

## 論文

## 가변스팬 모핑날개를 가진 비행체의 공력특성 및 비행 제어

배재성\*, 황재혁\*, 박상혁\*, 김종혁\*

## Aerodynamics and Flight Control of Air Vehicle with Variable Span Morphing Wing

Jae-Sung Bae\*, Jai-Hyuk Hwang\*, Sang-Hyuk Park\*, Jong-Hyuk Kim\*

## ABSTRACT

In the aerospace field, the study on a morphing-wing is in progress to improve flight performance and perform multi flight mission. There are many concepts of morphing-wing such as camber-change, wing-twist, variable-span, and so on. In this study, the aerodynamic characteristics and flight control of an air vehicle with a variable-span morphing wing (VSMW) have been investigated. VSMW with symmetric span control(SSC) can increase cruising range of aircraft by reducing drag in various flight condition. VSMW with anti-symmetric span control(ASSC) can be used in the roll control of an aircraft. The flight control about pure rolling dynamic system and full dynamic system have been performed about the cruise missile.

**Key Words** : Variable-Span Morphing Wing(VSMW, 가변 스패 모핑 날개), Symmetric Span Control(SSC, 대칭 스패 제어), Anti-Symmetric Span Control(ASSC, 비대칭 스패 제어), Sliding Mode Control(슬라이딩 모드 제어)

## 1. 서 론

최근 10여 년간 항공우주분야에서는 비행체의 다중 비행 임무 수행이나 비행 성능의 향상을 위해 모핑 날개(morphing wing)의 개념에 대한 많은 연구가 진행되어 오고 있다[1]. 모핑 날개의 개념으로는 캠버 변화(camber change)[2,3], 날개 비틀림(wing twist)[4], 그리고, 날개 스패 변화(wing span change)[5,6]등이 있다. 캠버의 변화는 적응 에어포일(adaptive airfoil)과 같이 불연속적인 제어면 없이 원하는 양력을 얻기 위해 캠버의 형상을 변화시키는 것이며, 날개의 비틀림은 최소의 항력과 최대의 공력특성을 얻기 위해 비틀림 각을 변화시키는 것이다. 날개의 후퇴각 변화

(wing sweep change)와 날개 스패 변화는 다양한 비행 조건에 대해 날개 형상을 변형하는 것으로 가변 후퇴익은 F-14, F-111, B-1과 같은 군용 항공기에 성공적으로 적용되었다. 이러한 가변 후퇴익 적용으로 인해 항공기 속도가 증가함에 따라 후퇴각을 변화시킴으로써 항력을 줄일 수 있다. Fig. 1에 나타난 크루즈 미사일(cruise missile)의 가변 스패 모핑 날개(VSMW, Variable-Span Morphing Wing)는 다양한 비행조건에서 항력을 감소시키기 위해 날개 스패(wing span)을 변화시키도록 고안되었다. 날개 스패의 증가로 인해 가로세로비(aspect ratio)와 날개 면적(wing area)이 증가하고, 이에 따라 같은 양력에 대해 스패 방향의 양력 분포는 감소하게 된다. 그 결과, 모핑 날개의 항력은 감소하게 되고, 항공기의 항속거리는 증가하게 된다. 이는 VSMW의 대칭 스패 제어(SSC, Symetric Span Control)의 중요한 장점이다.

대칭 스패 제어와 달리, VSMW는 스패가 비대

2010년 10월 20일 접수~2010년 12월 18일 심사완료

\* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

연락처, E-mail : jsbae@kau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

칭적으로 변화한다. 오른쪽 날개의 스패인이 증가하고 왼쪽 날개의 스패인은 감소하거나 하나의 날개 스패인만 증가한다.

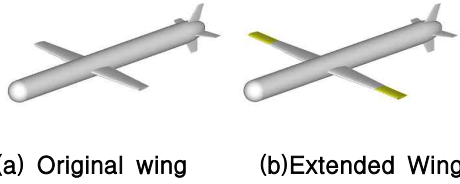


Fig.1 가변 스패인 모핑 날개를 지닌 크루즈 미사일

Fig. 2는 VSMW의 ASSC를 보여 준다. 서로 다른 스패인으로 인해 두 날개의 양력차이가 생기게 되어 미사일의 축 방향에 대한 롤링 모멘트(rolling moment)가 발생하게 된다.

이와 같이 VSMW의 적용으로 가능한 또 다른 장점은 bank-to-turn(BTT) 미사일의 롤 제어(roll control)를 위한 비대칭 스패인 제어(ASSC, anti-symmetric span control)라는 새로운 방법이다. 본 연구에서는 SSC 및 ASSC에 의한 VSMW의 공기역학적 특성을 조사하였으며 VSMW를 가진 순항 미사일의 순수 롤 운동 시스템과 폴 시스템에 대한 비행 제어를 수행하였다.

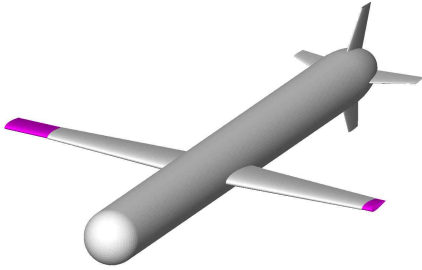


Fig. 2 가변 스패인 모핑 날개의 비대칭 스패인 제어

## II. 가변 스패인 날개의 공기력 해석

### 2.1 양력선 이론 (Lifting Line Theory)

후퇴각(sweep angle)이 없고, 가로세로비(aspect ratio)가 4보다 큰 날개의 스패인방향의 양력분포는 양력면의 공력중심(aerodynamic center)인 1/4 코드(chord)에 위치하는 단일 폐 와류 시스템(single bound vortex system)에 의해 표현될 수 있다[7,8]. 하나의 와류는 스패인(span)을 따

라 강도가 변하는 순환(circulation)  $\Gamma(y)$ 를 가지고 있다. Prandtl과 Tietjens [9]는 스패인방향의 흐름이 크지 않다는 가정 하에 날개의 각 부분을 독립적인 2차원 요소로 가정하였다.

스패인방향의 순환분포를 Fourier 시리즈로 전개하면 다음과 같다.

$$\Gamma(y) = 4sU \sum_{n=1}^N A_n \sin(n\phi) \quad (1)$$

여기서,  $s$ 는 스패인의 1/2이며,  $U$ 는 속도,  $\phi$ 는 다음과 같다.

$$\phi = \cos^{-1}(-y/s) \quad (2)$$

스패인 방향의 양력계수는 다음과 같이 표현된다.

$$c_l(\phi) = \frac{l(\phi)}{\frac{1}{2}\rho U^2 c} = \frac{2\Gamma(\phi)}{Uc} \quad (3)$$

각 스패인에서의 경계조건은 다음과 같다.

$$c_l = \left( \frac{dC_l}{d\alpha} \right) (\alpha - \alpha_i) = a_0 (\alpha_0 + \alpha_p + \alpha_{oi} - \alpha_i) \quad (4)$$

여기서,  $\alpha_0$ ,  $\alpha_{0i}$ ,  $\alpha_i$ 는 각각 초기 받음각, 제로 양력 받음각, 유도 받음각이다.  $\alpha_p (= -py/U)$ 는 롤속도  $p$ 에 의한 받음각이다. 유도 받음각  $\alpha_{oi}$ 는 다음과 같이 표현된다.

$$\alpha_{oi} = -\frac{w}{U} \quad (5)$$

여기서,  $w$ 는 내리흐름이며, 다음과 같이 표현된다.

$$-w = \frac{1}{4\pi} \int_{-s}^s \frac{d\Gamma/dy}{y-y_1} dy_1 = U \frac{\sum_{n=1}^N n A_n \sin n\phi}{\sin \phi} \quad (6)$$

식(3), (4), (6)으로부터 다음과 같은 최종 방정식을 얻을 수 있다.

$$\mu (\alpha_0 + \alpha_p - \alpha_{oi}) \sin \phi = \sum_{n=1}^N A_n \sin n\phi (\mu n + \sin \phi) \quad (7)$$

여기서,  $\mu = ca_0/8s$ 이다. 식(7)을  $N$ 개의 스패인 위치에 적용하면  $N$ 개의  $A_i (i=1,2,\dots,N)$ 를 얻을 수 있고, 최종적으로 순환  $\Gamma(\phi)$ 를 얻는다.

### 2.2 양력분포가 대칭인 경우

날개 뿌리에 대해 스패인 방향의 양력분포가 대칭인 경우는 식(1)에서 짝수 항  $A_{2k} (k=1,2,\dots)$ 는 0이 되며, 순환  $\Gamma(\phi)$ 는 다음과 같이 표현된다.

$$\Gamma(\phi) = 4sU \sum_{n=1}^N A_{2n-1} \sin[(2n-1)\phi] \quad (8)$$

따라서 날개에 작용하는 양력은 식(9)와 같으며,  $n=1$ 을 제외하고는 0 이므로 양력 계수는 식

(10) 같이 표현할 수 있다.

$$L = \int_{-s}^s \rho U \Gamma(y) dy = 4\rho U^2 s^2 \int_0^\pi \sum_{n=1}^N A_{2n-1} \sin[(2n-1)\phi] \sin\phi d\phi \quad (9)$$

$$C_L = A \pi AR \quad (10)$$

하나의 날개에 작용하는 모멘트는 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} M_{\text{tot}} &= 2\rho U^2 s^3 \int_0^{\pi/2} \left\{ \sum_{n=1}^N A_{2n-1} \sin[(2n-1)\phi] \sin 2\phi \right\} d\phi \\ &= 2\rho U^2 s^3 \left[ \frac{2}{3} A_1 + \frac{2}{5} A_3 - \frac{2}{21} A_5 + \frac{2}{45} A_7 - \frac{2}{77} A_9 + \dots \right] \\ &= 2\rho U^2 s^3 \bar{A} = C_M \cdot \frac{1}{2} \rho U^2 S \cdot s \end{aligned} \quad (11)$$

따라서 모멘트 계수는 다음과 같다.

$$C_M = 2\bar{A}AR \quad (12)$$

VSMW는 스팬이 증가하고, 면적도 증가한다. 그러므로 양력 및 모멘트 계수의 비교를 위해 다음과 같은 공력계수를 정의한다.

$$C'_L = C_L \frac{S}{S_0}, \quad C'_M = C_M \frac{Ss}{S_0 s_0} \quad (13)$$

### 2.3 양력분포가 반대칭인 경우

양력분포가 반대칭인(anti-symmetric) 경우는 식(1)의 홀수 항  $A_{2k-1} (k=1, 2, \dots)$ 이 0이 되어 순환은 다음과 같다.

$$\Gamma(y) = 4sU \sum_{n=1}^N A_{2n} \sin(2n\phi) \quad (14)$$

또한 하나의 날개에 작용하는 양력과 양력계수는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} L &= \int_0^{\pi/2} \rho U s \Gamma(\phi) \sin\phi d\phi \\ &= 4\rho U^2 s^2 \int_0^\pi \sum_{n=1}^N A_{2n} \sin 2n\phi \sin\phi d\phi \end{aligned} \quad (15)$$

$$C_L = 2\bar{A}_2 AR \quad (16)$$

이전과 유사한 방법으로 전체 날개에 작용하는 모멘트 계수는 다음과 같다.

$$C_M = \frac{\pi}{2} A_2 AR \quad (17)$$

### 2.4 스팬변화에 따른 날개 특성 변화

본 연구의 VSMW는 작은 후퇴각과 테이퍼 비를 가진 주 날개(main wing)와 후퇴각이 없는 사각형의 전개 날개로 이루어져 있다. 본 연구에서 고려된 VSMW의 주 날개는 작은 후퇴각을

가지고 있으므로, 양력선 이론을 적용할 수 있다. 식 (18)에서의 날개 스팬은 다음과 같이 표현된다.

$$s = s_0 + s_e \quad (18)$$

여기서  $s_0$ 는 주 날개 스팬의 반이고,  $s_e$ 는 전개 날개의 스팬이다. 임의의 스팬 위치  $y$ 에서의 코드는 다음과 같이 표현된다.

$$\bar{c}(\bar{y}) = c(\bar{y})/c_0 = 1 + (\lambda - 1)\bar{y}/\bar{s}_0 \quad (19)$$

$$\bar{c}(\bar{y}) = \lambda \quad \bar{y} \leq \bar{s}_0, \quad \bar{y} > \bar{s}_0 \quad (20)$$

여기서  $\bar{y}$ 와  $\bar{s}_0$ 는 다음과 같이 정의된다.

$$\bar{y} = \frac{y}{s_0 + s_e} \quad (21)$$

$$\bar{s}_0 = \frac{s_0}{s_0 + s_e} \quad (22)$$

따라서 VSMW의 가로세로비(AR)는 다음과 같이 정의 된다.

$$AR = \frac{4s^2}{[(1+\lambda)s_0 + 2\lambda s_e]c_0} = \frac{4s}{[(1+\lambda)\bar{s}_0 + 2\lambda \bar{s}_e]c_0} \quad (23)$$

여기서  $\bar{s}_e$ 는  $s_e/s$ 이다. VSMW의 스팬 변화에 대한 AR와 날개 면적의 변화를 Fig.3에 나타내었다. 50% 스팬 증가 시 AR은 5에서 8로 증가하고, 면적은 약 38%가 증가한다.

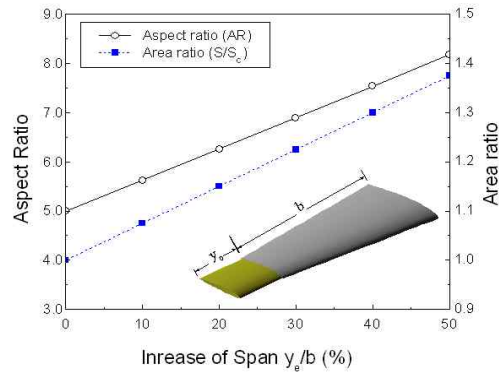


Fig. 3 스팬변화에 따른 AR와 날개 면적변화

## 2.5 VSMW 공기력 해석결과

### 2.5.1 VSMW의 공기력 계산

Fig. 4와 5는 날개의 스팬이 증가할 때 양력과 모멘트 계수의 변화를 보여준다. VSMW는 스팬 변화에 대해 날개 면적도 변화하므로, 날개 면적

의 변화를 고려하기 위해 주 날개의 면적에 대해 무차원화한 새로운 공력계수[6]를 사용하였다. 50% 스패 증가에 의해 양력계수는 약 44%가 증가하였으며, 모멘트계수는 약 110%가 증가하였다.

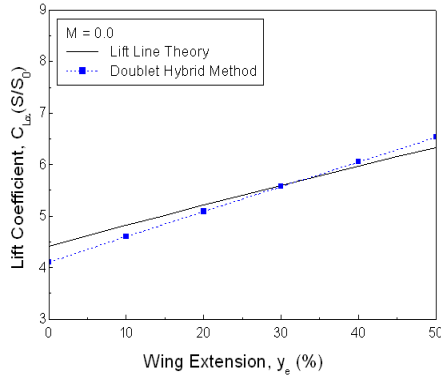


Fig. 4 양력계수 vs. 날개 스패 증가

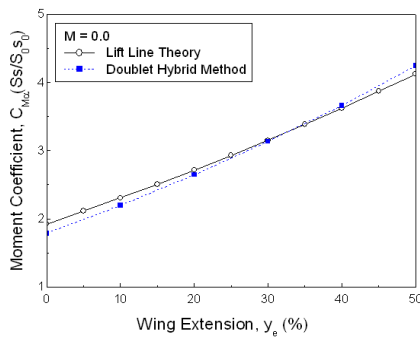


Fig. 5 모멘트계수 vs. 날개 스패 증가

## 2.5.2 VSMW의 항력 및 순항거리

VSMW의 대칭적인 날개 스패 증가는 양항비 ( $L/D$ )를 증가시켜, 비행체의 항속거리가 증가하게 된다. 비행체의 총 항력은 유도항력(induced drag)와 형상항력(profile drag)의 합으로 표현할 수 있다. 순항거리의 증가는 다음과 같은 식을 이용하여 계산할 수 있다[11].

$$R = 2 \sqrt{\frac{2}{\rho}} \frac{1}{c_i} \frac{(C_L S)^{1/2}}{C_D S} (W_0^{1/2} - W_1^{1/2}) \quad (24)$$

Fig. 6는 날개 스패의 증가에 의해 항력과 순항거리 변화를 보여준다. 날개 스패의 증가에 의해 유도항력은 감소하고, 형상항력은 증가하지만, 총 항력은 감소한다. 50% 스패 증가에 의해

항속거리는 약 30% 증가하게 된다.

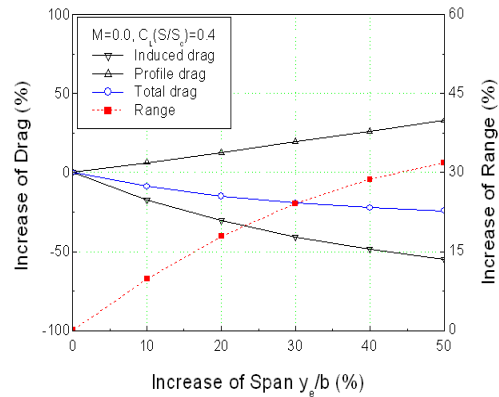


Fig. 6 날개 스패 증가에 의한 항력과 순항거리 변화

## 2.5.3 롤 발생 모멘트와 롤 감쇠 모멘트

대칭적인 스패의 증가, 즉 양쪽 날개 모두 스패이 증가하는 경우는 양력이 증가하지만, 모멘트는 서로 상쇄되어 발생하지 않게 된다. 이에 비해 반대칭적인 스패의 증가, 한쪽날개의 스패는 증가하고, 반대쪽 날개의 스패는 감소하면, 양쪽 날개의 양력의 차로 인해 모멘트가 발생하게 된다. Fig. 7은 스패제어에 대한 롤링 모멘트의 변화를 보여준다. 스패제어  $\Delta y_e$ 에 대해 롤링 모멘트가 선형으로 증가하고 있음을 알 수 있다. 또한, 날개의 스패이 클수록 롤링 모멘트는 큼을 알 수 있다. Fig. 8은 스패제어에 의한 롤 감쇠 모멘트를 보여준다. 롤 발생 모멘트와 마찬가지로 스패변화  $y_e$ 가 증가할수록 롤 감쇠 모멘트도 증가한다. 또한, 롤 감쇠 모멘트는 임의의 스패변화에 대해 스패제어  $\Delta y_e$ 에 대한 2차함수의 특성을 보인다.

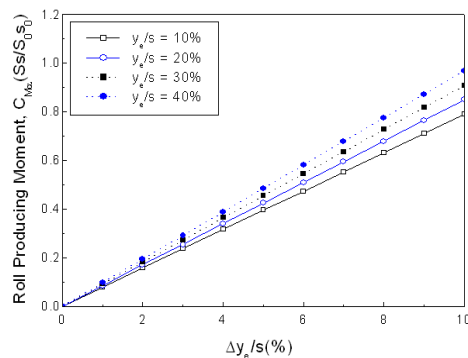


Fig. 7 롤 발생 모멘트 vs. 스패 제어

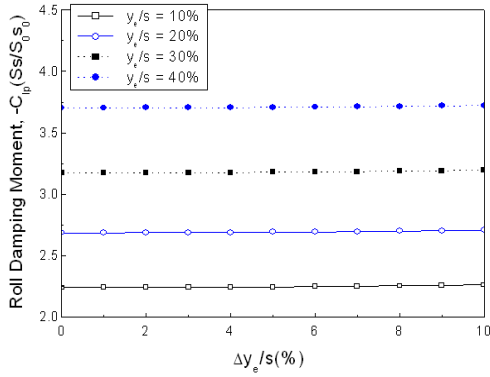


Fig.8 롤 감쇠 모멘트 vs. 스펀 제어

### III. VSMW를 가진 비행체의 비행 제어

#### 3.1 운동방정식

본 장에서는 VSMW를 가진 장거리 순항 미사일(cruise missile)의 비행제어를 수행하였다. VSMW의 두개의 전개 날개(moving wing)는 함께 움직인다고 가정하여 두 질량의 중앙에 놓인 집중된 질량으로 모델링되었다. 강체 동체의 질량 중심은 정규직교한(orthonormal) 관성 좌표계  $F_I = (\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k})$ 에 놓여 있다. 관성 좌표계  $F_I$ 에서 동체 고정 좌표계  $F_B = (\mathbf{e}_1, \mathbf{e}_2, \mathbf{e}_3)$ 로의 변환은 회전 행렬  $\mathbf{R}$ 로 표현된다.

$$\dot{\mathbf{b}} = \mathbf{R}\mathbf{v} \quad (25)$$

$$\dot{\mathbf{R}} = \mathbf{R}\hat{\boldsymbol{\Omega}} \quad (26)$$

여기서  $\hat{\boldsymbol{\Omega}}$ 는  $\boldsymbol{\Omega}$ 의 skew symmetric 표현이다. 관성 좌표계  $F_I$ 와 동체 고정 좌표계  $F_B$  사이의 변환이 롤(roll), 피치(pitch), 요(yaw) 회전의 오일러 각  $(\phi, \theta, \psi)^T$ 로 표현된다면,  $\mathbf{R}^T$ 는 방향 코사인 행렬(direction cosine matrix)이 된다.

벡터  $\mathbf{P}$ 를 강체의 총 병진 모멘텀(total translational momentum),  $\boldsymbol{\Pi}$ 를 전체 회전 모멘텀(total angular momentum),  $\mathbf{P}_p$ 를 전체 전개 날개 질량의 병진 모멘텀이라고 하고, 세 벡터들이 동체 고정 좌표계에서 표현 된다면, 뉴턴의 제 2 법칙으로부터 다음과 같은 모멘텀 방정식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{\Pi}} &= \boldsymbol{\Pi} \times \boldsymbol{\Omega} + \mathbf{P} \times \mathbf{v} + \sum \mathbf{M}_{ext} \\ \dot{\mathbf{P}} &= \mathbf{P} \times \boldsymbol{\Omega} + \sum \mathbf{F}_{ext} \\ \dot{\mathbf{P}}_p &= \mathbf{P}_p + \boldsymbol{\Omega} + \bar{m}\mathbf{g}(\mathbf{R}^T\mathbf{k}) + \sum \mathbf{F}_{int} \end{aligned} \quad (27)$$

여기서 모든 힘과 모멘트는 동체 고정 좌표계  $F_B$

로 표현된다. 가변 위치 점 질량(variable position point mass)을 가진 강체의 동역학 방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$\dot{\boldsymbol{\Omega}} = \mathbf{I}^{-1}\bar{\mathbf{T}} \quad (28)$$

$$\dot{\mathbf{v}} = \mathbf{M}^{-1}\bar{\mathbf{F}} \quad (29)$$

여기서  $\mathbf{I}$ 는 전체 질량 관성 행렬(total mass inertia matrix)이고,  $\mathbf{M}$ 은 전체 질량 행렬(mass matrix)이다.  $\bar{\mathbf{T}}$ 와  $\bar{\mathbf{F}}$ 는 다음과 같이 표현된다.

$$\bar{\mathbf{T}} = (\mathbf{I}\boldsymbol{\Omega} + \mathbf{r}_p\mathbf{P}_p) \times \boldsymbol{\Omega} + \mathbf{M}\mathbf{v} \times \mathbf{v} + \bar{m}\mathbf{g}\mathbf{r}_p\mathbf{R}^T\mathbf{k} + \sum \mathbf{M}_{ext} \quad (30)$$

$$\bar{\mathbf{F}} = (\mathbf{m}_b\mathbf{v} + \mathbf{P}_p) \times \boldsymbol{\omega} + m_T\mathbf{g}\mathbf{R}^T\mathbf{k} + \sum \mathbf{F}_{ext} \quad (31)$$

식 (30)과 식 (31)의 모멘트와 힘 방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{1}{m_b} \sum \mathbf{F}_{ext} = \begin{cases} \dot{U} + \left( \frac{m_T}{m_b}W + \frac{m}{m_b}r_{m2}P \right) Q - \left( \frac{m_T}{m_b}V + \frac{m}{m_b}r_{m2}R \right) R \\ \dot{V} + \left( \frac{m_T}{m_b}U - \frac{m}{m_b}r_{m2}R \right) R - \left( \frac{m_T}{m_b}W + \frac{m}{m_b}r_{m2}P \right) P \\ \dot{W} + \left( \frac{m_T}{m_b}V + \frac{m}{m_b}r_{m2}R \right) P - \left( \frac{m_T}{m_b}U - \frac{m}{m_b}r_{m2}R \right) Q \end{cases} \quad (32)$$

$$\sum \mathbf{M}_{ext} + m\mathbf{g}\mathbf{r}_p\mathbf{R}^T\mathbf{k} = \begin{cases} I_x\dot{P} + (I_x - I_y)QR + \bar{m}r_{m2}^2QR - \bar{m}r_{m2}UQ \\ I_y\dot{Q} + (I_x - I_z)PR + \bar{m}r_{m2}(WR + UP) \\ I_z\dot{R} + (I_y - I_x)PQ - \bar{m}r_{m2}^2PQ - \bar{m}r_{m2}WQ \end{cases} \quad (33)$$

#### 3.2 순수 롤 운동(pure rolling)

ASSC의 향상된 롤 제어 능력을 조사하기 위해 순수 롤 운동을 고려하였다. Fig.9는 전개 날개의 이동에 의해 질량 중심이 변하는 미사일의 순수 롤 운동을 보여준다. 추가적인 질량  $\bar{m}$ 은 전체 무게의 1%로 가정되었다. 질량 중심에 대한 회전에 대해 순수 롤의 동역학 방정식은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\frac{I_x}{qSb}\ddot{\phi} + \left( \frac{b}{2U} \right) C_{lp}\dot{\phi} = \left[ C_{l\delta_w}(\alpha) - \frac{\bar{m}gb_0}{qSb} \sin\phi \right] \delta_w \quad (34)$$

순항 미사일의 VSMW는 질량 중심에 대한 두 가지 토크를 발생시킨다. 하나는 중력에 의한 음의 토크이고, 또 다른 하나는 양력의 증가에 의한 양의 토크이다. 일반적인 비행제어와 비교하기 위해 미사일의 순수 롤 운동에 대한 일반적인 운동 방정식은 다음과 같다.

$$\frac{I_x}{qSb} \ddot{\phi} + \left(\frac{b}{2U}\right) C_{lp} \dot{\phi} = C_{l\delta_a} \delta_a \quad (35)$$

여기서  $\delta_a$ 는 미사일 꼬리 조종 날개의 피치각이다.

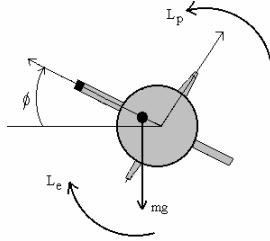


Fig.9 전개 날개 이동에 의한 미사일의 순수 롤 운동

Fig. 10은 ASSC와 일반적인 조종날개제어에 의한 롤링 모멘트를 보여준다. VSMW의 롤링 모멘트는 ASSC와 더불어 미사일의 받음각의 함수이며, 받음각이 3도 이상이면 일반적인 조종날개와 비교하여 충분한 롤링 모멘트를 발생시킨다. 따라서 본 연구의 VSMW의 ASSC는 순항 미사일의 새로운 롤 제어 방법이 될 수 있음을 알 수 있다. 일반적인 롤 제어와 VSMW의 ASSC에 의한 롤 제어를 비교하기 위해 작동기(actuator)의 동역학을 고려해야한다. 단순화를 위해 작동기의 동역학을 다음과 같이 가정하였다.

$$\epsilon \dot{\delta} = a\delta + u \quad (36)$$

여기서  $a > 0$ 이고,  $\epsilon$ 는 작동기의 시간 상수 (time constant),  $u$ 는 전기적 제어 신호이다. 롤 성능을 비교하기 위해 VSMW에 대해  $u_{\delta_w}$ 를 0.1로 가정하였다. 일반적인 롤 제어를 위한 조종날개의 제어  $u_{\delta_a}$ 를 10도로 가정하였고, 시간 상수  $\epsilon$ 을 0.1로 가정하였다. Fig. 11은 받음각이 5도인 경우, 45도 뱅크 각에 도달하는 시간을 보여 준다. 상대적인 롤 성능은 받음각, 작동기의 시간 상수, VSMW의 SSC등과 같은 몇 가지 변수들에 의해 결정된다. 일반적인 롤 제어와 비교하여, Fig. 11의 ASSC와 속도는 미사일 롤 운동을 효과적으로 제어할 정도로 충분함을 알 수 있다.

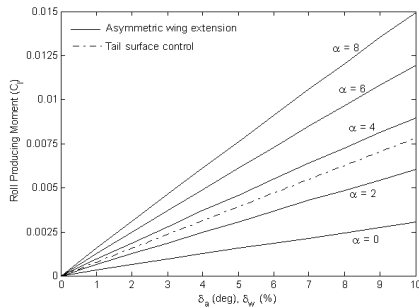


Fig.10 비대칭 스펠 제어에 의한 롤링 모멘트

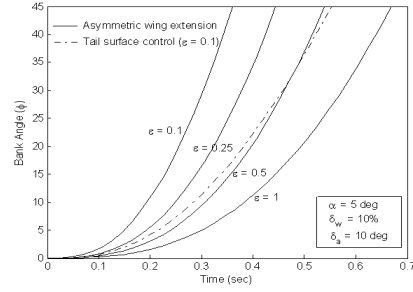


Fig.11 롤 성능 비교

### 3.3 VSMW를 가진 순항 미사일의 비선형 제어

비선형 시스템인 VSMW를 가진 순항 미사일의 비행제어를 위해 본 연구에서는 피드백 선형화 (feedback linearization)와 슬라이딩 모드 제어 (sliding mode control)가 사용되었다. 모든 상태 (states)를 제어하는 입력 상태의 선형화(input-state linearization)와는 반대로, 톨각 ( $\phi$ ), 받음각 ( $\alpha$ ), 옆미끄러짐각(sideslip angle,  $\beta$ )에 대해 입력-출력 선형화 (input-output linearization)가 사용되었다. 단순화를 위해 비선형 시스템의 단순한 형태를 다음과 같이 가정할 수 있다.

$$\dot{x} = f(x) + G(x)u \quad (37)$$

식 (37)의 시스템은 다음과 같이 시스템 동역학 과 작동기 동역학으로 나타낼 수 있다.

$$\dot{\eta} = f(\eta, \xi) + \delta_n(\eta, \xi) \quad (38)$$

$$\dot{\xi} = f_a(\eta, \xi) + G_a(\eta, \xi)[u + \delta_z(\eta, \xi, u)] \quad (39)$$

여기서  $\delta$  항은 임의의 불확실성을 포함한다. 피드백 선형화는  $\eta$  시스템을 안정화하기 위한  $\xi$ 를 설계하기 위해 사용되었고,  $u$ 를 설계하기 위해 슬라이딩 모드 제어를 사용하였다.

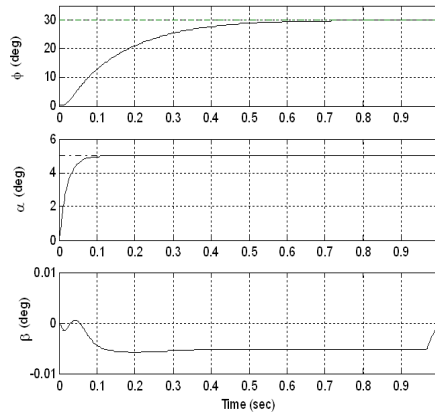


Fig. 12  $\phi^c = 30^\circ$ ,  $\alpha^c = 5^\circ$ 에서의 롤 슬라이딩 모드 제어

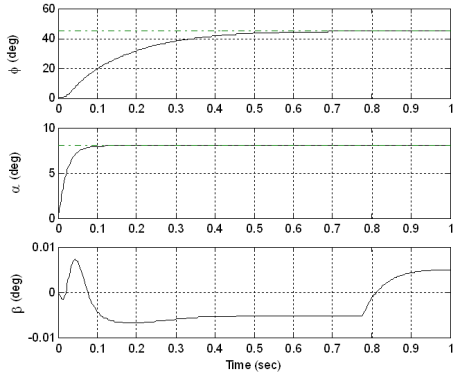


Fig. 13  $\phi^c = 45^\circ$ ,  $\alpha^c = 8^\circ$ 에서의 롤 슬라이딩 모드제어

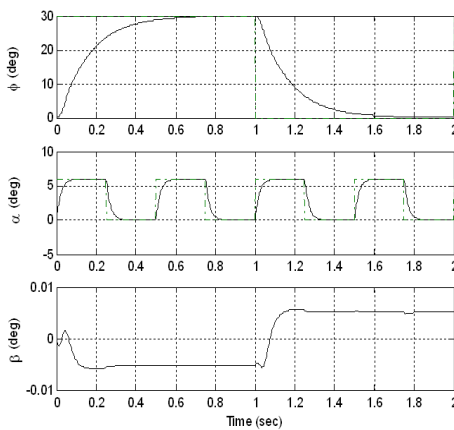


Fig. 14 시변 입력 신호에 대한 롤 슬라이딩 모드 제어

Fig. 12-14는 롤각과 받음각의 다양한 입력에 대한 VSMW를 가진 순항 미사일의 비행 제어 결과를 보여 준다. Fig. 12와 13은 뱅크각(bank angle)이 각각 30도, 45도, 받음각의 스텝 명령 (step command)이 각각 5도, 8도인 경우에 대한 미사일의 응답을 보여 준다. 두 경우 모두, 주어진 명령에 대해 제어가 잘 이루어지고 있음을 알 수 있다. Fig.14는 시변 입력 신호(time-varying input signal)에 대한 미사일의 시뮬레이션을 보여 준다. 슬라이딩 모드 제어의 추적 성능(tracking performance)이 1/100도의 최소 옆미끄럼각을 가지는 좋은 응답 특성을 보여 준다. Fig. 12-14로부터 VSMW와 슬라이딩 모드 제어가 충분한 비행제어 성능을 제공할 수 있다.

#### IV. 결 론

본 연구에서는 가변스팬 모핑날개를 가진 비행체

의 비행 제어에 대한 연구를 수행하였다. 가변 스패 날개(VSMW, variable-span morphing wing)는 날개 스패를 대칭 혹은 반대칭으로 변화시키는 날개이다. 대칭 스패 제어(SSC)는 대칭적으로 날개 스패를 변화시켜 비행 성능을 향상시키며, 반대칭 스패 제어(ASSC)는 비행 제어를 위한 제어력, 롤링 모멘트를 얻는다. 이를 위해 본 연구에서는 VSMW의 공기역학적 특성을 조사하였다. 이로 부터 날개 스패의 증가가 항력의 증가 및 항속거리 증가의 장점을 가지고 있음을 확인하였으며 스패 제어에 따른 롤링 모멘트의 변화에 대해 특성을 확인하였다. 이를 기초로 VSMW를 가진 순항 미사일의 순수 롤 운동 시스템과 폴 시스템에 대한 비행 제어를 수행하였으며, VSMW와 슬라이딩 모드 제어가 일반적인 비행제어에 비해 충분한 성능을 보임을 알 수 있다. 따라서 본 연구의 VSMW는 순항 미사일을 비롯한 비행체의 성능 향상을 위한 여러 가지 공기역학적 장점과 새로운 비행 제어 방법을 제공한다.

#### 후 기

본 논문은 2008년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임 (KRF-2008-331-D00099).

#### 참고문헌

- [1] Bowman, J., Sanders, B., and Weisshaar, T., "Evaluating the Impact of Morphing Technologies on Aircraft Performance," AIAA Paper 2002-1631, April 2002.
- [2] Gern, F. H., Inman, D. J., and Kapania, R. K., "Structural and Aeroelastic Modeling of General Planform Wings with Morphing Airfoils," AIAA Journal, Vol. 40, No. 4, 2002, pp. 628-637.
- [3] Sanders, B., Eastep, F.E., and Foster, E., "Aerodynamic and Aeroelastic Characteristics of Wings with Conformal Control Surfaces for Morphing Aircraft," Journal of Aircraft, Vol. 40, No. 1, 2003, pp. 94-99.
- [4] Amprikidis, M., and Cooper J. E., "Development of Smart Spars for Active Aeroelastic Structures," AIAA Paper 2003-1799, April 2003.
- [5] Blondeau, J., Richeson, J., and Pines, D. J., "Design, Development and Testing of a Morphing Aspect Ratio Wing Using an Inflatable Telescopic Spar," AIAA Paper 2003-1718, April 2003.

- [6] Bae, J.S., Seigler, T.M., and Inman, D. J., "Aerodynamic and Static Aeroelastic Characteristics of a Variable-Span Morphing Wing," *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No. 2, March-April, 2005. pp. 528-533.
- [7] Seigler, T.M., *Dynamics and Control of Morphing Aircraft*, Ph.D. Dissertation, Virginia Tech, Blacksburg, VA, Aug. 2005.
- [8] Bertin, J. J. and Smith, M.L., *Aerodynamics for Engineers*, Chapter 7, Prentice Hall, 1998.
- [9] Katz, J. and Plotkin, A., *Low-Speed Aerodynamics*, McGraw-Hill, 1991.
- [10] Prandtl, L., and Tietjen, O.G., *Applied Hydro and Aeromechanics*, Dover Publications, New York, 1957.
- [11] Anderson, J. D., J., *Introduction to Flight*, McGraw-Hill, New York, 1985, pp. 298-303.