이산화

꼬리날개는 상호작용하는 서로 다른 2개의 양력면의 해석기법을 이용하여 수평꼬리날개와 수직꼬리날개가 서로 영향을 미치는 경우에 대한 공력을 해석하였다.

3. 비정상 공력해석

3.1 비정상 운동의 올려흐름 계산

양력면에서의 유도속도 (induced velocity, W)는 본 기법의 기본이론인 compressible potential flow의 경계조건으로부터 다음과 같이 표현된다.

$$W = \nabla \phi \cdot \vec{n} = \frac{\partial \phi}{\partial n} = \vec{v}_{rel} \cdot \vec{n}$$

여기서, ϕ 는 velocity potential이며 \vec{v}_{rel} 는 자유유동에 대한 양력면의 상대속도이며 다음과 같이 표현된다.

$$\vec{v}_{rel} = \vec{U}_\infty + \vec{\omega} \times \vec{r}$$

따라서 운동형태별로 올려흐름 (upwash)를 정리하면 다음과 같다.

○피칭 (pitching) 진동운동 : 관성좌표계

$$\frac{\bar{W}}{U_\infty} = \bar{a} \left[1 + \frac{\omega c}{U_\infty} \frac{(x - x_c)}{c} \right] = \bar{a} \left[1 + is (\hat{x} - \hat{x}_c) \right]$$

$$s = \frac{\omega c}{U_\infty}, \quad c : \text{코드의 길이,}$$

$$x_c : \text{Pitching 진동의 중심점,}$$

$$\hat{x} = \frac{x}{c}, \quad \hat{x}_c = \frac{x_c}{c}$$

○롤링 (rolling) 운동 : 몸통좌표계

$$\frac{\bar{W}}{U_\infty} = \frac{\dot{\theta} b}{U_\infty} \frac{(y - y_c)}{b} = s (y - y_c)$$

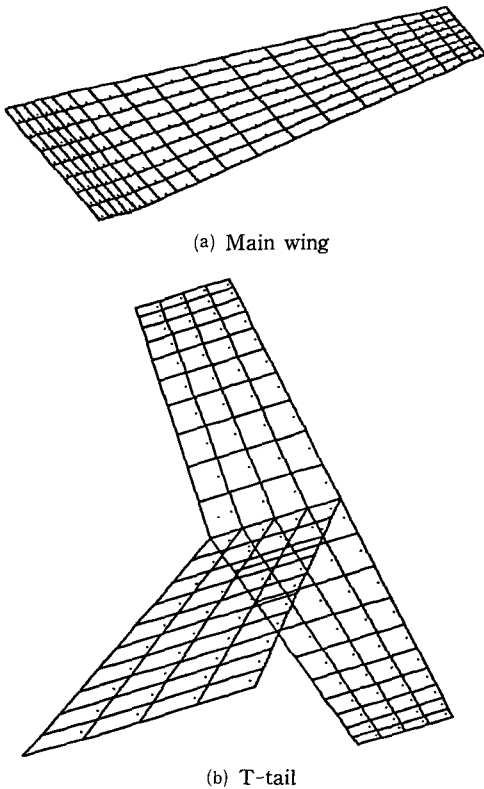


Fig. 3 Discretization of KARI-C1 main wing and tail wing sections (· : Control point)

$\dot{\theta}$ rad/sec : 양력면의 단순조화 진동주파수

$$s = \frac{\dot{\theta}b}{U_\infty}, \quad \dot{y} = \frac{y}{b}, \quad \dot{y}_c = \frac{y_c}{b}$$

b : 날개의 스패ん길이

○ 요잉 (yawing) 운동 : 몸통좌표계

$$\frac{\overline{W}}{U_\infty} = \frac{\dot{\beta}b}{U_\infty} \frac{(x-x_c)}{b} = s(\bar{x} - \bar{x}_c)$$

$\dot{\beta}$ rad/sec : 양력면의 단순조화 진동주파수

$$s = \frac{\dot{\beta}b}{U_\infty} : \bar{x} = \frac{x}{b}, \quad \bar{x}_c = \frac{x_c}{b}$$

b : 날개의 스패ん길이

○ 히빙 (heaving) 운동 : 관성좌표계

$$\frac{\overline{W}}{U_\infty} = -i \frac{\omega c}{U_\infty} \frac{\overline{h}}{c} = -i \int \hat{h} - i\dot{\hat{h}}$$

$$s = \frac{\omega c}{U_\infty}, \quad \overline{h} : \text{진동폭 (amplitude)}$$

$$\hat{h} = \frac{\overline{h}}{c}, \quad c : \text{코드의 길이}$$

3.2 코드의 검증

○ 피칭 (pitching) 진동운동

Fig. 4는 $M=0.8$ 에서 $k=0.3$ 으로 1/4 코드를 중심으로 피칭진동을 하는 사각날개 ($AR=4$)의 스패ん방향으로의 양력곡선 기울기 ($C_{L\alpha}$)를 나타낸 것이며 Fig. 5는 $M=1.414$, $k=0.75$ 에서 1/2 코드를 중심으로 피칭진동을 하는 사각날개 ($AR=2$)의 코드방향으로의 압력분포 ($\Delta p/\text{rad}$)를 비교한 그림이다. Fig. 6은 $M=1.436$, $k=0.641$ 로 1/2 코드를 중심으로 피칭진동을 하는 삼각날개의 코드방향으로의 압력분포 ($\Delta p/\text{rad}$)를 비교한 그림이다.

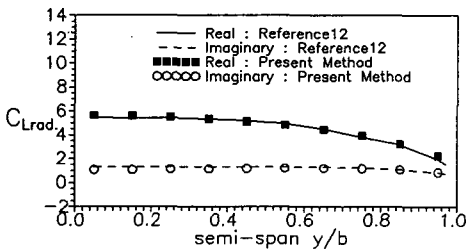


Fig. 4 Comparison of DHM and present method for rectangular wing oscillating in pitch about 1/4 chord. Real and imaginary part of the spanwise distribution of lift curve slope: $M=0.8$, $k=0.3$

○ 롤링 (rolling) 운동

Fig. 7은 k 의 변화에 따라 $AR=1$, $AR=0.71$ 인 삼각날개에서 발생하는 올려흐름 및 스패ん방향의 양력분포 (Cly)를 나타낸 그림이며 Fig. 8은 롤링모멘트 (rolling moment) 계수 (C_l)의 크기를 비교한 그림이다.

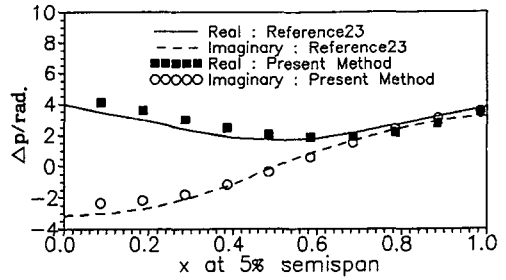


Fig. 5 Unsteady pressure distribution of a rectangular wing in pitching oscillation

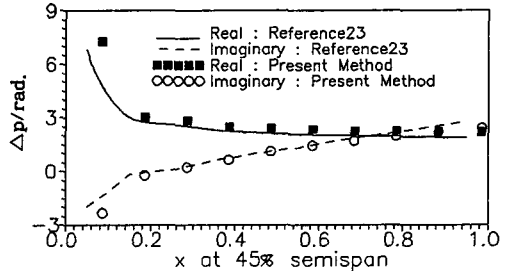
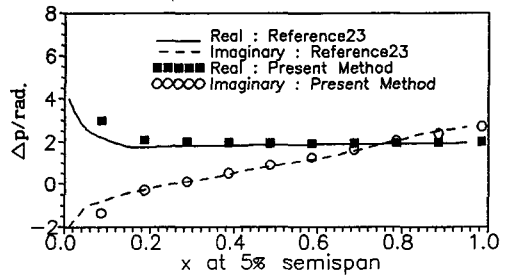


Fig. 6 Unsteady pressure distribution of a triangular wing in pitching oscillation

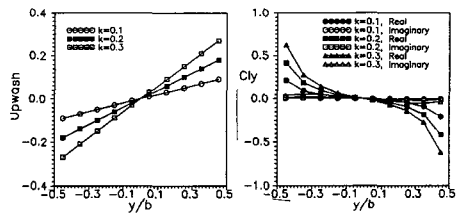


Fig. 7 Spanwise upwash distribution and lift distribution of a steadily rolling delta wing

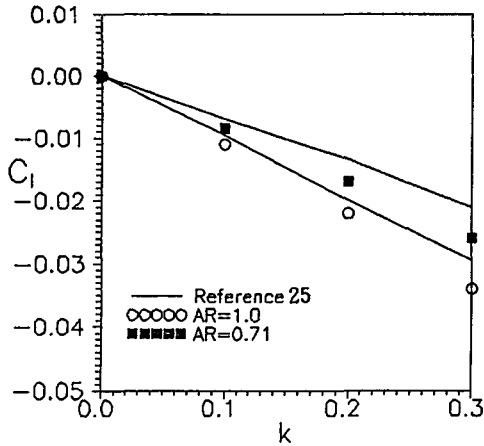


Fig. 8 Effect of roll rate on the rolling moment of a steadily rolling delta wing

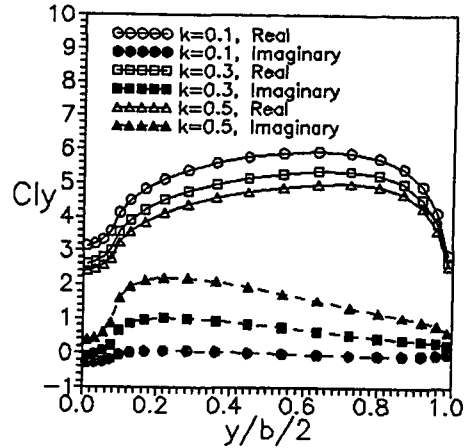


Fig. 10 Spanwise lift distribution on a pitching oscillating main wing of KARI-C1

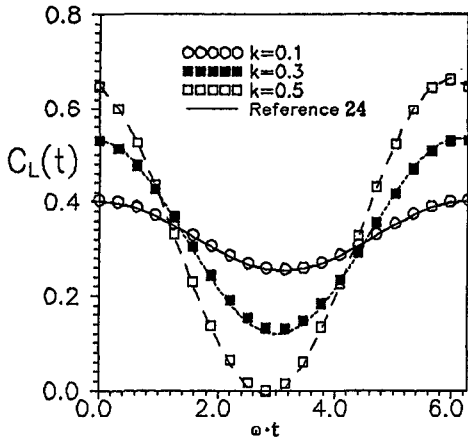


Fig. 9 Periodic lift variation during heaving oscillations of an AR=4 rectangular wing

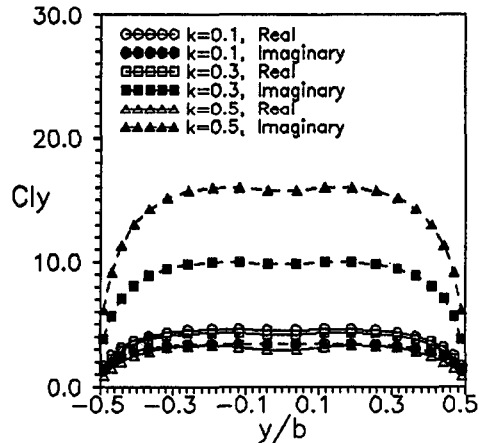


Fig. 11 Spanwise lift distribution on a pitching oscillating horizontal tail wing of KARI-C1

○ 히빙 (heaving) 운동

Fig. 9는 진동폭대 코드길이의 비가 0.1이고 AR=4인 사각날개가 한 주기(2π)만큼 히빙 (heaving) 운동을 하는 동안의 양력변화(C_L(t))를 비교한 그림이다.

3.3 비정상 공력결과 해석

비정상 공력해석은 KARI-C1의 동체효과는 고려하지 않고 주날개와 꼬리날개에 대해서만 실제비행 조건(M=0.414)에서 수치해석을 하였으며 비행기가 피칭 진동운동, 롤링운동, 요잉운동 및 히빙운동할 때의 결과를 감쇄주파수(reduced frequency, $k = \omega c / 2U_\infty$)의 변화에 따라 계산하였다.

3.3.1 피칭진동 해석

Fig. 10는 반음각 1 rad, M=0.414에서 KARI-C1이 무게중심을 중심으로 피칭진동을 할 때 k의 변화에 따라 주날개의 스펠방향 양력의 변화를 나타낸 그림이며, Fig. 11은 수평꼬리날개에서의 스펠방향 양력변화를 나타낸 그림이다. Fig. 12는 k의 변화에 따라 주날개에서 나타나는 양력(C_L)과 피칭 모멘트(C_M)의 변화를 나타낸 그림이며 Fig. 13은 꼬리날개에서의 양력과 피칭 모멘트의 변화를 표시한 그림이다. 또한 Fig. 14는 전체날개(주날개+꼬리날개)에서의 양력 및 피칭 모멘트의 변화를 k의 변화에 따라 나타낸 그림이다. 이 결과에 의하면 k가 증가에 비례하여 위상의 차이(phase lag)

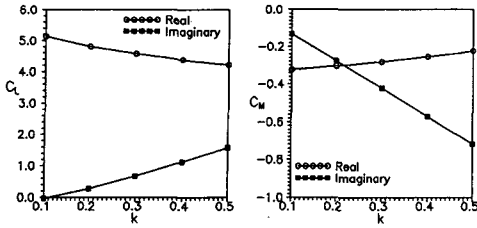


Fig. 12 Effect of pitching oscillating rate on the lift and pitching moment of a main wing of KARI-C1

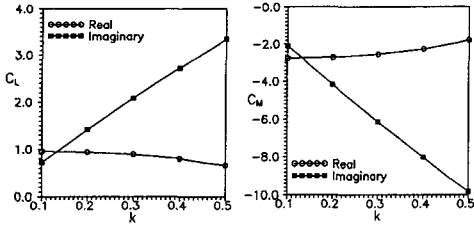


Fig. 13 Effect of pitching oscillating rate on the lift and pitching moment of a horizontal tail wing of KARI-C1

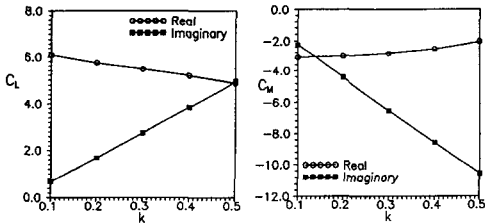


Fig. 14 Effect of pitching oscillating rate on the lift and pitching moment of a total wing (main + horizontal tail) of KARI-C1

도 커지며 양력과 피칭 모멘트의 크기도 증가하는 것을 알 수 있다.

3.3.2 롤링운동 해석

Fig. 15는 KARI-C1의 무게중심을 중심으로 롤링 운동을 할 때 k 의 변화에 따라 주날개에서 발생하는 스패방향으로의 율러흐름 및 양력분포(Cly)를 나타낸 그림이며 Fig. 16은 수평꼬리날개에서의 율러흐름 및 양력의 분포를 나타낸 그림이다. 율러흐름 및 양력분포의 경향이 코드검증 결과와 같음을 볼 수 있다. 그러나 수평꼬리날개에서의 양력분포는 수직꼬리날개가 수평꼬리날개의 중앙에 존재하므로 해서 두 날개가 연결된 부분에서 불연속성이

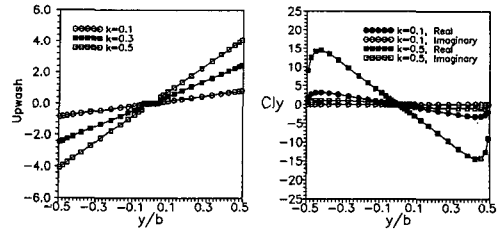


Fig. 15 Spanwise upwash and lift distribution on a steadily rolling main wing of KARI-C1

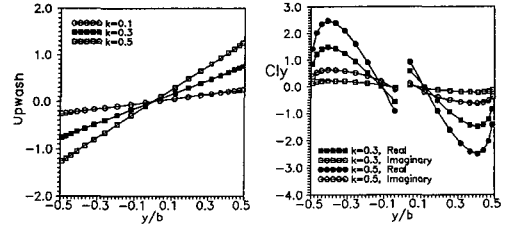


Fig. 16 Spanwise upwash and lift distribution on a steadily rolling horizontal tail wing of KARI-C1

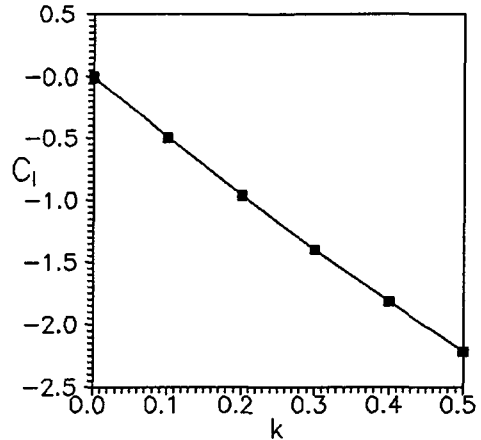


Fig. 17 Effect of roll rate on the magnitude of rolling KARI-C1 (main + horizontal tail)

나타나는 것을 볼 수 있다.

Fig. 17은 전체날개(주날개+꼬리날개)에서 발생하는 롤링 모멘트(C_l)의 크기를 나타낸 그림이다. 결과에서 알 수 있듯이 k 의 증가에 비례하여 롤링 모멘트의 크기도 증가하는 것을 볼 수 있다.

3.3.3 요잉운동 해석

Fig. 18은 KARI-C1의 무게중심을 중심으로 요잉 운동을 할 때 k 의 변화에 따라 수직꼬리날개에서

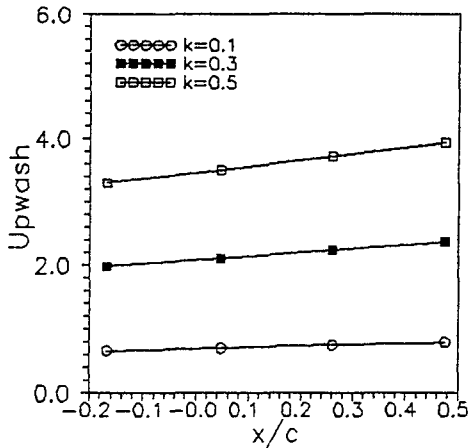


Fig. 18 Chordwise upwash distribution on a steadily yawing vertical tail of KARI-C1

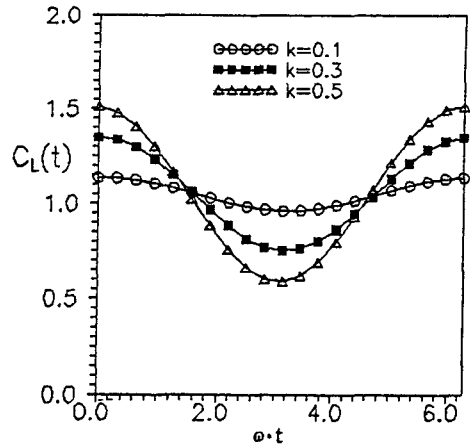


Fig. 20 Periodic lift variation during heaving oscillations of KARI-C1

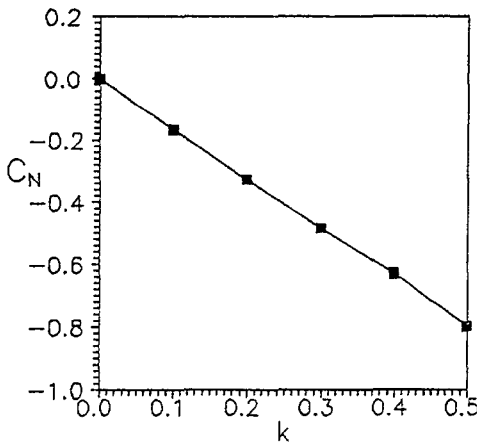


Fig. 19 Effect of yaw rate on the magnitude of yawing moment of a steadily yawing vertical tail of KARI-C1

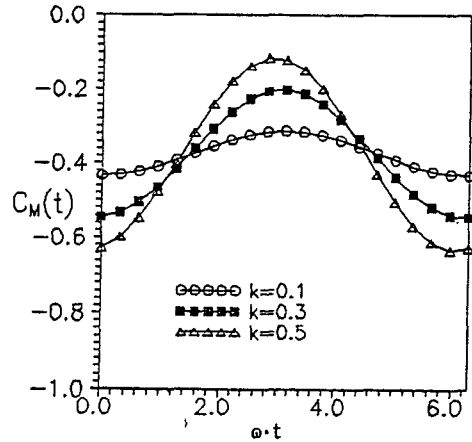


Fig. 21 Periodic pitching moment variation during heaving oscillations of KARI-C1

발생하는 코드방향의 올려흐름 분포를 나타낸 그림이며 Fig. 19는 k 의 변화에 따라 요잉모멘트(C_N)의 크기를 나타낸 그림이다. 결과에서 볼 수 있듯이 k 가 증가함에 따라 요잉 모멘트의 크기가 증가하는 것을 볼 수 있다.

3.3.4 히빙운동 해석

Fig. 20은 KARI-C1이 받음각(α) 6 deg, 진동폭 (heaving amplitude) 0.1c로 히빙운동을 한 주기 (2π)만큼 하는 동안 k 의 변화에 따른 양력($C_L(t)$) 변화를 표시한 그림이고 Fig. 21은 피칭 모멘트

($C_M(t)$)의 변화를 표시한 그림이다. 그림에서 볼 수 있듯이 k 의 크기가 커질수록 양력 및 피칭 모멘트의 변화폭이 커짐을 알 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 선형 압축성이론을 기본으로 하는 비평면 양력면방법으로 중형항공기(KARI-C1)의 비정상 공력해석을 비행기가 피칭진동, 롤링운동, 요잉 및 히빙운동을 할 경우로 구분하여 해석하였다. 해석결과 비정상 공력해석 기법은 피칭진동,

롤링 및 히빙운동에 대해서 타기법과 비교시 매우 좋은 결과를 보여 주었으며, KARI-C1의 비정상 운동 해석결과는 타기법에 의한 결과가 없기 때문에 비교하지 못하였으나 자체 분석한 결과 신뢰할 수 있는 결과를 얻은 것으로 판단된다.

참고문헌

- (1) Hammond, D. E., Runyan, H. L. and Manson, J. P., 1974, "Application of Unsteady Lifting Surface Theory to Propellers in Forward Flight," *AIAA Paper* No. 74-419.
- (2) Ueda, T. and Dowell, E. H., 1982, "A New Solution Method for Lifting Surfaces in Subsonic Flow," *AIAA Journal*, Vol. 20, March, pp. 348~355.
- (3) Appa, K., 1987, "Constant Pressure Panel Method for Supersonic Unsteady Air-load Analysis," *Journal of Aircraft*, October.
- (4) Landahl, M. T., 1967, "Kernel Function for Nonplanar Oscillating Surfaces in a Subsonic Flow," *AIAA Journal*, Vol. 5, May, pp. 1045~1046.
- (5) Landahl, M. T. and Stark, V. J. E., 1968, "Numerical Lifting-Surface Theory-Problems and Progress," *AIAA Journal*, Vol. 6, Nov., pp. 2049~2060.
- (6) Albano, E. and Rodden, W. P., 1969, "A Doublet-Lattice Method for Calculating lift Distributions on Oscillating Surfaces in Subsonic-Flows," *AIAA Journal*, Vol. 7, February, pp. 279~285.
- (7) Rodden, W. P., Giesing, J. P. and Kalman, T. P., 1972, "Refinement of the Nonplanar Aspects of the Subsonic Doublet-Lattice Lifting Surface Method," *Journal of Aircraft*, January.
- (8) Brune, G. E. and Dusto, A. R., 1972, "Slowly Oscillating Lifting Surfaces at subsonic and Supersonic Speeds," *Journal of Aircraft*, Nov.
- (9) Kalman, T. P., Rodden, W. P. and Gieseng, J. P., 1971, "Application of the Doublet-Lattice Method to Nonplanar Configurations in Subsonic Flow," *Journal of Aircraft*, Vol. 8, June, pp. 406~413.
- (10) Rodden, W. P. and Gieseng, J. P., 1970, "Application of Oscillatory Aerodynamic Theory for Estimation of Dynamic Stability Derivatives," *Journal of Aircraft*, Vol. 7, No. 3, May/June, pp. 272~275.
- (11) Ueda, T., 1982, "Lifting Surface Calculations in the Laplace Domain with Application to Root Loci," *AIAA Journal*, Vol. 25, Mar., pp. 698~704.
- (12) Eversman, W. and Pitt, D. M., "A Hybrid Doublet Lattice-Doublet Point Method for Complete Aircraft Configurations," *AIAA Paper* No. 89-1322.
- (13) Cho, J. and Williams, M. H., 1990, "Propeller-Wing Interaction using a Frequency Domain Panel Method," *Journal of Aircraft*, Vol. 27, March, pp. 196~203.
- (14) Cho, J. and Williams, M. H., 1990, "Counter Rotating Propeller Analysis using a Frequency Domain Panel Method," *The AIAA J. of Propulsion and Power*, Vol. 6, July/August, pp. 426~433.
- (15) Dowell, E. H., 1978, *A Modern Course in Aeroelasticity*, Sijthoff & Noordhoff.
- (16) Cho, J. and Williams, M. H., 1993, "S-Plane Aerodynamics of Nonplanar Lifting Surface," *Journal of Aircraft*, Vol. 30, July-Aug., pp. 433~438.
- (17) Schlichting, H. and Truckenbrodt, E., 1979, *Aerodynamics of the Airplane*, McGraw-Hill, Inc.
- (18) McCormick, 1979, *Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics*, John Wiley & Sons.
- (19) Abbott, I. H. and Doenhoff, A. E., 1959, *Theory of Wing Sections, Including a Summary of Airfoil Data*, Dover, New York.
- (20) 성봉주 외, 1992, "항공기 날개의 공력설계/해석기술 개발(2)," 한국항공우주연구소, UCN 0290-33.
- (21) Perkins, C. D. and Hage, R. E., 1949, *AirPlane Performance Stability and Control*, John Wiley and Sons, Inc.
- (22) Küssner, H. G., 1941, *General Airfoil Theory*, NACA TM 979.
- (23) Ueda, T. and Dowell, E. H., 1984, "Doublet-

- point Method for Supersonic Unsteady Lifting Surfaces," *AIAA Journal*, Vol. 22, February, pp. 179~186.
- (24) Katz, J. and Maskew, B., 1988, "Unsteady Low-Speed Aerodynamic Model for Complete Aircraft Configurations," *Journal of Aircraft*, Vol. 25, No. 4, April, pp. 302~310.
- (25) Katz, J., 1984, "Lateral Aerodynamics of Delta Wings with Leading-Edge Separation," *AIAA Journal*, Vol. 22, March, pp. 323~328.