

# 비행선의 정점체공 모드 자동조종장치 예비설계

유 혁\*, A.A.Tunik\*\*, 김성필\*\*\*, 주광혁\*\*\*\*, 안이기\*\*\*\*\*

## Preliminary Design of Autopilot for Station Keeping Mode of Airship

Hyeok Ryu\*, Anatol A. Tunik\*\*, Seong-Pil Kim\*\*\*, Gwang-Hyeok Ju\*\*\*\*, Iee-Ki Ahn\*\*\*\*\*

### Abstract

This paper deals with preliminary design results of autopilot for station keeping mode of airship. Linear equations of motion for the airship are derived. Basic architecture of the control laws for cruising and station keeping modes are proposed. Performance analysis results show that autopilot design for station keeping mode of airship is feasible.

### 초 록

본 논문에서는 비행선의 정점체공을 위한 자동조종장치 예비 설계 결과를 다루었다. 이를 위해 비행선의 선형 운동방정식을 유도하였다. 그리고 선형 모형을 이용하여 비행선의 순항 모드와 정점 체공 모드에 적합한 제어 법칙을 제시하였다. 선형 시뮬레이션 결과를 통하여 정점 체공 자동비행이 가능함을 확인할 수 있었다.

키워드 : 비행선(airship), 자동조종장치(autopilot), 정점 체공(station keeping)

### 1. 서 론

비행선의 운용 과정에는 다양한 임무가 주어지게 되며, 이러한 임무 수행을 위해서는 비행선을 원하는 형태로 운동시키는 것이 필요하게 된다. 그런데, 실제 비행선의 운용 환경에서는 바람의 영향, 온도의 변화 등으로 인해 다양한 외란이 존재하게 되며, 이러한 외란을 효과적으로 제거 하면서 원하는 운동특성을 얻기 위해서는 페루프 형태로 구성된 자동조종장치의 설계가 필수적이

며, 자동조종장치는 비행선의 임무에 적합하도록 설계되어야 한다.

그런데, 비행선의 동특성은 기존에 많은 연구가 이루어져 온 항공기나 유도탄의 동특성과는 크게 다르다. 비행선은 응답 속도가 매우 느리며, 비행기나 미사일보다는 훨씬 저속에서 운용되게 된다. 저속에서 운용되기 때문에 바람에 의한 외란에 더욱 민감할 수 밖에 없게 된다. 따라서, 비행선의 자동조종장치 설계는 이러한 비행선이 가지는 특성을 고려하여 그에 맞게 이루어져야 한

\* 항법제어그룹/hryu@kari.re.kr

\*\*\* 항법제어그룹/spkim@kari.re.kr

\*\*\*\*\* 항법제어그룹/ikahn@kari.re.kr

\*\* 항법제어그룹/aatunik@hotmail.com

\*\*\*\* 항법제어그룹/ghju@kari.re.kr

다. 특히, 성층권 비행선의 가장 중요한 임무인 정점 채공의 경우에는 가장 그러하다. 또한, 비행선은 저속에서 비행하고 있으므로 비행기나 미사일 등에 비해 공력적으로 발생시킬 수 있는 힘과 모멘트의 크기가 상대적으로 적다. 따라서, 추력 벡터링 등의 다른 제어 방법의 적용 가능성 여부도 고찰해 보아야 한다.

본 논문에서는 비행선 자동조종장치의 설계를 위한 선형운동방정식 유도와 기본적인 자동조종장치 설계 결과를 제시하고 있다. 제어 입력으로는 승강타, 리더 등의 공력 제어면과 추력, 추력 기울임, 추력차, 추력 기울임각 차 등의 추력 벡터링 관련 제어 입력이 함께 고려되었으며, 각 제어 모드 별로 이들 제어 입력의 선택 및 이를 이용한 고전적인 제어 법칙의 기본 구조를 제시하고 있다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 제어 입력 관련 항을 중심으로 비행선의 상태 공간 표현의 선형 운동방정식의 유도 과정을 다룬다. 3장에서는 순항 및 정점채공 모드에서의 종 채널 및 횡 채널의 자동조종장치 설계 결과를 제시하고 있다. 마지막으로 4장에서는 연구 결과를 정리하였다.

## 2. 비행선 선형운동방정식 유도

### 2.1 제어력에 의한 힘과 모멘트

본 논문에서 고려하는 비행선의 조종면과 추력기가 그림 1과 같이 배치되어 있다고 생각하자.

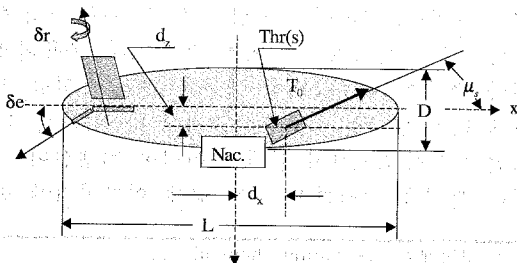


그림 1. 비행선의 조종면 및 추력기 배치

위 그림에서  $L$ 은 비행선 길이,  $D$ 는 기낭 직경,  $d_x$ ,  $d_z$ 는 추력기 위치 좌표,  $Thr$ 은 추력기,  $T$ 는 추력의 크기,  $\mu$ 는 추력기 기울임각,  $\delta e$ 는 승강타 변위,  $\delta r$ 은 리더 변위를 나타낸다. 그리고 첨자  $s$ 는 starboard, 즉 우현을 가리키며, 그림에는 표시되어 있지 않지만 이후의 내용 중 첨자  $p$ 는 port, 즉 좌현을 가리킨다. 본 논문에서 고려한 비행선은  $D=12.5m$ ,  $L=50m$ 이며, 중량은  $2,600kg$ , 질량 관성 모멘트는  $I_x = 75,000 kg m^2$ ,  $I_y = 570,000 kg m^2$ 이다.

비행선의 제어력은 승강타와 리더의 공력 조종면과 추력기에 의하여 발생된다. 승강타는 종축 힘과 모멘트를, 리더는 횡축 힘과 모멘트를 발생하기 위하여 사용된다. 그리고 공력 제어면 의해 발생하는 힘과 모멘트는 아래와 같이 계산할 수 있다고 가정한다.

$$\begin{aligned} \Delta X_{AC} &= X_{\delta e} \delta e, & \Delta Y_{AC} &= Y_{\delta r} \delta r \\ \Delta Z_{AC} &= Z_{\delta e} \delta e, & \Delta L_{AC} &= L_{\delta r} \delta r \\ \Delta M_{AC} &= M_{\delta e} \delta e, & \Delta N_{AC} &= N_{\delta r} \delta r \end{aligned} \quad (1)$$

추력 벡터 변화를 이용한 제어 입력은 양현의 추력의 크기나 기울임각을 생각할 수 있으며, 이를 그 특징에 따라 네 가지로 구분할 수 있다. 첫 번째는 주 추력 증가량으로 좌우 양현 전체에서 평균적으로 증가한 추력의 크기이다. 두 번째는 추력차로 좌우 양현 추력기의 추력 크기의 차이이다. 세 번째는 기울임각 증가량으로 좌우 양현 추력기의 평균적인 기울임각 변화이다. 그리고 마지막으로 기울임각차는 좌우 양현 추력기의 기울임각 차이이다. 이러한 네 가지 제어 입력을 제식화하면, 먼저 좌우 추력기의 추력 크기는

$$\begin{aligned} T_s &= T_{s0}(1 + \delta T_s) \\ T_p &= T_{p0}(1 + \delta T_p) \end{aligned} \quad (2)$$

와 같이 표현할 수 있다. 첨자 '0'은 제어력이 가해지지 않은 상태에서의 값을 의미한다. 따라서, 비행선 전체에 작용하는 추력을

$$T = T_s + T_p = T_0(1 + \delta T) \quad (3)$$

라 표현한다면, 일반적으로

$$T_{s0} = T_{p0} = \frac{1}{2} T_0 \quad (4)$$

의 관계가 성립한다고 볼 수 있으므로,

$$\delta T = \frac{1}{2} (\delta T_s + \delta T_p) \quad (5)$$

로 표현할 수 있으며,  $\delta T$ 는 앞서 언급한 주추력 증가량을 나타낸다. 또한, 좌우 추력차는

$$\delta \Delta T = T_s - T_p = \frac{1}{2} T_0 (\delta T_s - \delta T_p) \quad (6)$$

로 정의할 수 있다. 추력기의 기울임각은

$$\mu_p = \mu_{p0} - \delta \mu_p, \mu_s = \mu_{s0} - \delta \mu_s \quad (7)$$

와 같이 표현할 수 있으며, 대개의 경우  $\mu_{s0} = \mu_{p0} = \mu_0$ 가 성립하므로, 주 기울임각 증가량은

$$\delta \mu = \frac{1}{2} (\delta \mu_s + \delta \mu_p) \quad (8)$$

로 표현되며, 기울임각차는

$$\delta \Delta \mu = \mu_p - \mu_s = \delta \mu_p - \delta \mu_s \quad (9)$$

로 표현할 수 있다.

추력기에 의한 제어에서  $\delta T$ 와  $\delta \mu$ 는 추력의 크기와 방향을 바꿈으로써, 종 방향에서의 힘과 모멘트를 주로 생성하게 되고,  $\delta \Delta T$ 와  $\delta \Delta \mu$ 는 좌우 추력을 비대칭하게 함으로써, 횡 방향의 힘과 모멘트를 주로 생성하게 된다. 그림 2는 추력 시스템의 기하학적 배치를 보여 주고 있으며,  $d_x, d_y, d_z$ 는 비행선의 부피 중심으로부터 계산된 좌표값이다.

그림 2의 기하학적 배치로부터 추력에 의해 생성되는 힘과 모멘트에 관한 방정식들은 아래 식과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} X_{TV} &= T_s \cos \mu_s + T_p \cos \mu_p \\ L_{TV} &= (T_p \sin \mu_p - T_s \sin \mu_s) d_y \\ Y_{TV} &= 0 \\ M_{TV} &= T_p (d_z \cos \mu_p - d_x \sin \mu_p) \\ &\quad + T_s (d_z \cos \mu_s - d_x \sin \mu_s) \\ Z_{TV} &= -T_s \sin \mu_s - T_p \sin \mu_p \\ N_{TV} &= (T_p \cos \mu_p - T_s \cos \mu_s) d_y \end{aligned} \quad (10)$$

운동방정식의 선형화를 위해서는 위의 힘들을 앞에서 정의한 네 가지의 제어 입력의 함수로 표현해야 한다. 위의 식을 기준량과 섭동량의 꼴로 표현하고, 이후 고차의 항들을 제거하여 표현하면 아래와 같은 식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} X_{TV} &= T_0 (1 + \delta T) \cos (\mu_0 + \delta \mu) \\ Y_{TV} &= 0 \\ Z_{TV} &= -T_0 (1 + \delta T) \sin (\mu_0 + \delta \mu) \\ L_{TV} &= [T_0 \delta \Delta T \sin (\mu_0 + \delta \mu) \\ &\quad + T_0 \cos (\mu_0 + \delta \mu) \sin (\frac{\delta \Delta \mu}{2})] d_y \\ M_{TV} &= T_0 (1 + \delta T) [d_z \cos (\mu_0 + \delta \mu) \\ &\quad - d_x \sin (\mu_0 + \delta \mu)] \\ N_{TV} &= [T_0 \delta \Delta T \cos (\mu_0 + \delta \mu) \\ &\quad - T_0 \cdot \sin (\mu_0 + \delta \mu) \\ &\quad \sin (\frac{\delta \Delta \mu}{2})] \cdot d_y \end{aligned} \quad (11)$$

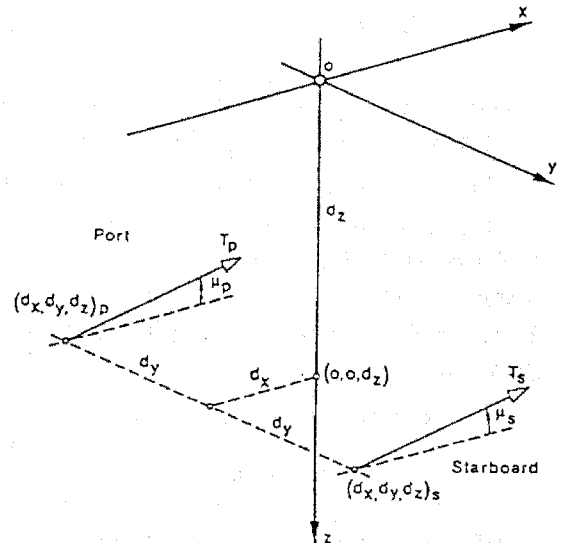


그림 2. 추력기의 기하학적 위치

위의 식에서 각각의 제어 입력에 대한 편도함수를 구하면 추력에 의한 선형화된 힘과 모멘트의 표현이 얻어질 수 있다.

$$\begin{aligned}
 \Delta X_{TV} &= T_0 \cos(\mu_0) \delta T - T_0 \sin(\mu_0) \delta \mu \\
 \Delta Y_{TV} &= 0 \\
 \Delta Z_{TV} &= -T_0 \sin(\mu_0) \delta T - T_0 \cos(\mu_0) \delta \mu \\
 \Delta L_{TV} &= T_0 \sin(\mu_0) d_y \delta \Delta T \\
 &\quad + \frac{1}{2} T_0 \cos(\mu_0) d_y \delta \Delta \mu \\
 \Delta M_{TV} &= T_0 [d_z \cdot \cos(\mu_0) - d_x \cdot \sin(\mu_0)] \\
 &\quad \delta T - T_0 [d_z \sin(\mu_0) \\
 &\quad - d_x \cdot \cos(\mu_0)] \cdot \delta \mu \\
 \Delta N_{TV} &= T_0 \cos(\mu_0) d_x \delta \Delta T \\
 &\quad - \frac{1}{2} T_0 \sin(\mu_0) d_x \delta \Delta \mu
 \end{aligned} \tag{12}$$

## 2.2 선형 운동방정식

비행선은 가상 질량과 가상 관성모멘트가 있어서 선형운동방정식은 아래와 같은 형태로 표현되게 된다.

$$M_d \dot{\mathbf{x}} = A_d \mathbf{x} + B_d \mathbf{u} \tag{13}$$

이때 상태변수를  $\mathbf{x} = [U, V, W, P, Q, R]^T$ 로 하게 되면, 좌우변의 차원은 힘이나 모멘트의 차원이 되고,  $M_d$ 는 질량이나 관성모멘트의 차원을 갖게 된다. 좌변은 비행선의 운동학적 특성을 나타내게 되며, 우변은 비행선에 작용하는 힘과 모멘트를 나타내게 되는 것이다. 이러한 형태의 표현을 전통적인 상태 공간 방정식 형태로 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned}
 \dot{\mathbf{x}} &= M_d^{-1} A_d \mathbf{x} + M_d^{-1} B_d \mathbf{u} \\
 &= A \mathbf{x} + B \mathbf{u}
 \end{aligned} \tag{14}$$

비행선의 운동도 비행기나 미사일과 같은 다른 비행체의 운동과 마찬가지로 종축과 횡축 채널로 구분하여 기술할 수 있다. 종축 운동은

$[U, W, Q]^T$ 의 거동으로 기술되는 운동이며, 횡축 운동은  $[V, P, R]^T$ 의 거동으로 기술되는 운동이다.  $M_d$ 는 질량과 질량 관성모멘트를 표현하는 행렬인데, 미사일과 같은 경우에는 각 축의 운동이 커플되어 있지 않아  $M_d$ 가 대각행렬을 이루는 것이 보통이고, 비행기의 경우에도 롤 모멘트와 요 모멘트를 나타내는 부분만이 커플되어 있어, 종축 운동을 기술할 때에는  $M_d$ 가 대각행렬이 되게 된다. 하지만, 비행선은 가상 질량과 가상 관성모멘트의 효과로 인해 각 축의 운동이 커플링되어 나타나므로, 종축과 횡축 모두  $M_d$ 가 대각행렬이 되지 않게 된다. 또한,  $A_d$  행렬은 상태 변수의 값에 의존하여 생성되는 힘과 모멘트를 나타내는 부분이므로 주로 공기력에 의한 부분과 비행선의 자세에 따라 정해지는 중력과 부력에 관계된 부분으로 구성된다. 참고문헌 [1] 등을 통해서  $M_d$ ,  $A_d$ 의 표현을 얻을 수 있다. 이러한 표현들은 통상적으로 일반화된 표현들이므로 본 논문에서는 기술하지 않았다. 반면 본 논문에서는 제어력에 의해 생성되는 힘과 모멘트를 나타내는  $B_d$  행렬의 표현을 다루고자 한다.

종축 운동 상태 변수는  $\mathbf{x}_{lon} = [u, w, q, \theta]^T$ 로 설정되며, 제어 입력으로는  $\mathbf{u}_{lon} = [\delta e, \delta T, \delta \mu]^T$ 를 고려할 수 있다. 이 때,  $B_d$ 행렬은 앞서의 공력과 추력에 의한 힘과 모멘트 표현으로부터 아래 식과 같이 표현된다.

$$B_{d lon} = \begin{bmatrix} X_{\delta e} & T_0 \cos(\mu_0) & -T_0 \sin(\mu_0) \\ Z_{\delta e} & -T_0 \sin(\mu_0) & -T_0 \cos(\mu_0) \\ M_{\delta e} & T_0 [d_x \cos(\mu_0) - d_z \sin(\mu_0)] & -T_0 [d_x \sin(\mu_0) + d_z \cos(\mu_0)] \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{15}$$

횡축 운동에서는  $\mathbf{x}_{lat} = [v, p, r, \phi]^T$ ,  $\mathbf{u}_{lat} = [\delta r, \delta \Delta T, \delta \Delta \mu]^T$ 가 되며, 이 때

$$B_{d lat} = \begin{bmatrix} Y_{\delta r} & 0 & 0 \\ 0 & T_0 \cdot \sin(\mu_0) \cdot d_y & \frac{1}{2} T_0 \cdot \cos(\mu_0) \cdot d_y \\ N_{\delta r} & T_0 \cdot \cos(\mu_0) \cdot d_y & -\frac{1}{2} T_0 \cdot \cos(\mu_0) \cdot d_y \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{16}$$

로 표현된다.

### 3. 자동조종장치 설계

본 장에서는 비행선의 자동조종장치 설계에 대해서 다룬다. 자동조종장치 운용모드로 순항 모드 및 정점체공을 고려하였다. 정점 체공 모드의 경우는 비행선을 외부에서 불어오는 바람의 방향과 일치하도록 하면서 지정된 위치 범위 내에 머물게 하는 것이 목적이므로 비행선에 작용하는 바람의 속도에 따라 공칭속도와 저속 두 가지 경우를 나누어 제어 법칙을 설계하였다. 저속에서의 정점체공을 제외한 제어 법칙은 제어력으로 공력 조종면을 이용하였고, 저속 정점체공에서는 공력 제어면의 효율이 크게 떨어진다는 점에 착안하여, 공력 조종면과 추력 벡터링을 함께 사용한 제어 법칙을 제안하였다.

본 장에서의 제어 법칙은 대개 상태 피드백과 PID 제어에 기초하고 있다. 일반적으로 상태 피드백 제어는 모든 상태 변수들을 피드백하는 것을 의미하나, 실제 제어 설계 시에는 모든 상태 변수의 측정이 불가능하고, 모든 상태 변수를 피드백하지 않아도 충분한 제어 성능을 가지게 되는 것이 보통이므로, 특정한 몇 가지 상태 변수만을 피드백하게 된다. 이 때, 상태 변수의 피드백 이득값을 결정하는 방법으로는 근적제 등의 방법을 사용하는 것이 가능하나, 보다 편리한 방법은 LQ 제어 설계 방법을 응용하는 것이다. LQ 제어 설계는

$$J = \int_0^{\infty} (\mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} + \mathbf{u}^T \mathbf{R} \mathbf{u}) dt \quad (17)$$

로 표현되는 2차의 성능지수함수를 최소화하는 제어 이득값을 구하는 문제이다. LQ 제어 설계 방법은 그 해법이 표준화되어 있으며, MATLAB 등의 소프트웨어를 이용하여 설계가 가능하고, 적은 시행 착오로 좋은 성능의 제어기를 설계할 수 있다는 장점이 있다. 또한, 시스템이 제어 가능한 경우에는 항상 유일한 해가 존재한다. 이러한, LQ 방법으로 이득값을 정한 후, 측정 불가능한 변수에 관련된 항이나, 전체 성능에 큰 영향을 주지 않는 항을 제거하면, 본 논문에서 고려하고자 하는 제어 법칙들에 대한 제어 이득 값을

얻을 수 있게 된다. 또한, 설계 상의 편의를 위해 LQ 이득 설계 단계에서는 구동기 동역학이나 비선형 요소들을 제외하고 설계 한 후, 이들을 포함한 시스템의 성능을 시뮬레이션을 통해 확인해 가며 이득 값을 개선하는 방법을 사용하였다.

#### 3.1 순항모드 제어법칙 설계

순항모드에서 자동조종장치는 주어진 수평 속도 명령을 추종하고, 고도를 안정시켜야 한다. 이 모드의 상태 공간 벡터는  $\mathbf{x} = [u, w, q, \theta, h]^T$  이며, 제어벡터는  $\mathbf{u} = [\delta e, \delta T]^T$  이고, 트림 조건은 다음과 같다.

- 발음각 :  $\alpha_0 = 2.0^\circ$
- 피치각 :  $\theta_0 = -2.7^\circ$
- 비행속력 :  $V_{t0} = 20m/sec$
- 추력기의 기울임각 :  $\mu_0 = 0, \delta\mu = 0$
- 수평 속도 :  $u_0 = 20m/sec$
- 수직 속도 :  $w_0 = 0m/sec$

이러한 조건에서 선형운동방정식의 시스템 행렬은 아래와 같다.

$$A = \begin{bmatrix} -0.0486 & -0.0908 & 0.2633 & 0.4698 & 0 \\ 0.0001 & -0.3829 & -3.9684 & -0.0390 & 0 \\ 0.0005 & 0.0330 & -0.1059 & -0.1707 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 \\ 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (18)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0.5651 & 0.4822 \\ -2.7755 & 0.0004 \\ -0.2053 & 0.0018 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

그림 3은 순항 모드 중 채널 제어 법칙의 구조를 나타내며, 고도 제어 채널과 수평 속도 제어 채널로 구성된다. 고도 제어 채널은 피치 각 속도, 피치각, 고도를 피드백 하여 상수의 이득값을 곱하는 상태 피드백 형태의 제어 법칙을 갖는다. 반면, 속도 제어 채널의 제어 법칙은 리드 보상이나 PID 제어기로 구성된다. 또한, 고도 오차 피드백의 경우는  $\pm 25m$ 의 한계치를 가지고 피드백하였다.

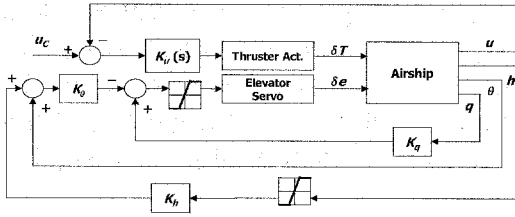


그림 3. 순항 모드의 종 채널 제어 법칙 블록 선도

본 논문에서는 이득값으로  $K_u = 5$ ,  $K_\theta = 1$ ,  $K_h = 0.025$ 의 값을 사용하였다. 수평 속도 채널에서는 리드보상기

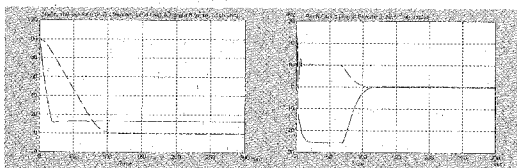
$$K_u(s) = \frac{0.35s + 0.17}{0.1s + 1} \quad (19)$$

와 PID 제어기

$$K_u(s) = 0.2 + \frac{0.007}{s} + 5s \quad (20)$$

를 고려하였다. PID 제어기의 사용은 정상상태 오차를 0으로 만들 수 있으나, 제어 법칙의 구조가 다소 복잡하게 된다.

그림 4는 리드 보상기를 속도 제어 채널에 사용한 경우의 과도 응답을 보여준다. 그림 4(a)에서 수평속도와 고도에 각각 10m/s, 100m 씩 초기 외란이 존재하며, 고도 오차 명령은 0, 속도 명령은 2m/s로 주어진 경우의 과도 응답이다. 실선으로 표시된 속도 응답은 비교상의 편의를 위해서 10배 확대된 값을 나타내었다. 속도 제어 채널에 리드 보상기를 사용하기 때문에, 정상상태에서 명령치 2m/s를 추종하지 못하는 것을 확인할 수 있다. PID 제어기를 사용하여 이를 완전히 제거할 수 있었다. 그림 4(b)는 피치각과 승강타 변위각의 시간변화를 보여주고 있다.



a) 실선: 수평속도오차 (0.1m/s) 점선: 고도 오차 (m)  
b) 실선: 피치각 (도) 점선: 엘리베이터변위(도)

그림 4. 순항 모드의 종 채널 과도 응답

순항 모드에서 횡 채널 제어 법칙은 비행선이 요각 명령을 추종하는 것을 목적으로 한다. 순항 모드에서 러더각이 추력차에 의한 제어보다 훨씬 효율적이므로 러더 변위각만 제어 입력으로 사용한다. 비행선의 횡 채널 상태 변수는  $\mathbf{x} = [v, p, r, \phi, \psi]^T$ 이며, 선형 운동방정식의 시스템 행렬은 아래와 같이 표현된다.

$$A = \begin{bmatrix} -0.4222 & -0.7615 & 8.8109 & -3.4437 & 0 \\ -0.0341 & -0.4807 & 3.1348 & -2.1226 & 0 \\ -0.0286 & 0.0233 & -0.2533 & 0.0886 & 0 \\ 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$B = \begin{bmatrix} 1.7549 \\ 0.2244 \\ -0.1258 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

제어시스템의 구조는 그림 5와 같이 washout 필터를 포함한 요각속도 피드백과, 요각 피드백으로 구성된다. 요각 명령치인  $\psi_c$ 는 유도 시스템으로부터 얻어지는 값이다. 이 제어 법칙은 매우 간단한 구조를 가지고 있으며, 본 논문에서는 다음과 같은, washout 필터와 요각 피드백 이득값을 사용하였다.

$$WF(s) = \frac{0.35s + 0.17}{0.1s + 1}, \quad K_\psi = 0.2 \quad (22)$$

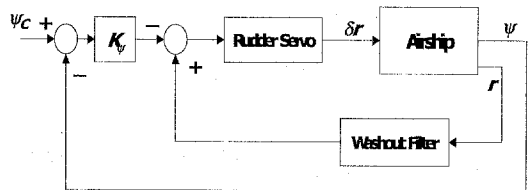
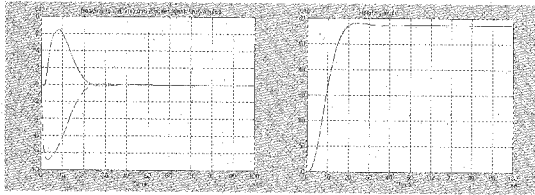


그림 5. 순항 모드 횡축 제어 법칙 블록 선도

그림 6은 1 rad(57.3도)의 스텝 요 명령이 주어졌을 때, 시스템의 과도 응답 결과이다. 그림 6(a)에서 볼 수 있듯이, 비행선이 요 명령을 추종하는 과도 응답 시 러더각과 롤 각의 최대치는 매우 작은 것을 볼 수 있다. 즉, 작은 크기의 러더각 변위로 롤 각을 크게 변화시키지 않으면서, 요 명령을 추종하는 것이 가능함을 확인할 수 있다.

### 3.2 정점체공모드 제어법칙 설계

장기 체공 비행선의 가장 중요한 운용 모드 중 하나는 정점 체공 모드이다. 정점 체공 모드에서 비행선은 항상 바람이 불어오는 방향 쪽으로 기수를 향하도록 하며, 정해진 고도 범위와 위치 범위 내에서 비행하도록 제어되어야 한다. 그런데, 비행선은 알 수 없는 방향에서 알 수 없는 크기로 바람이 불어오는 환경에서 운용되고, 바람의 속도는 비행선의 운동특성을 매우 다르게 할 수 있다. 따라서, 비행 속도에 따라 서로 다른 제어 법칙을 구성하는 것이 필요하며, 본 보고서에서는 기본적인 비행선의 운용속도인 공칭 속도(20m/s)와 바람이 거의 불지 않아 호버링과 유사한 비행을 하게 되는 저속(5m/s)에 대해서 서로 다른 제어 법칙을 설계하였다.



a) 실선:헤딩각 오차 (도)      b) 헤딩각 (도)  
점선:러더 변위(도)

그림 6. 순항 모드 횡 채널 과도 응답

#### 3.2.1 공칭속도에서 종 채널 제어법칙

공칭속도에서 종 채널 자동조종장치의 목적은 엔진의 추력이 항력과 균형을 이루어 주어진 위치에서 멈추어 있는 것이다. 공칭 속도인 경우 그 비행 속도가 비행선의 순항 속도와 비슷하므로, 순항 모드의 종 채널 제어 법칙과 유사한 형태의 제어 법칙을 생각할 수 있다. 즉,  $u$ 와  $h$ 를 제어하게 된다. 다만, 속도나 고도 명령을 추종하는 것이 아니라 안정화시키는 것만을 고려하므로,  $u_c$ 와  $h_c$ 는 0이 된다. 그리고, 정점 체공 모드에서는 예상치 못한 바람에 의한 외란이 존재하므로, 이를 모델링 하여 제어 시스템 설계시 고려하는 것이 바람직하다. 본 장에서 바람에 의

한 외란은 3m/s의 크기를 갖고 30초 동안 지속되는 스텝 명령으로 가정하였다. 전체적인 제어 법칙의 구조는 그림 7과 같이 된다.

본 논문에서는 제어 이득으로  $K_q = 5$ ,  $K_\theta = 1$ ,  $K_h = 0.025$ 의 값을 적용하였으며, 바람에 의한 외란을 보다 효과적으로 억제하기 위하여,  $K_u(s)$ 는 다음과 같은 PID 형태의 제어를 적용하였다.

$$K_u(s) = 0.2 + \frac{0.007}{s} + 5s \quad (23)$$

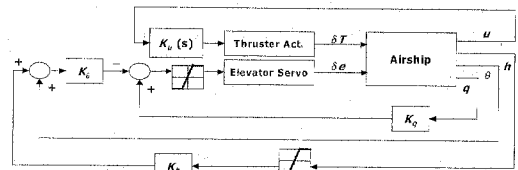
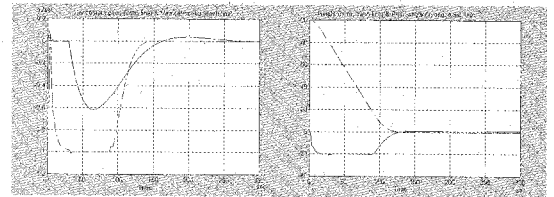


그림 7. 공칭 속도에서의 정점 체공 모드 종 채널 제어 법칙의 구조

그림 8은 100m의 초기 고도 오차와 앞에서 언급한 바람에 의한 외란이 존재할 때의 시스템 응답을 보여 준다. 그림 8(a)에서 볼 수 있듯이, 수평 속도 오차가 과도 응답이 지나자 완전히 제거되는 것을 확인 할 수 있다. 물론, 이는 수평 속도 채널에 PID 제어를 사용하였기 때문이다.



a) 실선:수평속도 오차 (m/s)      b) 실선:피치각 (도)  
점선:수직속도 오차 (m/s)      점선:고도오차 (m)

그림 8. 공칭 속도에서 정점 체공 모드 종 채널 시간 응답

#### 3.2.2 공칭속도에서 횡 채널 제어법칙

이 제어 법칙의 목적은 비행선을 바람의 방향과 일치시켜 비행선이 횡방향으로 떠내려가는 것

을 방지하는 것이다. 이 경우 주 센서는 비행선의 우측과 좌측의 동압을 측정할 수 있는 차압계이다. 이 압력 차이를 제어 시스템에 입력으로 사용할 수 있다. 저속에서는 이런 센서가 매우 부정확할 수 있으므로 GPS에 의한 측속도 측정으로 보완 또는 교환되어야 할 것이다. 본 논문에서는 이 방법으로 비행선의 측속도를 측정하여 피드백하고, 여기에 요 각속도 피드백을 통해 시스템의 요 댈핑 특성을 향상시키는 제어 법칙을 제안하였다. 제어 법칙의 블록 선도는 그림 9와 같으며,  $v$ 와  $r$  두 가지 상태 변수만을 피드백하는 형태로 되어 있는데, 이는 성능과 안정성 입장에서 가장 간단한 제어 법칙이 되도록 하기 위함이었다.

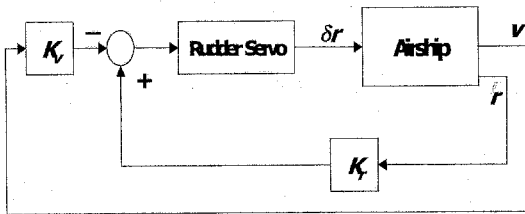


그림 9. 공칭 속도에서 정점 제공 모드 횡 채널 제어 법칙

우선, 모든 상태 변수를 피드백하는 LQR 기법으로 제어 이득값을 구하면, 각각의 상태 변수에 따라,  $K_v=0.17$ ,  $K_p=-0.23$ ,  $K_r=-2$ ,  $K_\phi=-0.09$ ,  $K_\psi=-0.45$ 의 제어 이득값을 얻을 수 있다. 이 중, 시스템 성능에 큰 영향을 주지 않는 변수들을 제외하여,  $K_v=0.17$  과  $K_r=-2$  의 두 가지 값만을 사용한다. 한편,  $K_v$ 의 경우는 보다 나은 성능을 위하여  $K_v=0.15$ 로 재설정하였다. 이러한 제어 법칙을 사용한 경우, 시간 응답은 그림 10에 주어졌다. 그림 a)는 초기의 측속도 오차가 0으로 되어 비행선이 바람 방향으로 정렬해 가는 과정을 보여 주고, 그 동안 이때 비행선은 수직축에 대해서 최대  $10^\circ$  정도 회전한다. 그림 b)에서는 뱅크각과 러더각이 과도 응답 중 적당한 값에서 제한되는 것을 볼 수 있다.

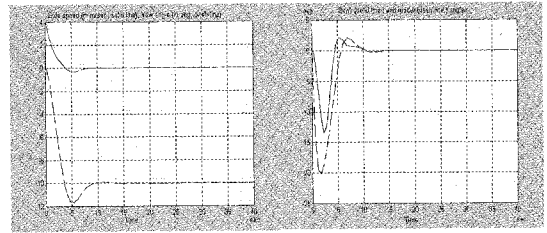

 a) 실선: 측속도 오차 (m/s)    b) 실선: 경사각 (도)  
 점선: 요각 (도)                      점선: 러더변위 (m)

그림 10. 공칭 속도 정점 제공 모드 횡 채널 시간 응답

### 3.2.3 저속에서 종 채널 제어법칙

저속의 정점 제공 모드에서는 승강타와 러더 등의 공력 제어면의 효율이 공칭 속도일 때에 비하여 크게 저하된다. 따라서, 이들만을 사용하여 제어하는 것은 공칭속도에서만만큼의 제어력을 기대하기 어렵다. 그래서 추력 벡터링을 사용한 제어가 부가되는 것이 바람직하다. 저속 종 채널 제어 법칙에서 비행선 동역학은  $\mathbf{x}=[u, w, q, \theta, h]^T$ 의 상태 변수에 의해 기술되며, 제어벡터는  $\mathbf{u}=[\delta e, \delta T, \delta \mu]^T$ 가 된다. 저속 비행속력을 5m/s로 선정하면 트림 조건은 다음과 같다.

- 받음각 :  $\alpha_0 = 23.3^\circ$ ,
- 피치각 :  $\theta_0 = -23.3^\circ$ ,
- 비행속력 :  $V_0 = 5\text{m/sec}$ ,
- 추력기의 기울임각 :  $\mu_0 = 40^\circ$ ,  $\delta\mu$ 는 제어 입력으로 사용된다.
- 승강타 변위 :  $\delta e_0 = 0.6^\circ$

이러한 경우 선형 운동 방정식의 시스템 행렬은 아래와 같다.

$$\begin{aligned}
 A &= \begin{bmatrix} -0.0122 & -0.0227 & 0.0117 & 0.4159 & 0 \\ 0 & -0.0957 & -0.9921 & -0.0345 & 0 \\ 0.0001 & 0.0082 & -0.0262 & -0.1511 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 \\ 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \\
 B &= \begin{bmatrix} 0.0353 & 0.0249 & -0.0172 \\ -0.1735 & -0.0116 & -0.0139 \\ -0.0128 & -0.0006 & -0.0009 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}
 \end{aligned} \tag{24}$$



저속 정점체공 모드 종 채널 제어 법칙의 블록 선도는 그림 11과 같다. 그림에서 보는 바와 같이 제어 입력값  $\delta e$ ,  $\delta \mu$ 가  $q$ ,  $\theta$ ,  $h$ 의 피드백으로 구성되며,  $\delta T$ 는  $q$ ,  $\theta$ ,  $u$ 의 피드백으로 구성되는 것을 볼 수 있다. 여기서 알 수 있는 것은  $\delta e$ 와  $\delta \mu$ 는 고도와 피치 자세 제어만을 위해 사용되지만,  $\delta T$ 는 속도 제어 뿐 아니라 피치각 제어에도 사용된다는 점이다. 이는 추력 벡터링을 사용하는 경우 추력의 기울임각 뿐 아니라 추력의 크기 자체도 피치 모멘트의 변화를 야기하기 때문이다.

블록선도 내의 각각의 포화 요소들의 한계치는 앞의 순항 모드 등에서의와 같으며, 구동기 동역학의 시정수는 승강타 1초, 추력기 3초, 추력 기울임 5초로 설정하였다. 각각의 제어 이득값은,

$$K_q^E = 5, K_\theta^E = 0.1, K_h^E = 0.03,$$

$$K_q^T = 5, K_\theta^T = 0.1, K_h^T = 0.05,$$

$$K_q^R = 1.5, K_\theta^R = 0.8$$

로 정하였다. 또한,  $K_u(s)$ 는

$$K_u(s) = \frac{5 \cdot s + 0.2}{0.1 \cdot s + 1} \quad (25)$$

의 리드 보상기로 하였다.

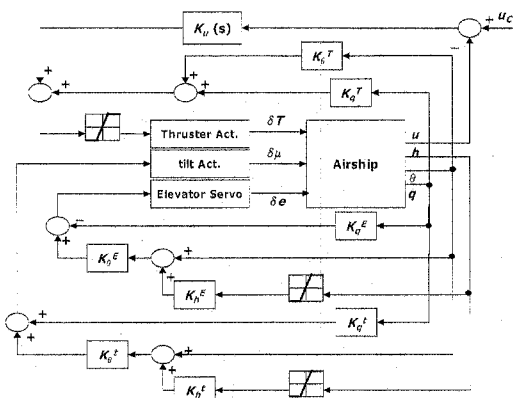


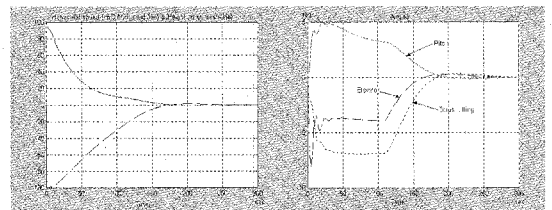
그림 11. 저속 정점 체공 모드 종 채널 제어 법칙

10m/s의 초기 속도 오차와, -100m/s의 초기 고도 오차가 존재할 때의 시간 응답이 그림 12에 나와 있다. 그림 (a)에서 고도오차와 속도 오차가

제거되는 것을 확인할 수 있으며 (비교의 편의를 위해, 그림 (a)의 속도는 10을 곱한 값을 수록함), 그림 (b)에서 비행선의 모든 입력각과 피치각의 출력이 충분히 작은 값을 가짐을 알 수 있다. 이 시스템은 채널간 커플링이 있어서 고도 안정화시 수평 속도 명령  $u_c$ 이 0이 아닐 때 약간의 정상 상태 오차가 발생할 수 있다. 이 오차는 수미터 정도이지만, 설계 요구조건에 만족하지 못한다면, 추력 기울임 채널에 PID 제어를 사용하여 제거할 수 있다. 하지만, 이와 같이 하면 제어 시스템을 복잡하게 만들게 되므로 이러한 방법의 유용성은 좀더 재고해 보아야 한다.

### 3.2.4 저속에서 횡 채널 제어법칙

이 제어 법칙의 목적은 비행선의 측속도 오차를 제거하여 비행선이 바람 방향과 일치하도록 하는 것이다. 저속의 경우 러더의 효율이 공칭 속도에 비해 현저히 떨어지므로, 좌우 추력기의 추력차  $\delta \Delta T$ 가 제어 입력에 추가된다. 즉,  $u = [\delta r, \delta \Delta T]^T$ 이다. 선형 운동 방정식의 시스템 행렬은 아래와 같이 표현된다.



a) 실선:속도 오차 (in 0.1m/s)    b) 실선:피치각 (도)  
점선:고도 오차 (m)            점선:추력 기울임각 (도)  
파선:엘리베이터 (도)

그림 12. 저속 정점 체공 모드 종 채널 시간 응답

$$A = \begin{bmatrix} -0.1056 & -0.1587 & 2.2028 & -3.1664 & 0 \\ -0.0085 & -0.1201 & 0.7837 & -1.9516 & 0 \\ -0.0071 & 0.0055 & -0.0633 & 0.0814 & 0 \\ 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (26)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0.1097 & 0.2895 \\ 0.0140 & 0.1808 \\ -0.0079 & 0.0092 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

이 제어 법칙의 블록 선도는 그림 13과 같다.  $\delta r$ 과  $\delta \Delta T$  모두,  $v$ ,  $r$ ,  $\phi$ 의 상태 피드백으로 결정되는 것을 볼 수 있다.

제어 설계를 통해 얻어진 이득값은 다음과 같다.

$$K_v^R = K_v^T = 0.3, K_r^R = K_r^T = 3,$$

$$K_\phi^R = K_\phi^T = 0.2$$

초기에 3m/s의 측속도 오차가 있는 경우의 시간 응답이 그림 14에 주어져 있다. 그림 14(a)에서 30초 정도 지나 측속도 오차가 완전히 제거되며, 비행선은 처음을 기준으로 약 7도 정도 회전하여, 바람 방향을 향해 정렬한 것을 볼 수 있다. 그림 14(b)에서 러더각과 추력차의 경과를 볼 수 있다. 비교의 편의를 위하여 추력차의 값에  $180/\pi$ 의 값을 곱하여 표현하였다. 포화 요소 블록에 의해 러더각의 최대 변위가 30도 정도에서 제한되는 것을 확인할 수 있다.

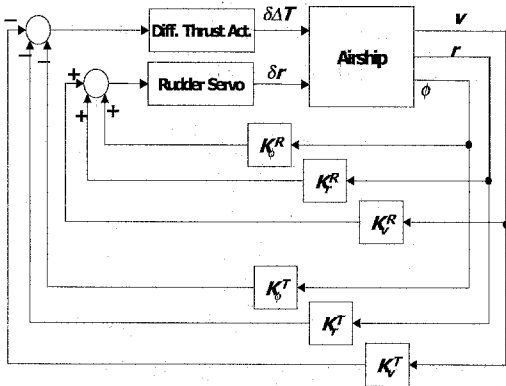
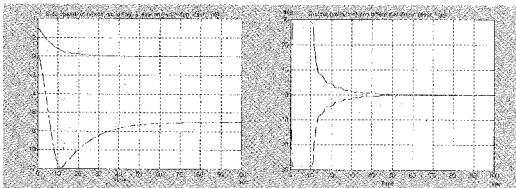


그림 13. 저속 정점 체공 모드 heading 채널 제어 법칙



a) 실선: 측속도오차 (m/s) 점선: 요각 (도)  
b) 실선: 러더변위 (도) 점선: 추력차

그림 14. 저속 정점 체공 모드 heading 채널 시간 응답

### 3.2.5 기수각 유지 제어 법칙

저속 정위치 체공 모드 시 비행을 주어진 방향을 향하도록 할 경우가 있다. 따라서, 이러한 모드에 대한 제어 법칙 설계가 필요하다. 기수각 제어 모드에 대해서는 그림 15와 같은 제어 법칙을 제안하였다. 요각속도  $r$ 과, 요각 오차  $\phi_c - \phi$ 를 피드백하고, 제어 입력으로는 러더각과 추력차 두 가지를 사용하는 제어 법칙이다. 물 각속도 피드백 루프는 washout 필터로 구성되며, 요 각 피드백 루프는 간단한 비례 제어로 구성된다.

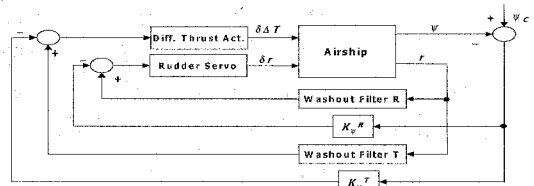


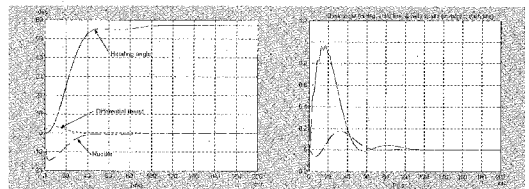
그림 15. 저속 정점 체공 모드 방향 축 제어 법칙

본 논문에서 사용된 제어 이득과 washout 필터 전달함수는 아래와 같다.

$$K_\phi^R = 0.27, K_\phi^T = 0.1, WF_R = \frac{s+1}{0.1s+1},$$

$$WF_T = \frac{3s+1}{0.1s+1} \quad (27)$$

1 rad의 요 각 명령이 주어질 때의, 시스템 시간 응답이 그림 16에 나와 있다. 기수각 명령을 만족할만큼 추종하고 있으며, 다른 변수들은 모두 0의 값으로 수렴해 감을 확인할 수 있다. 그림에서 추력차는 편의를 위하여  $180/\pi$ 를 곱한 값을 표현하였다.



a) 실선: heading각 (도) 점선: 추력차 파선: 러더변위 (도)  
b) 실선: heading각 (도) 점선: heading (도) 파선: 속도 (m/s)

그림 16. 저속 정점 체공 모드 heading 채널 시간 응답

### 3.2.5 다른 비행속도에서 성능

앞에서 고려한 저속 정점 제공 모드의 비행속도는 5m/s였다. 이렇게 설계된 제어법칙을 비행속도가 3m/s인 경우에 적용하여 시뮬레이션을 수행한 결과, 만족할 만한 결과를 얻을 수 있었다. 다만, 이 경우의 공력 데이터들의 신뢰성이 떨어지므로, 추가적인 풍동 시험 등을 통하여 보다 정확한 공력 데이터 획득이 요구된다. 그리고, 비행속도가 더욱 낮아지는 경우 공력 제어면과 추력기 외에 부력과 보조 기낭을 사용한 제어 법칙에 대해서도 연구가 이루어질 필요가 있다.

## 4. 결 론

본 논문에서는 상태 변수 피드백과 PID 제어에 근거한 고전적인 방법을 이용한 비행선의 운용을 위한 자동조종장치 설계를 다루었다. 비행선의 운용 모드 중에서 순항모드와 정점 제공 모드에 대한 제어 법칙을 제안하였다. 특히, 정점 제공 모드에서는 비행속도의 변화를 고려하여 공칭 속도와 저속에서의 제어 법칙을 따로 제시하였다.

먼저 종 채널 자동조종장치로 순항 모드에서는 속도, 고도, 피치각, 피치각속도 피드백을 이용한 속도제어와 고도 안정화를 고려하였다. 이 때, 제어 입력은 추력 증가량과 승강타 변위를 이용하였다. 공칭 속도 정점 제공에서는 순항 모드에서와 유사한 형태의 제어 법칙을 구성하였다. 반면, 저속 정점 제공에서는 피치각 및 고도 제어 채널에 추력 증가량과, 추력기울임각을 추가하였고, 이 때문에 고도 채널과 속도 채널이 커플링 된 형태의 제어가 설계되었다.

횡 채널 자동조종치로 순항 모드에서는 요각과 요각속도를 피드백하고 washout 필터를 이용한 제어 법칙을 제안하였다. 제어 입력으로는 러더 변위를 사용하였다. 공칭속도 정점제공 모드에서는 차압계나 GPS 측정치에 기초한 방향 안정화를 위하여 요 각 대신 측속도를 피드백하는 형태의 제어 법칙을 제안하였다. 반면, 저속 정점제공 모드에서는 러더 변위 외에 추력차를 제어 입력

에 포함하였으며, 측속도, 요각속도, 툴각을 피드백하는 형태의 제어 법칙을 제안하였다. 또한, 저속 정점제공에서 기수각 명령을 추종하는 방향 채널 제어기로는 요각과 요각속도 피드백과 washout 필터를 이용한 제어 법칙을 제안하였으며, 제어 입력으로는 러더각과 추력차를 사용하였다. 페루프 시스템 시간 응답 시뮬레이션을 통하여, 제안된 제어 법칙을 사용하면 설계 요구 조건을 충분히 만족시키는 자동조종장치의 설계가 가능함을 보였다.

## 참 고 문 헌

1. G. A. Khoury, and J. D. Gilett, *Airship Technology*, Cambridge University Press, Cambridge, United Kingdom, 1999, pp. 73-106.
2. D. J. Moorhouse, and R. J. Woodcock, "Background Information and User Guide for MIL-F-8785C, Military Specification - Flying Qualities of Piloted Airplanes", AFWAL-TR-81-3109, Wright-Patterson Air Force Base, July 1982, pp.185-195.
3. D. McLean, *Automatic Flight Control Systems*, Prentice Hall International, Cambridge, Great Britain, 1990, pp.130-139.
4. A. A. Tunik, 유혁, 안이기, 임철호, "무인비행체를 위한 강건제어계 설계", 2000년 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 울산대학교, 2000, pp.293-299.