

## FBW를 채용한 대형 위그선의 종방향 운동 안정화를 위한 조종면 제어 알고리즘 설계에 대한 연구

황태현<sup>†\*</sup>, 여동진<sup>\*</sup>, 이한진<sup>\*</sup>, 강창구<sup>\*</sup>

한국해양연구원 해양시스템안전연구소<sup>\*</sup>

### A Study on Control Algorithm for Longitudinal Stability of Large WIG Craft with FBW

Tae Hyun Fang<sup>†\*</sup>, Dong-Jin Yeo, Han-Jin Lee<sup>\*</sup> and Chang-Gu Kang<sup>\*</sup>

Maritime and Ocean Engineering Research Institute,  
Korea Ocean Research and Development Institute (KORDI)<sup>\*</sup>

#### Abstract

In this paper the longitudinal control problem for the large WIG(wing-in-ground effect) craft is considered in the sense of the control augmentation system(CAS) derived by control surface of elevator. In order to achieve longitudinally stable systems, two modes of CAS are applied to the control systems which are pitch rate hold mode and pitch hold mode for steady flight. Since the employed CASs include the dynamic properties of the actuator time delay and the low pass filter, it provides the possible solution to be applicable to real systems. Nonlinear model simulations are fulfilled to investigate the effectiveness of the applied CASs with wind disturbance.

※Keywords: WIG craft with FBW(FBW 조종방식 위그선), Longitudinal stability(종방향 운동 안정성), Attitude control(자세제어), Control augmentation system(조종성증강장치)

#### 1. 서론

대형 위그선(large WIG craft)의 안정성과 조종 성능을 확보하기 위하여 고도로 발달된 디지털 제어기술에 의한 전기식 FBW 비행제어계통(fly-by-wire flight control system)을 채택하는 것은 반드시 필요하다. 이때, 전기식 비행제어계통을

통하여 구현되는 비행제어법칙은 공력, 추진, 중량 및 힌지 모멘트로 구성된 데이터베이스를 기반으로 하여 설계된다. 특히 공력 특성은 위그선의 정적 및 동적 안정성과 조종성 결정에 매우 중요한 역할을 한다(김상근 등 1997, 신명수 등 2006). 따라서 특정한 공력 데이터베이스에서 달성가능한 안정성 및 조종성을 조사하는 것은 위그선의 개발에 유용한 지표를 제공할 수 있을 것으로 기대할 수 있다.

6자유도 운동을 하는 비행체의 자세제어는 복잡한 비선형 제어 문제(nonlinear control problem)

접수일: 2006년 11월 24, 승인일: 2007년 1월 14일

†교신저자: thfang@moeri.re.kr, 042-868-7276

로 고려할 수 있다. 비선형 시스템을 직접 다루는 제어법칙 설계에서는 Lyapunov 접근법 또는 적응 제어(adaptive control) 접근법 등과 같은 기법을 통하여 안정성을 확보될 수 있음이 확인되었다(Wen and Krenutz-Delgado 1991). 한편 전통적인 제어방법은 트림된 동작점을 중심으로 시스템의 선형화를 실시하고 선형해석을 통하여 제어법칙을 설계하는 것이다. 이러한 방법은 현재까지의 수많은 항공기에 적용되어 왔으며 경험적으로 충분히 안정된 성능을 제공하는 것으로 알려져 있다. 최근에 개발되고 있는 국내 항공기의 비행제어법칙 설계에 대한 연구에서도 후자의 방법을 이용하여 접근하고 있다(한국중형항공기사업조합 1997, 김중섭 등 2005, 신성식 등 2006). 본 연구에서는 오랜 기간동안의 적용을 통하여 안정성이 입증된 선형해석 기법을 통하여 접근한다.

종방향 비행 운동은 크게 피치각 변화를 포함하는 단주기 모드(short-period mode)와 비행경로 변화를 포함하는 장주기 모드(long-period mode)로 구분하여 고려된다. 특히 단주기 모드에서는 고유주파수(natural frequency)가 조종자가 직접 제어하기에는 너무 높은 경향이 있기 때문에 인공적으로 감쇠비(damping ratio)를 상승시킴으로서 안정한 고유주파수와 감쇠비를 확보할 수 있다. 이러한 장치는 안정성증강장치(stability augmentation system, SAS)로 구현될 수 있다. 또한 위그선의 경우 수면 근방에서 정밀한 자세제어를 필요로 한다. 따라서 위그선에서는 조종사의 조종입력에 대한 미리 설계한 형태의 응답을 얻도록 하는 장치인 조종성증강장치(control augmentation system, CAS)를 통하여 안정하고 정밀한 조종을 시행할 필요가 있다. 본 연구에서는 위그선의 종방향 운동 제어 시스템을 위하여 피치 각속도 SAS와 피치각 CAS를 설계하고 비선형 운동 모델 시뮬레이션을 통하여 설계된 조종 장치의 성능을 고찰하고자 한다.

## 2. 위그선 비행 운동 방정식

### 2.1 비선형 6자유도 비행 운동 방정식

위그선은 강체(rigid body)이며 다음과 같은 6자

유도 병진 및 회전 운동 방정식과 병진 및 회전 기구학 방정식으로 표현될 수 있다고 가정한다(Stengel 2004).

$$\frac{d\omega_B}{dt} = -J_B^{-1} \tilde{\omega}_B J_B \omega_B + J_B^{-1} (M_{aero} + M_{thrust}) \quad (1)$$

$$\frac{dv_B}{dt} = H_I^B g_I - \tilde{\omega}_B v_B + \frac{1}{m} (f_{aero} + f_{thrust}) \quad (2)$$

$$\frac{dr_I}{dt} = H_I^I v_B \quad (3)$$

$$\frac{d\Theta}{dt} = L_B^E \omega_B \quad (4)$$

여기서, 좌표계 정의와 기호에 대한 의미는 각각 다음과 같다. 본 논문에서는 동체좌표계의 원점은 선체의 무게중심으로 하고 선수(nose) 방향을 양의 x-축으로 하고 선체 아랫방향을 양의 z-축으로 정의한다. 관성좌표계는 양의 NED(positive north, east and down) 좌표계로 정의한다.

$\omega_B = [p \ q \ r]^T \in R^{3 \times 1}$ 는 동체좌표계(body frame)에서 각축에 대하여 측정된 각속도 벡터를 나타낸다.  $p$ ,  $q$ ,  $r$ 은 롤 각속도(roll rate), 피치 각속도(pitch rate), 요 각속도(yaw rate)를 각각 나타내고 위첨자  $T$ 는 전치변환(transpose transformation)을 나타낸다.  $J_B \in R^{3 \times 3}$ 는 무게중심을 동체좌표계 원점으로 할 때 동체좌표계 원점에서 나타낸 관성 모멘트의 행렬을 나타낸다.  $\tilde{\omega}_B \in R^{3 \times 3}$ 는 관계식  $\tilde{\omega}_B \omega_B = \omega_B \times \omega_B$ 을 만족하도록 구성된 외적 등가행렬(cross-product-equivalent matrix)을 나타내며 다음과 같이 구성된다.

$$\tilde{\omega}_B = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

$M_{aero}, M_{thrust} \in R^{3 \times 1}$ 는 각각 공력과 추력에 의해 발생하는 회전력 모멘트를 나타내는 벡터이다.  $v_B = [u \ v \ w]^T \in R^{3 \times 1}$ 는 동체좌표계 원점의 속도를 동체좌표계 각축의 성분으로 나타낸 벡터이다.  $H_I^B \in R^{3 \times 3}$ 는 관성좌표계에서 동체좌

표계로 변환을 위한 행렬로서  $\phi$ ,  $\theta$ ,  $\psi$ 를 각각 롤각, 피치각, 요각이라고 하고  $c\psi = \cos\psi$ 와  $s\psi = \sin\psi$ 라고 할 때 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$H_I^B = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & s\psi c\theta & -s\theta \\ -s\psi c\theta + c\psi s\theta s\phi & c\psi c\theta + s\psi s\theta s\phi & c\theta s\phi \\ s\psi s\theta + c\psi s\theta c\phi & s\psi s\theta c\phi - c\psi s\theta c\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \quad (6)$$

$g_I = [0 \ 0 \ g]^T \in R^{3 \times 1}$ 는 관성좌표계에서 표시된 중력 가속 벡터를 나타낸다.  $m$ 은 선체의 질량을 나타낸다.  $f_{aero}, f_{thrust} \in R^{3 \times 1}$ 은 각각 공력과 추력에 의해 발생하는 외력 벡터를 나타낸다.  $r_I \in R^{3 \times 1}$ 는 관성좌표계에서 나타낸 선체 무게중심에 대한 위치 벡터 이다.  $\theta = [\phi \ \theta \ \psi]^T \in R^{3 \times 1}$ 는 오일러 각(Euler angle) 벡터를 나타낸다.  $L_B^E \in R^{3 \times 3}$ 는 오일러 각 변화율을 위한 행렬로서 다음과 같다.

$$L_B^E = \begin{bmatrix} 1 \sin\phi \tan\theta & \cos\phi \tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 \sin\phi \sec\theta & \cos\phi \sec\theta \end{bmatrix} \quad (7)$$

식 (1)-(4)를 통하여 표현되는 위그선의 비행 동적 시스템(dynamic systems)은 12개의 상태값을 가진다. 이때 편리를 위하여 상태값  $u$ ,  $v$ ,  $w$ 를 사용하는 대신에 대기속도(air speed)  $v_T$ , 받음각(angle of attack)  $\alpha$ , 옆미끄럼각(angle of sideslip)  $\beta$ 를 사용하며 변환식은 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} v_T \\ \alpha \\ \beta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \\ \tan^{-1}(w/u) \\ \sin^{-1}(v/v_T) \end{bmatrix} \quad (8)$$

공기밀도  $\rho$ 를 이용하여  $\bar{q} = \rho v_T^2 / 2$ 을 정의하고, 날개의 면적을  $S$ 라고 하고, 날개길이(span)를  $b$ 라고 하고, 평균 코드(mean chord)를  $\bar{c}$ 라고 할 때, 공력에 의한 외력과 회전력은 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$f_{aero} = \bar{q} S \begin{bmatrix} C_{f_x,b}(\alpha, h, \delta_s, \delta_e, \delta_f) \\ C_{f_y,b}(\alpha, \beta, h, \delta_r, \delta_a) \\ C_{f_z,b}(\alpha, h, \delta_s, \delta_e, \delta_f) \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$M_{aero} = \bar{q} S \begin{bmatrix} b C_{m_x,b}(\alpha, \beta, h, \delta_r, \delta_a) \\ \bar{c} C_{m_y,b}(\alpha, h, \delta_s, \delta_e, \delta_f) \\ b C_{m_z,b}(\alpha, \beta, h, \delta_r, \delta_a) \end{bmatrix} \quad (10)$$

여기서  $C_{f_x,b}$ ,  $C_{f_y,b}$ ,  $C_{f_z,b}$ ,  $C_{m_x,b}$ ,  $C_{m_y,b}$ ,  $C_{m_z,b}$ 는 동체좌표계로 표현된 무차원 공력계수를 나타낸다.  $h$ 는 선체 무게중심과 해수면과의 거리를 나타내며 관성좌표계의  $z_I$ -축 원점이 해수면이라고 가정할 때  $h = -z_I$ 가 성립한다.  $\delta_s$ ,  $\delta_e$ ,  $\delta_f$ ,  $\delta_r$ ,  $\delta_a$ 은 각각 수평 안정판(horizontal stabilizer), 승강타(elevator), 플랩(flap), 방향타(rudder), 에일러론(aileron)의 변위각을 나타낸다.

추력선이 동체좌표계  $x_B$ -축과 일치하고 대칭비행(symmetric flight)을 가정할 때, 일반화된 추력에 의한 외력과 회전력은 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$f_{thrust} = \begin{bmatrix} \delta_t \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$M_{thrust} = \begin{bmatrix} 0 \\ \delta_t z_{T,b} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (12)$$

여기서,  $\delta_t = C_T(v_T, \delta_t) \bar{q} S$ 이다.  $C_T$ 는 추력 계수로서 대기속도  $v_T$ 와 0과 1사이의 등가 트로틀 세팅(equivalent throttle setting)  $\delta_t$ 의 함수로 결정된다.  $z_{T,b}$ 는 선체 무게중심에서 추력중심까지의 거리에 대한 동체좌표계상의  $z_B$ -축 위치를 나타낸다.

## 2.2 트림 및 선형 시스템

운동 방정식 식 (1)과 (2)의 좌변이 0이 되도록 조종입력 항  $\delta_s$ ,  $\delta_e$ ,  $\delta_f$ ,  $\delta_r$ ,  $\delta_a$ ,  $\delta_t$ 를 조정하는 트림(trim) 작업을 통하여 정상상태 비행(steady flight/balanced flight) 시의 상태값을 구할 수 있다. 위그선은 정상 고도 비행, 선회, 고도 상승 및 하강과 같이 목표로 하는 특정 운동 상태를 미리 결정할 수 있으므로 트림 작업은 특정 운동 상태를

기준으로 시행된다. 이때 특정 운동 상태를 주요 비행 설계점(design point)으로 설정할 때, 트림을 통하여 구해진 상태값과 조종입력값을 이용하여 주어진 비선형 동적 시스템에 대한 선형화를 시행할 수 있다. 이러한 선형화 시스템은 위그선이 거동하는 전 영역에서 결정되며 그 값은 데이터베이스로 축적된다. 선형화 시스템은 공력 데이터베이스가 확보된 이후에 결정하는 것이 가능하다. 현재 고도 안정성과 조종성을 조사하기 위한 위그선에 대한 공력 데이터베이스는 충분히 확보되어 있지 않다. 향후 풍동시험, 전산유체역학, 그리고 시험을 통한 시스템 식별법(윤현규와 손남선 2004, 윤현규 2006)을 통하여 데이터베이스를 구축할 예정이다. 따라서 본 연구에서는 주날개(main wing)에 대한 공력 데이터베이스는 기존에 알려진 위그선의 값을 이용하고 조종면(control surface)에 대한 공력 데이터베이스는 유사한 크기의 항공기에서 구해진 값을 이용하여 종방향 트림과 조종성을 조사하고자 한다.

순항 비행(cruise flight)을 고려한다면 횡방향 운동, 상승 및 하강을 위한 로드팩트(load factor)를 계산하지 않고 종방향 운동만을 고려하여 트림을 시행할 수 있다. 식 (1)-(4)의 우변의 비선형 함수를 각각  $f_1, f_2, f_3, f_4$ 라고 하고 식 (8)을 이용하여 변환된 상태값이 적용된다고 할 때, 종방향 정상 고도 비행 트림을 위한 벡터  $Y \in R^{12 \times 1}$ 를 다음과 같이 정의한다.

$$Y = \begin{bmatrix} f_1(v_T, \alpha, 0, 0, 0, 0, 0, z_T, 0, \theta, 0, \delta_s, 0, 0, \delta_t) \\ f_2(v_T, \alpha, 0, 0, 0, 0, 0, z_T, 0, \theta, 0, \delta_s, 0, 0, \delta_t) \\ f_3(v_T, \alpha, 0) \\ f_4(0, 0, 0) \end{bmatrix} \quad (13)$$

이때, 종방향 트림은 다음과 같은 표현으로 나타낼 수 있다.

$$\min_{[\alpha, \delta_s, \delta_t]} Y^T W Y \quad (14)$$

여기서,  $W \in R^{12 \times 12}$ 는 단위에 의한 스케일의 차이를 고려하기 위한 가중행렬을 나타낸다.  $v_T$ 와

$z_T$ 는 특정 비행 상태에 맞추어 직접 지정해 주어야 하는 값이고 정상 고도 비행에서는  $\alpha = \theta$ 이므로 조정변수는  $\alpha, \delta_s, \delta_t$ 가 된다. 식 (14)의 표현은 일반 항공기의 트림 표현과 동일하다. 그러나 위그선의 경우 지면효과와 영향을 받는 영역에서는 받음각의 변화에 대한 양력의 변화율이 일반 항공기에 비해 크다(Lamb 2004). 따라서 식 (14)를 만족하는  $\alpha, \delta_s, \delta_t$ 를 구하는 과정에서 국부 최소값(local minimum)을 구하는 경우가 지속적으로 발생하게 된다. 결국은 바람직한 트림값을 구할 수 없게 되기 때문에 식 (14)를 다음과 같이 변경할 필요가 있다.

$$\min_{[\delta_s, \delta_t]} Y^T W Y \quad (15)$$

여기서,  $\alpha$ 는 식 (15)의 트림과 비선형 시뮬레이션을 반복적으로 시행함으로써 결정될 수 있다.

위그선이 속도를  $270 \text{ km/h} (v_T = 75 \text{ m/s})$ , 해수면과 선체 바닥과의 거리를  $5.8 \text{ meter}$  ( $z_T = -14 \text{ meter}$ ), 연료 소모율을 30%로서 정상 고도 순항비행 한다고 가정할 때, 식 (15)의 트림을 통하여 정상상태에서의 상태값과 입력값을 결정할 수 있다.

트림을 통하여 결정된 운동 상태를 설계점이라고 가정하면 이때의 선형시스템은 수치적 해석법(numerical analysis)이나 수치적 섭동법(numerical perturbation)을 통하여 구해질 수 있다. 본 연구에서는 두가지 방법을 혼용하여 시스템 선형화를 시행하였으며 가정한 운동 상태에 대하여 결정된 선형 시스템은 다음과 같다.

$$\frac{dx_p}{dt} = A_p x_p + B_p u_p \quad (16)$$

$$x_p = [v_T \ \alpha \ q \ \theta \ h]^T \quad (17)$$

$$u_p = \delta_e \quad (18)$$

$$A_p = \begin{bmatrix} -0.0229 & -3.0585 & 0 & -9.8066 & 0.0015 \\ -0.0034 & -1.2071 & 0.9941 & 0 & 0.0012 \\ -0.0922 & -56.3602 & -1.1902 & 0 & -0.0032 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -75 & 0 & 75 & 0 \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$B_p = \begin{bmatrix} -0.1423 \\ -0.0583 \\ -17.4575 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (20)$$

여기서의 수치들은 선형 해석상의 편리를 위하여 모든 각도를 rad 단위로 변환하여 나타내었다.

정상상태 비행을 위한 트림 작업은 항공기의 경우는 대개 고도에 대하여  $10^4$ feet 단위로 계산하고 다시 각각에 대한 선형화 작업을 시행하게 된다. 이것은 고도에 따른 공기밀도의 변화가 충분할 경우에 유효한 공력의 변화를 발생시키기 때문이다. 그러나 위그선의 경우 고도에 따른 지면효과와 변화가 공기밀도 변화에 의한 공력의 변화보다 훨씬 크기 때문에 충분히 작은 간격을 두고 트림 작업을 시행할 필요가 있다. 본 연구에서는 고도에 대하여 1meter 이하의 간격으로 트림 작업을 시행하고 결과 데이터베이스를 구축하였다.

### 3. 종방향 운동의 조종성 증강 장치

#### 3.1 종방향 제어기의 설계 요구사항

국제해사기구(International Maritime Organization: IMO, 2002)에서는 위그선의 비행제어시스템에 대한 신뢰성 요구조건(reliability requirement)의 잠정적 지침(interim guideline)을 제시하였다. 그러나 개별적인 운동 상태에서 위그선이 갖추어야 할 운동 성능에 대한 정량적인 요구사항은 아직 제시되지 않고 있다. 본 연구에서는 정상상태 비행시에 대형 위그선이 대형 항공기로 분류된다고 가정하고 이를 바탕으로 위그선 종방향 제어기 요구사항을 결정하고자 한다.

대형 위그선은 미국 군사규격인 MIL-F-8785C를 이용하여 대형 항공기인 클래스 III(Class III: large, heavy, low-to-medium maneuverability flying vehicle)으로 분류할 수 있다. 또한 조종명령은 비행단계 부류 A(flight phase category A, rapid maneuvering and precision tracking, air-to-air combat), 비행단계 부류 B(gradual maneuvering without precision, cruise flight), 비행단계 부류 C(gradual maneuvering with precision flightpath control, approach and

Table 1 Longitudinal control requirement

운동 모드	허용범위
단주기 모드 고유주파수	$0.92 < \omega_{n,sp} < 5.4$
단주기 모드 감쇠비	$0.3 < \xi_{sp} < 2.0$
장주기 모드 감쇠비	$0.04 < \xi_p$

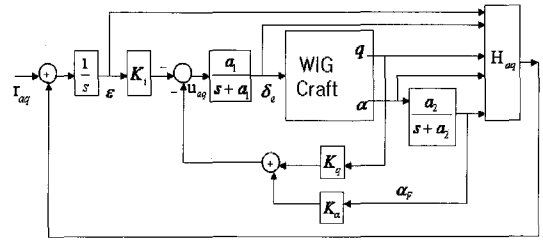


Fig. 1 Longitudinal CAS structure

landing)으로 구분할 수 있다. 따라서 위그선의 정상 고도 비행은 비행단계 부류 B(Phase B)로 구분할 수 있다. 임무 수행을 위하여 가장 적절한 비행성(flying quality)으로 조종한다고 가정할 때, 위그선의 정상 고도 비행의 조종성(handling quality)은 레벨 1(Level 1: flying quality clearly adequate for the mission flight phase)로 분류할 수 있다. 이와 같이 위그선의 정상 고도 비행을 클래스 III, 단계 B, 레벨 1로 하면 MIL-F-8785C에 의하여 종방향 운동에 대한 다음 Table 1과 같은 요구사항을 결정할 수 있다.

#### 3.2 조종성 증강 장치 구성

종방향 운동 트림은 수평안정판에 의하여 이루어지고 피치 제어를 위한 조종면은 승강타를 사용한다. 적용한 제어기가 향후 충분히 많은 비행 설계점에서도 효과적으로 작용할 수 있도록, 설계 파라미터의 조절이 용이한 형태의 안정성 증강 장치(Eldamarawy and Qin 2005)를 적용하였고 사용된 CAS의 블록선도는 Fig. 1과 같다. 그림의 제어기 구조는 기본적으로 PID 제어기를 구현한 것이다. 현실적인 제어기를 설계하기 위하여, 구동기의 시간지연을  $a_1$ 을 포함하는 블록으로 추가하였고 받음각 측정을 위한 저주파 통과 필터(low-pass

filter)를  $a_2$ 를 포함하는 블록으로 추가한 것이다. 그림에서  $r_{aq}$ 는 바람직한 피치 변화율을 이루기 위한 기준입력이며  $\epsilon(s) = H_{aq}x_{aq}(s) - r_{aq}(s)$ 이다. Fig. 1의 구조를 적용할 때, 수정된 동적 시스템은 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$\dot{x}_{aq} = A_{aq}x_{aq} + B_{aq}u_{aq} + G_{aq}r_{aq} \quad (21)$$

$$y_{aq} = C_{aq}x_{aq} + F_{aq}r_{aq} \quad (22)$$

$$z_{aq} = H_{aq}x_{aq} \quad (23)$$

여기서,  $x_{aq}$ ,  $y_{aq}$ 와 각각의 벡터와 행렬은 다음과 같이 구성된다.

$$x_{aq}^T = [\alpha \ q \ \delta_e \ \alpha_F \ \epsilon] \quad (24)$$

$$y_{aq}^T = [\alpha_F \ q \ \epsilon] \quad (25)$$

$$A_{aq} = \begin{bmatrix} A_p(2,2) & A_p(2,3) & B_p(2,1) & 0 & 0 \\ A_p(3,2) & A_p(3,3) & B_p(3,1) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -a_1 & 0 & 0 \\ a_2 & 0 & 0 & -a_2 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (26)$$

$$B_{aq}^T = [0 \ 0 \ a_1 \ 0 \ 0] \quad (27)$$

$$G_{aq}^T = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ -1] \quad (28)$$

$$C_{aq} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & a_3 & 0 \\ 0 & a_3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (29)$$

$$H_{aq} = [0 \ 1 \ 0 \ 0 \ 0] \quad (30)$$

$$u_{aq} = -[K_\alpha \ K_q \ K_i]y_{aq} \quad (31)$$

여기서,  $a_1$ 과  $a_2$ 는 시스템 파라미터로서 구동기의 시간지연 시상수의 역수, 저주파 통과 필터의 교차 주파수를 각각 나타낸다.

### 3.3. 출력 피드백 제어기인 설계

Table 1에서 주어진 종방향 운동의 단주기 운동에 대한 요구사항을 만족하는 제어기를 설계하기 위하여 Fig 1의 구조를 가지는 CAS를 적용한다. 페루프 시스템의 바람직한(desired) 고유주파수와 감쇠비를 Table 1의 허용범위를 만족하도록 각각  $\omega_{n,sp,d} = 5.0$ ,  $\xi_{sp,d} = 0.6$ 로 선정한다면 바람직한 페루프 고유값(eigenvalue)은 다음과 같이 결정될 수 있다.

$$\lambda_{1,2}^d = -\omega_{n,sp,d}\xi_{sp,d} \pm i \omega_{n,sp,d} \sqrt{1 - \xi_{sp,d}^2} \quad (32)$$

$$= -3 \pm i4$$

식 (31)로부터 시스템 식 (21)-(23)은 출력 피드백(output feedback)을 이용하여 요구되는 고유값(desired eigenvalue)을 지정하여야 한다. 제어기인  $K = [K_\alpha \ K_q \ K_i]$ 를 결정하기 위하여 출력 피드백 고유구조 지정기법(eigenstructure assignment) (Kwon and Youn 1987)을 도입하며 이를 통하여 결정되는 K는 다음과 같다.

$$K = T(C_{aq}V^d)^T [C_{aq}V^d(C_{aq}V^d)^T]^{-1} \quad (33)$$

여기서,  $V^d \in C^{5 \times 5}$ 는 요구되는 고유값에 대응되는 요구되는 고유벡터(desired eigenvector) 행렬이다. 그러나 본 논문에서 고려하고 있는 입력  $u_{aq} \in R^{1 \times 1}$ 이 스칼라 값이기 때문에 고유벡터는 지정할 수 없다. 행렬  $T \in C^{1 \times 5}$ 는 영공간 접근법(null space approach)을 이용하는 고유구조 지정 기법에서 도입되는 벡터 행렬로써 요구되는 고유값이 중복근을 가지지 않는 경우(distinct)라고 할 때 다음 식을 만족한다.

$$[A_{aq} - \lambda_i^d I_5, B] \begin{bmatrix} v_i^d \\ t_i \end{bmatrix} = 0 \quad (34)$$

여기서,  $v_i^d$ 와  $t_i$ 는 고유값  $\lambda_i^d$ 에 대응하는 고유벡터 및 T의 요소로서 각각  $V^d = [v_1^d, \dots, v_i^d, \dots, v_5^d]$ 와  $T = [t_1, \dots, t_i, \dots, t_5]$ 을 만족한다.  $[A_{aq} - \lambda_i^d I_5, B]$ 에 대한 영공간을 구하면 식 (34)의 등식을 만족하게 된다. 따라서 이러한

영공간에서  $t_i$ 를 추출하면 모든 요구되는 고유값에 대하여  $t_i$ 를 구할 수 있으며 이를 이용하여 제어게인  $K$ 를 결정할 수 있다. 종방향 단주기 운동의 요구되는 고유값을 식 (32)로 지정하고 나머지 3개의 요구되는 고유값을  $-4, -1, 0$ 로 각각 지정할 때, 제어게인은 다음과 같이 결정된다.

$$K = [2.6166 \quad 0.3466 \quad 0.0074] \quad (35)$$

이때 달성된(achieved) 고유주파수와 감쇠비는 각각  $\omega_{n,sp,a} = 4.29$ 와  $\xi_{sp,a} = 0.53$ 이다. 여기서  $\alpha_1 = 20.2$ 와  $\alpha_2 = 10.0$ 을 각각 적용하였다.

위그선의 경우 지연효과로 인하여 고도가 낮아질수록 받음각에 대한 양력의 변화율이 급격해진다. 따라서 바람직한 피치각을 안정되게 유지 및 변동하기 위한 피치각 유지(pitch hold) CAS의 중요성이 대두된다. 피치각 CAS는 Fig. 1의 피치각 속도 CAS의 구조에서 상태변수와 성능출력을 조절함으로써 구현할 수 있다. 즉 식 (24)와 (25)에서  $\alpha$ 를  $\theta$ 로 대체하고  $\alpha_F$ 를 제거하며 이에 따라  $A_{aq}, B_{aq}, C_{aq}$ 를 변경한다. 또한 식 (30)을 변경하여 성능출력을  $\theta$ 로 변경함으로써 완료된다. 제어게인의 설계는 식 (32)-(34)의 과정을 통하여 동일하게 결정할 수 있다. Table 1의 장주기 운동 모드 허용범위를 만족하도록 감쇠비를 결정하고 이를 통하여 결정된 제어게인은 다음과 같다.

$$K = [-0.3520 \quad -0.5453] \quad (36)$$

여기서 달성된 감쇠비는  $\xi_{p,a} = 0.89$ 이다.

### 3.4 비선형 모델 시뮬레이션

비선형 운동 모델 시뮬레이션을 통하여 본 논문에서 고려하고 있는 CAS의 성능을 조사할 수 있다. 시뮬레이션 고찰을 위하여 위그선은 3.1절에서 가정한 초기 비행 상태에서 정상 고도 비행을 시행하고 있다고 가정한다. 이때 피치각속도를 0으로 유지하며, 시뮬레이션 시각 1초와 1.1초 사이에 외란이 승강타 방향으로 3 deg 크기로 입력된다. 현실적인 상황을 고려하기 위하여 바람 외란(wind disturbance)을 고려하였다. 일반적으로 바람 외란

은 받음각의 방향으로 삽입되기 때문에 정규분포 백색잡음(white Gaussian noise)을 받음각 방향으로 주입하였다. 승강타 외란이 존재한다고 할 때, 바람 외란이 없는 경우와 바람 외란이 있는 경우로 구별하여 시뮬레이션을 실시하였다.

Fig. 2는 바람 외란이 없는 경우의 시뮬레이션 결과이며 순서대로 받음각(deg), 피치각속도(deg/sec), 승강타 변위(deg)를 나타낸다. 시뮬레이션 시각 1초에서의 승강타 외란이 일어난 후에 피치각속도가 재빠르게 0으로 복원되는 것을 확인할 수 있다. 또한 외란으로 변화된 받음각도 초기상태로 서서히 복귀하는 것을 확인할 수 있다. Fig. 3은 바람 외란이 포함된 시뮬레이션 결과를 나타낸다. 바람 외란에 의한 받음각의 진동이 지속적으로 발생하는 데도 불구하고 바람 외란이 없는 경우의 결과와 유사하게 만족스러운 시간역 성능을 보여주고 있다. 본 연구에서 적용한 CAS는 받음각에 대한 저주파 통과 필터와 구동기에 대한 시간지연 효과를 이미 포함하고 있기 때문에, 잡음에 의하여 순간적으로 과도한 승강타 조종 입력이 발생한다든지 또는 구동기가 구현할 수 없는 속도로 조종 입력이 변화하는 경우는 방지될 수 있다. 따라서 Fig. 2와 Fig. 3의 승강타 변위의 궤적에서 확인할 수 있듯이 설계된 제어기는 현실적으로 실현 가능한 제어입력을 생성한다는 것을 알 수 있다.

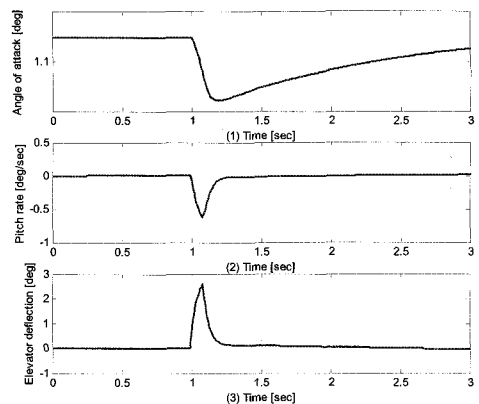


Fig. 2 Nonlinear model simulation results for (1) angle of attack, (2) pitch rate, and (3) elevator deflection without wind disturbance

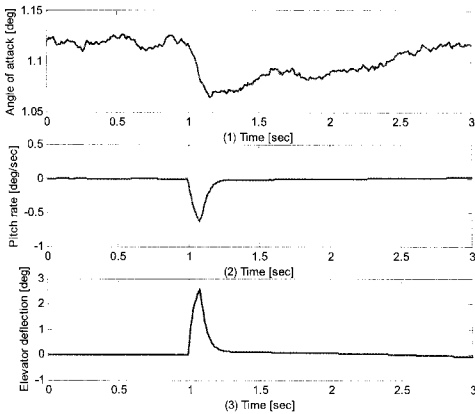


Fig. 3 Nonlinear model simulation results for (1) angle of attack, (2) pitch rate, and (3) elevator deflection with wind disturbance

4. 결론

본 연구에서는 FBW(fly-by-wire)를 채용하는 대형 위그선의 자세제어를 위하여 종방향 운동의 안정성 및 조종성에 대한 제어장치를 설계하였다. 위그선의 종방향 운동의 조종성을 위하여 피치 각속도뿐만 아니라 피치각에 대한 조종성증강장치를 설계 및 적용하였고 바람 외란이 작용하더라도 설계된 장치는 안정한 성능을 제공함을 비선형 모델 시뮬레이션을 통하여 확인하였다.

본 연구에서는 적용된 CAS의 구조에서 제어게인을 선정하기 위하여 출력 피드백 고유구조 지정 기법을 도입하였다. 그러나 제어입력 향으로 단지 승강타만 고려하였기 때문에 단주기 운동모드의 고유값만 지정하는 것이 가능하였다. 그러나 향후 추력과 플랩을 추가적으로 제어입력으로 고려한다면 추가적인 자유도가 확보되기 때문에 명령 추종 및 외란 제거 성능을 향상 시킬 수 있는 고유벡터 지정이 가능하게 된다.

항공기용 조종장치를 위하여 개발된 조종성증강 장치인 CAS가 지면효과를 이용하는 위그선의 종방향 자세제어에 효과적으로 적용 및 확장될 수 있음을 확인할 수 있었다. 그러나 위그선의 경우 정밀한 고도 제어 장치, 수면과의 거리 측정 장치, 그리고 파도로 인한 잡음에 강한 제어 장치가 추가

로 필요로 한다. 따라서 향후에는 본 연구에서 조사된 제어구조를 응용 및 확장하여 고도 상태값이 종방향 운동 시스템에 미치는 영향을 분석하고 고도 측정 잡음에 대하여 강한 정밀 고도제어 장치의 개발에 대한 연구를 진행하게 될 것이다.

후 기

본 연구는 한국해양연구원의 ‘적재량 100톤급 화물 위그선 형상도출을 위한 파라미터 연구’ 사업에 의하여 지원되었습니다.

참 고 문 헌

- 김상근, 서성부, 이동환, 김기은, 1997, “WIG선의 날개에 대한 풍동실험 고찰,” 대한조선학회 논문집, 제 34권, 제 1호, pp. 60-67.
- 김종섭, 황병문, 김성준, 2005, “T-50 세로축 비행 제어법칙 설계에 관한 연구,” 제어자동화시스템공학 논문지, 제 11권, 제 11호, pp. 963-969.
- 신명수, 김윤식, 이경중, 강국진, 박영하, 이영언, 2006, “소형 위그선 개념설계,” 대한조선학회 논문집, 제 43권, 제 1호, pp. 134-146.
- 신성식, 최승기, 국태승, 문정호, 조신제, 오정균, 황돈영, 2006, “무인항공기의 비행제어시스템 개발,” 항공우주 무기체계 발전 세미나, 대전, pp. 293-300.
- 윤현규, 손남선, 2004, “시스템 식별법을 이용한 선박의 횡동요 계수 추정,” 대한조선학회 논문집, 제 41권, 제 4호, pp. 55-60.
- 윤현규, 2006, “선수동요 동유체력미계수 추정을 위한 시운전 시나리오에 관한 연구,” 대한조선학회 논문집, 제 43권, 제 1호, pp. 50-58.
- 한국중형항공기사업조합, 1997, 중형항공기 개발사업(III) - 시제개발, 통상산업부 KCDP TR-97-401.
- Eldamarawy, A.M., and Qin, S-Y., 2005, “Adaptive Optimal Gain Scheduled Flight Controller Employing Performance Output Feedback,” International Journal of Intelligent Computing and Information Sciences, Vol. 5, No. 1, pp. 339-352.



- International Maritime Organization(IMO), 2002, Interim Guidelines for Wing-in-Ground(WIG) Craft, MSC/Circ.1054.
- Kwon, B.-H., and Youn, M.-J., 1987, "Eigenvalue-Generalized Eigenvector Assignment by Output Feedback," IEEE Transactions on Automatic Control, Vol. 32, No. 5, pp. 417-421.
- Lamb, T., 2004, Ship Design and Construction, The Society of Naval Architects and Marine Engineers, pp. 48-2.
- Stengel, R.F., 2004, Flight Dynamics, Princeton University Press.
- Wen, J.T., and Krenutz-Delgado, 1991, "The Attitude Control Problem," IEEE Transactions on Automatic Control, Vol. 36, No. 10, pp. 1148-1162.



&lt; 황 태 현 &gt;



&lt; 여 동 진 &gt;



&lt; 이 한 진 &gt;



&lt; 강 창 구 &gt;