

<논 문>

마이크로버스트를 통과하는 비행기의 안전착륙을 위한 자동조종장치

Autopilot for Safe Landing in the Microburst

박 기 홍*

Kihong Park

(1997년 3월 5일 접수 : 1997년 5월 28일 심사완료)

Key Words : State Feedback Controller, Observer, Microburst, Linear Quadratic Regulation, Linear Quadratic Estimation

ABSTRACT

A state feedback controller and an observer have been developed and analyzed for an aircraft's safe landing in the windshear called microburst. The observer estimates the ambient wind field as well as the full-order longitudinal state vector. The controller uses the wind and state estimates for guiding the control inputs for safe landing. For the observer and controller gains, the design methodologies of linear quadratic estimation and linear quadratic regulation have been exploited. Analysis shows that some of the microburst-induced aircraft accidents in the past might have been avoided with the designed autopilot.

기 호 설 명

$w_v, w_{v_{max}}, r_v$: 수직바람의 속도, 최대속도, 작용범위

$w_h, w_{h_{max}}, r_h$: 수평바람의 속도, 최대속도, 작용범위

r : 수평거리 (range)

h : 고도 (altitude)

V_i : 관성속도 (inertial velocity)

γ_i : 비행각 (flight path angle)

θ_i : 피치각 (pitch angle)

α_i : 받음각 (angle of attack)

q_i : 피치변화율 (pitch rate)

T : 엔진추력 (thrust)

i_T : 추력과 비행기-고정좌표계의 x축 사이의 고정 각도

L : 양력 (lift)

V_a : 공기속도 (airspeed)

D : 항력 (drag)

M : 공기역학 모멘트

m : 비행기 질량

g : 중력가속도

I_{yy} : 비행기-고정좌표계의 y축에 대한 관성모멘트

α_a : 공기에 대한 받음각

d : 궤도이탈거리

δT : 드로틀 세팅 (throttle setting)

δE : 승강타 (elevator) 각 (아래 방향이 양의 부호)

1. 서 론

대기중을 나는 비행기는 끊임없이 바람의 영향을 받는다. 대부분의 경우 이러한 영향은 운항에 위험을 미치지 못한다. 그러나 비행기가 착륙하는 동안 마이크로버스트(microburst)라 불리는 난기류(wind-shear)를 만나게 되면 매우 위험한 상황이 초래될 수 있다. 마이크로버스트란 수직 하강기류로 이것이 지면이 부딪히면서 주변 공기는 바깥쪽을 향해 큰

*정회원, 국민대학교 기계·자동차공학부

속도를 갖고 퍼지게 된다 (Fig. 1). 이러한 기상현상이 비행기의 착륙지점을 중심으로 좁은 영역에 걸쳐 일어나게 되면 비행기의 공기속도는 급작스럽게 감소하게 되고 착륙은 매우 어렵게 된다. 실제로 여러 비행기 추락사고가 이러한 마이크로버스트와 연관되어 있음이 보고되었다^(1,2).

과학자들은 최근에 들어서야 마이크로버스트의 위험을 인식하기 시작했으며 현재 마이크로버스트내에서의 안전착륙을 위한 연구가 활발히 수행되고 있다⁽³⁻⁶⁾. 비행기의 착륙궤도에 마이크로버스트가 놓여 있을 때 가장 바람직한 것은 착륙을 포기하고 회항(回向)하는 것이다. 그러나 설사 마이크로버스트를 미리 감지하는 기술이 있다 하더라도 마이크로버스트와 조우할 가능성은 여전히 존재하며 또한 연료부족과 같은 이유로 회항이 불가능한 경우도 있을 수 있다. 비행기 사고는 대형참사로 이어질 확률이 매우 높기 때문에 이러한 경우를 대비한 제어기의 설계는 중요한 연구대상이 아닐 수 없다.

1985년에 일어났던 Delta 191기 추락사고의 사고후-비행자료분석⁽¹⁾을 검토해보면 마이크로버스트가 착륙을 시도하는 비행기에 어떻게 위험이 되는지를 쉽게 이해할 수 있다. 가장 먼저 비행기는 앞바람을 만났고 그 결과 비행기의 공기속도는 증가했다. 조종사는 비행기의 피치를 올려 공기속도의 증가를 막았고 이같은 반응은 뒷바람을 만날 때까지 계속되었다. 마이크로버스트의 앞바람이 뒷바람으로 바뀌는 동안 비행기는 심한 하강기류를 만났으며 비행기의 관성속도는 떨어졌다. 뒷바람 영역에 들어서면서 비행기의 공기속도는 현저히 감소하였고 이에 조종사는 피치를 낮추었다. 이 반응으로 공기속도의 감소는 어느 정도 막을 수 있었으나 피치를 낮춤으로 인해 고도가 급격히 감소하여 결국 비행기는 활주로 전방 6500 ft 지점에서 지면과 충돌하였다. 이 분석

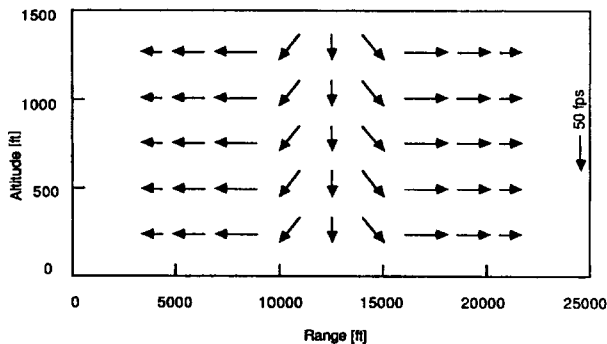


Fig. 1 Wind variation in the microburst

으로부터 알 수 있는 것은 피치를 이용하여 공기속도를 제어하는 통상적인 조종법이 마이크로버스트를 통과하여 착륙하는 비행기의 조종법으로는 위험하다는 것이다. 따라서 새로운 제어방법의 필요성이 대두된다.

2. 수학적 모델

2.1 마이크로버스트 모델

마이크로버스트가 비행기의 착륙에 미치는 영향을 연구하기 위해 Fig. 1과 같은 마이크로버스트를 표현하는 수학적식이 필요하다. 본 연구에서 사용된 마이크로버스트의 수학적 모델⁽⁶⁾은 다음과 같다.

$$\mathbf{w} = \mathbf{w}(r) = \begin{bmatrix} w_v(r) \\ w_h(r) \end{bmatrix} \quad (1a)$$

$$w_v(r) = \frac{w_{vmax}}{2} \left[1 - \cos\left(\frac{2\pi}{r_v} \left(r - \frac{r_h - r_v}{2}\right)\right) \right] \quad (1b)$$

for $\frac{r_h - r_v}{2} \leq r \leq \frac{r_h + r_v}{2}$

$$w_h(r) = \frac{w_{hmax}}{2} \sin\left(\frac{2\pi r}{r_h}\right) \quad \text{for } 0 \leq r \leq r_h \quad (1c)$$

마이크로버스트 벡터 \mathbf{w} 는 수직성분 w_v 와 수평성분 w_h 의 두 요소를 가지며 이들은 r 에 대한 함수로 표현된다. w_h 는 앞바람(headwind)일 때 양의 부호를, 뒷바람(tailwind)일 때 음의 부호를 가지며 w_v 는 하강기류(downdraft)일 때 양의 부호를 갖는다.

2.2 운동방정식

비행기가 궤도를 포함하는 수직면에 대해 대칭운동을 한다고 가정하면 비행기의 종방향(longitudinal) 동력학은 3 자유도를 갖게된다⁽⁷⁾. 이를 수학적으로 나타내면 다음과 같다.

$$\dot{\alpha}_i = q_i - \dot{\gamma}_i \quad (2a)$$

$$\dot{h} = V_i \sin \gamma_i \quad (2b)$$

$$\dot{r} = V_i \cos \gamma_i \quad (2c)$$

$$\dot{\gamma}_i = \frac{-L \sin(\alpha_i - \alpha_a) - D \cos(\alpha_i - \alpha_a) + T \cos(\alpha_i + i_T)}{m} - g \sin \gamma_i \quad (2d)$$

$$\dot{\gamma}_i = \frac{L \cos(\alpha_i - \alpha_a) - D \sin(\alpha_i - \alpha_a) + T \sin(\alpha_i + i_T)}{m V_i} - \frac{g \cos \gamma_i}{V_i} \quad (2e)$$

$$\dot{q}_i = \frac{M}{I_{yy}} \quad (2f)$$

윗 식에서 α_a 는 공기에 대한 받음각으로 다음의 기하학적 관계를 만족한다.

$$\alpha_a = \alpha_i + \gamma_i - \arctan\left(\frac{V_i \sin \gamma_i + w_v}{V_i \cos \gamma_i + w_h}\right) \quad (3)$$

식 (2)의 상태변수들은 비행기의 종방향 운동을 나타내는데 일반적으로 쓰이는 물리량들이다. 그러나 마이크로버스트내의 착륙이라는 특수한 상황에서는 위험요소를 가장 잘 나타낼 수 있는 변수를 상태변수에 포함시키는 것이 시스템 분석과 제어기 설계를 하는데 유리하다. 비행기 착륙과 관련된 위험정도는 h 나 r 보다 기준착륙궤도로부터의 이탈거리로써 잘 판단된다. 따라서 본 연구에서는 상태변수에 h 와 r 대신 궤도이탈거리 d 를 포함시켰다. d 는 다음의 미분방정식을 만족한다.

$$\dot{d} = V_i \sin(\gamma_i - \gamma_{i0}) \quad (4)$$

윗 식에서 γ_{i0} 는 γ_i 의 착륙을 위한 평형값을 나타낸다.

본 논문에서 사용된 비행기 모델은 3개의 제트엔진을 가진 여객기 모델이며 양력곡선상의 실속(失速, stall) 특성을 포함하지 않기 때문에 이 모델은 실속을 일으키는 받음각(stall angle of attack) 이전까지 유효하다. 본 연구에 사용된 비행기 모델은 α_a 가 13 deg일 때 실속이 일어난다. 추력의 경우 δT 와 출력 추력의 시간지연을 시정수 τ_e 를 사용하여 1차 미분방정식으로 모델링하였다.

전체 시스템의 운동방정식은 (2)의 식들중 (2b)와 (2c)를 제외한 나머지와 식 (4)와 T 에 대한 1차 미분방정식을 합친 6개의 미분방정식으로 구성된다. 이를 벡터형 미분방정식으로 나타내면 다음과 같다.

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \mathbf{w}) \quad (5a)$$

$$\mathbf{x} = [V_i \ \gamma_i \ q_i \ \alpha_i \ d \ T]^T,$$

$$\mathbf{u} = \begin{bmatrix} \delta E \\ \delta T \end{bmatrix}, \quad \mathbf{w} = \begin{bmatrix} w_v \\ w_h \end{bmatrix} \quad (5b)$$

선형화. 선형제어이론의 도입과 시스템 분석을 목적으로 앞에서 유도된 비선형 운동방정식을 선형화할 수 있다. 본 논문에서 사용된 비행기 모델의 착륙을 위한 평형점은 $V_i = 235$ ft/sec와 $\gamma_i = -3$ deg이다. 나머지 상태변수와 입력변수의 평형값은 위의 값을 식 (5)의 운동방정식에 대입하여 구할 수 있다. 상태변수 \mathbf{x} 와 입력변수 \mathbf{u} 의 평형점을 각각 \mathbf{x}_0 , \mathbf{u}_0 라 하고 그들의 섭동항을 각각 $\Delta \mathbf{x}$, $\Delta \mathbf{u}$ 라 하면 식 (5)는 다음과 같이 선형화될 수 있다.

$$\Delta \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{F} \Delta \mathbf{x} + \mathbf{G} \Delta \mathbf{u} + \mathbf{L} \mathbf{w} \quad (6)$$

윗 식에서 \mathbf{F} 는 민감도 행렬로서 이 행렬의 (i , j)번째 요소는 \mathbf{f} 의 i 번째 함수를 \mathbf{x} 의 j 번째 요소로

편미분한 값이 된다. \mathbf{G} 와 \mathbf{L} 도 같은 방법으로 정의된다.

3. 자동조종장치의 설계

본 장에서는 마이크로버스트 내에서의 안전착륙을 위한 상태귀환-제어기(state feedback controller)를 설계한다. 이를 위해 상태변수를 추정하는 관측기(observer)와 동체에 작용하는 바람속도를 추정하는 관측기를 설계한다. 관측기와 제어기의 계인을 찾기 위해 LQ 조정기(linear quadratic regulator)와 LQ 추정기(linear quadratic estimator) 이론을 사용한다.

3.1 관측기

계측변수. 계측변수란 시스템의 변수 중 실제로 계측하여 값을 얻는 변수들을 의미한다. 본 논문에서는 마이크로버스트를 통과하는 비행기의 동적 상태와 관련하여 다음과 같은 변수들을 측정한다고 가정한다. 이 변수들을 실제로 계측하는 것은 경제성과 현재의 센서기술을 고려했을 때 문제가 없다.

$$\mathbf{y} = [V_a \ V_i \ \gamma_i \ \alpha_a \ \theta_i \ d]^T = \mathbf{h}_y(\mathbf{x}, \mathbf{w}) \quad (7)$$

윗 식에서 \mathbf{h}_y 는 계측변수 \mathbf{y} 와 \mathbf{x} , \mathbf{w} 의 관계를 정의하는 비선형 함수이다. 이 방정식을 선형화하면 다음과 같다.

$$\Delta \mathbf{y} = \mathbf{H}_{y_x} \Delta \mathbf{x} + \mathbf{H}_{y_w} \mathbf{w} \quad (8a)$$

$$\mathbf{H}_{y_x} = \left. \frac{\partial \mathbf{h}_y}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}=\mathbf{x}_0, \mathbf{w}=0}, \quad \mathbf{H}_{y_w} = \left. \frac{\partial \mathbf{h}_y}{\partial \mathbf{w}} \right|_{\mathbf{x}=\mathbf{x}_0, \mathbf{w}=0} \quad (8b)$$

관측기 방정식. 본 연구에서는 바람의 영향을 극복하는 앞먹임제어를 위해, 상태변수 \mathbf{x} 뿐 아니라 바람속도 \mathbf{w} 까지도 추정하는 관측기를 설계한다. 관측기 방정식에 바람을 포함시키려면 바람의 동력학 모델이 필요하다. 이를 위해 본 연구에서는 바람을 $\dot{\mathbf{w}} = \boldsymbol{\mu}_2$ 의 식을 만족하는 확률변수(stochastic variable)로 가정하였다. 여기에서 $\boldsymbol{\mu}_2$ 는 백색잡음(white noise)을 나타낸다. 정현파 모양을 갖는 마이크로버스트를 위와 같은 모델로써 추정하려면 관측기가 빠른 동적 특성을 가져야 한다. 관측기와 관련된 식들을 모아보면 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\mathbf{x}} \\ \dot{\mathbf{w}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F} & \mathbf{L} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \mathbf{x} \\ \mathbf{w} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{G} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} \Delta \mathbf{u} + \begin{bmatrix} \boldsymbol{\mu}_1 \\ \boldsymbol{\mu}_2 \end{bmatrix} \quad (9a)$$

$$\Delta \mathbf{y} = [\mathbf{H}_{y_x} \ \mathbf{H}_{y_w}] \begin{bmatrix} \Delta \mathbf{x} \\ \mathbf{w} \end{bmatrix} + \boldsymbol{\mu}_3 \quad (9b)$$

μ_1 과 μ_3 는 각각 상태변수와 계측변수의 잡음(noise)을 나타낸다. 위의 식에서 잡음항을 넣은 이유는 관측기 계인을 구하는데 LQ 추정기 이론을 도입하기 위함이다. μ_1, μ_2, μ_3 가 모두 백색잡음이고 서로 상관(correlation)이 없다고 하면 그들의 특성은 아래의 수학식으로 나타낼 수 있다.

$$\begin{bmatrix} E\{\mu_1\mu_1^T\} & 0 \\ 0 & E\{\mu_2\mu_2^T\} \end{bmatrix} = \mathbf{Q}_0\delta(t),$$

$$E\{\mu_3\mu_3^T\} = \mathbf{R}_0\delta(t) \quad (10)$$

$E\{\}$ 는 기대치를 나타내는 연산자이고 $\delta(t)$ 는 델타함수를 나타낸다. \mathbf{Q}_0 와 \mathbf{R}_0 는 잡음의 강도를 나타내는 대칭행렬이다.

LQ 추정기 이론은 \mathbf{Q}_0 가 양의 반한정성(positive semi-definiteness)을 갖고 \mathbf{R}_0 가 양의 한정성(positive definiteness)을 가지며 시스템이 관측가능(observable)하면, 최적의 정상상태 관측기 계인을 구할 수 있다는 것이다⁽⁸⁾. 식 (9)의 시스템은 본 논문에서 사용된 비행기 모델에 대해 가관측성(observability) 조건을 만족한다. LQ 추정기 이론으로 구한 계인을 \mathbf{K} 라고 하면 관측기 방정식은 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\Delta\hat{x}} \\ \dot{\hat{w}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F} & \mathbf{L} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\hat{x} \\ \hat{w} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{G} \\ 0 \end{bmatrix} \Delta u$$

$$+ \mathbf{K}(\Delta y - \Delta\hat{y}) \quad (11a)$$

$$\Delta\hat{y} = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_{yx} & \mathbf{H}_{yw} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\hat{x} \\ \hat{w} \end{bmatrix} \quad (11b)$$

이 방정식은 선형이고, 선형화된 상태변수 및 계측변수 방정식으로부터 얻어진 것이다. 따라서 상태변수의 섭동이 커지면 이 관측기로 상태변수를 추정하기가 그만큼 어려워진다. 마이크로버스트의 강도가 센 경우 상태변수는 평형점으로부터 상당히 멀어질 수 있는데 이로 인해 추정치가 나빠지는 것이 수치실험을 통해 관찰되었다. 이 문제를 해결하고자 본 연구에서는 식 (12)와 같은 비선형 관측기를 설계하였다. 이 식에서 \mathbf{K}_1 과 \mathbf{K}_2 는 식 (11)의 \mathbf{K} 를 \mathbf{x} 와 \mathbf{w} 의 차수에 맞추어 나눈 두 개의 블록행렬이다.

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}} = \mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}}, \mathbf{u}, \hat{\mathbf{w}}) + \mathbf{K}_1(\mathbf{y} - \hat{\mathbf{y}}) \quad (12a)$$

$$\dot{\hat{\mathbf{w}}} = \mathbf{K}_2(\mathbf{y} - \hat{\mathbf{y}}) \quad (12b)$$

$$\hat{\mathbf{y}} = \mathbf{h}_y(\hat{\mathbf{x}}, \hat{\mathbf{w}}) \quad (12c)$$

선형 관측기와 비교했을 때 비선형 관측기의 장점은 평형점에 덜 민감하다는 것이다. 즉 비선형 관측기는 상태변수 값이 크게 변하는 경우에도 보다 잘 견딜 수 있어 강인성(robustness)이 좋다. 이는 시뮬레이션을 통해서도 확인되었다.

3.2 제어기

제어기 방정식. 제어대상변수(controlled variable) \mathbf{z} 란 시스템의 출력변수중 조정(regulation)을 가장 필요로 하는 변수를 말한다. 제어대상변수가 정해지면 이를 \mathbf{x} 와 \mathbf{w} 의 함수로 나타낼 수 있고 이 식은 또한 평형점에 대해 선형화될 수 있다.

$$\mathbf{z} = \mathbf{h}_z(\mathbf{x}, \mathbf{w}) \quad (13a)$$

$$\Delta \mathbf{z} = \mathbf{H}_{zx}\Delta \mathbf{x} + \mathbf{H}_{zw}\mathbf{w} \quad (13b)$$

$$\mathbf{H}_{zx} = \left. \frac{\partial \mathbf{h}_z}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}=\mathbf{x}_0, \mathbf{w}=0}, \quad \mathbf{H}_{zw} = \left. \frac{\partial \mathbf{h}_z}{\partial \mathbf{w}} \right|_{\mathbf{x}=\mathbf{x}_0, \mathbf{w}=0} \quad (13c)$$

제어기의 식으로 먼저 생각할 수 있는 것은 $\Delta \mathbf{u} = -\mathbf{C}_x\Delta \mathbf{x}$ 의 식으로 여기에서 \mathbf{C}_x 는 제어기 계인을 의미한다. 그런데 식 (6)을 보면 이 제어기를 사용할 경우 0이 아닌 \mathbf{w} 에 대해 정상상태 오차(steady-state offset)가 발생함을 알 수 있다. 이 문제는 제어기식에 바람의 영향을 상쇄시키는 항을 추가하여 앞먹임 제어(feedforward control)를 구현함으로써 해결할 수 있다.

$$\Delta \mathbf{u} = \Delta \mathbf{u}_d - \mathbf{C}_x(\Delta \mathbf{x} - \Delta \mathbf{x}_d) \quad (14)$$

윗 식에서 $\Delta \mathbf{x}_d$ 와 $\Delta \mathbf{u}_d$ 는 정상상태가 일정한 값에 유지되고 동시에 원하는 제어대상변수 값을 얻도록 선정한다. 따라서 $\Delta \mathbf{x}_d$ 와 $\Delta \mathbf{u}_d$ 는 다음의 방정식을 만족해야 한다.

$$0 = \mathbf{F}\Delta \mathbf{x}_d + \mathbf{G}\Delta \mathbf{u}_d + \mathbf{L}\mathbf{w} \quad (15a)$$

$$\Delta \mathbf{z}_d = \mathbf{H}_{zx}\Delta \mathbf{x}_d + \mathbf{H}_{zw}\mathbf{w} \quad (15b)$$

윗 식의 해가 임의의 \mathbf{w} 에 대해 존재하려면 제어대상변수의 수가 입력변수의 수보다 많지 않아야 하고 식 (15)가 full rank이어야 한다. 이러한 조건을 고려하여 본 연구에서는 제어대상변수로 V_a 와 d 를 선택하였으며 따라서 $\Delta \mathbf{z}_d = 0$ 이 된다. 이러한 선택은 마이크로버스트 내의 안전착륙을 위해서는 공기속도 제어와 착륙항로 추적이 가장 중요하다는 연구분석에 또한 기초한 것이다. 이러한 제어대상변수 선택으로 식 (15)는 항상 유일 해를 가지며 그 값은 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \Delta \mathbf{x}_d \\ \Delta \mathbf{u}_d \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} \mathbf{F} & \mathbf{G} \\ \mathbf{H}_{zx} & 0 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \mathbf{L} \\ \mathbf{H}_{zw} \end{bmatrix} \mathbf{w} = \begin{bmatrix} -\mathbf{C}_{xw} \\ -\mathbf{C}_{uw} \end{bmatrix} \mathbf{w} \quad (16)$$

이제 윗 식을 식 (14)에 대입하면 다음의 제어식을 얻는다.

$$\Delta \mathbf{u} = -\mathbf{C}_x\Delta \mathbf{x} - \mathbf{C}_w\mathbf{w} \quad \text{with } \mathbf{C}_w = \mathbf{C}_{uw} + \mathbf{C}_x\mathbf{C}_{xw} \quad (17)$$

위의 제어기는 w 가 상수값을 갖는다는 가정에 근거하고 있다. w 가 시간에 따라 변하면 정상상태는 일정한 값에 수렴할 수 없게 되어 Δx_a 와 Δu_a 는 본래의 의미를 상실한다. 그러나 이 문제는 페루프 시스템이 빠른 동적반응 속도를 갖도록 C_x 의 값을 선택함으로써 상당부분 해결될 수 있다.

위의 제어기는 입력으로 Δx 와 w 를 필요로 하지만 이에는 직접 계측할 수 없는 변수가 포함되므로 이들은 식 (18)과 같이 그들의 추정치로 대치되어야 한다. 분리법칙(separation principle)에 의해 식 (18)의 게인들은 앞서 소개된 방법 그대로 구할 수 있다⁽⁹⁾.

$$\Delta u = -C_x \Delta \hat{x} - C_w \hat{w} \quad (18)$$

제어기 게인. 식 (18)의 제어기를 완성하려면 되먹임을 위한 게인 C_x 와 앞먹임을 위한 게인 C_w 를 구해야 한다. 본 연구에서는 C_x 값을 찾기 위해 LQ 조정기 이론을 사용하였다. C_w 는 C_x 를 식 (16)과 식 (17)에 대입하면 바로 구할 수 있다. LQ 조정기 이론에서는 다음과 같은 2차-적분형 성능지수(quadratic integral performance index)를 필요로 한다.

$$PI = \int_0^{\infty} (\Delta x^T Q_r \Delta x + \Delta u^T R_r \Delta u) dt \quad (19)$$

Q_r 과 R_r 은 가중치를 나타내는 대칭행렬이다. Q_r 이 양의 반한정성을 갖고 R_r 이 양의 한정성을 가지며 시스템이 가제어성(controllability)을 만족하면, LQ 조정기 이론에 따라 식 (19)의 성능지수를 최소화하는 정상상태 최적 제어기게인을 구할 수 있다⁽⁸⁾. 본 연구의 시스템은 가제어성을 만족한다.

3.3 제한기

식 (18)의 제어기에서 계산된 입력값들은 입력변수의 구속조건(constraints)을 만족해야 한다. 이를 위해 페루프 시스템에 제한기(limiter)를 포함시킬 필요가 있다. 본 논문에서는 두 입력변수에 대해 계산된 값이 허용범위 즉 $\delta E_{min} \leq \delta E \leq \delta E_{max}$, $0 \leq \delta T \leq T_{max}$ 밖으로 벗어나는 경우 가까운 극한값에 포화시키는 방법을 택하였다.

본 연구의 비행기 모델은 실속특성을 모델링하지 않기 때문에 α_a 가 α_{astat} 을 넘지 않도록 해야 한다. 실령 실속특성을 포함한다고 할지라도 α_a 를 α_{astat} 값 아래로 유지하는 것은 비행기의 균형을 유지하는데 매우 중요하다. α_a 는 비행기의 동력학으로 결정되는 변수이기 때문에 α_a 의 제한기는 α_a 가 α_{astat} 을 넘으려

는 조짐이 보이기 시작할 때 미리 작동시켜야 한다. 비행기의 개루프 반응을 분석하면 α_a 가 δE 의 변화에 매우 빠르게 반응하고, δT 의 변화에 대한 반응은 상대적으로 작다는 것을 알 수 있다. 이러한 사실을 바탕으로 본 연구에서는 다음과 같은 받음각 제한기를 설계하였다.

$$\text{if } \alpha_a > \alpha_{astat} - 1[\text{deg}], \delta E = \delta E + c_{\alpha_a}(\alpha_a - (\alpha_{astat} - 1)) \quad (20)$$

이 제한기는 α_a 가 $(\alpha_{astat} - 1)$ deg를 넘으면 그 넘는 값에 게인 c_{α_a} 를 곱하고 그 결과를 제어기가 계산한 δE 값에 더해 새로운 δE 값을 얻는다. 이 제한기로 α_a 가 α_{astat} 보다 커지는 경우를 완전히 막을 수는 없으나 이를 최대한 억제할 수 있다.

4. 페루프 시스템의 성능평가

4.1 주파수응답

페루프 시스템은 식 (5)의 개루프 시스템, 식 (12)의 관측기, 식 (18)의 제어기로 이루어진다. 이를 하나의 식으로 나타내면 다음과 같다.

$$\dot{x}_c = f_c(x_c, w) \text{ with } x_c = [x \ \Delta \hat{x} \ \hat{w}]^T \quad (21)$$

Fig. 2는 선형화된 페루프 시스템의 보드선도로 바람의 수직, 수평 성분에 대한 궤도이탈거리를 나타낸다. 이 그림을 보면 페루프 시스템의 응답은 점선으로 표시된 개루프 시스템의 응답에 비해 상당히 개선되었음을 알 수 있다. 저주파 영역의 적분효과가 없어졌으며 0.16 rad/sec의 푸고이드(Phugoid) 주파수에서의 공진현상도 보이지 않는다. 고주파 영역에서는 페루프 시스템의 그래프가 개루프 시스템의 그래프에 수렴하는 것을 볼 수 있다. 0.55 rad/sec의 단주기(short period) 주파수 이상에서는 페루프 그래프가 개루프 그래프보다 최고 7 dB까지 높게

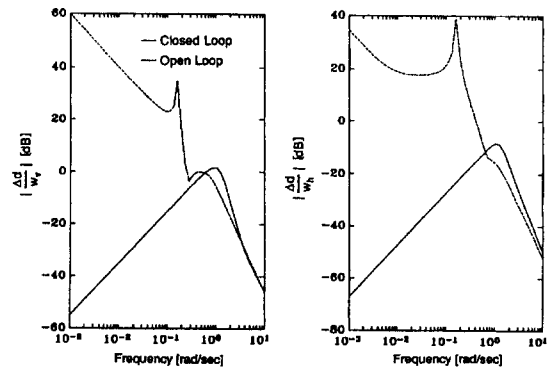


Fig. 2 Bode plot of the closed loop system

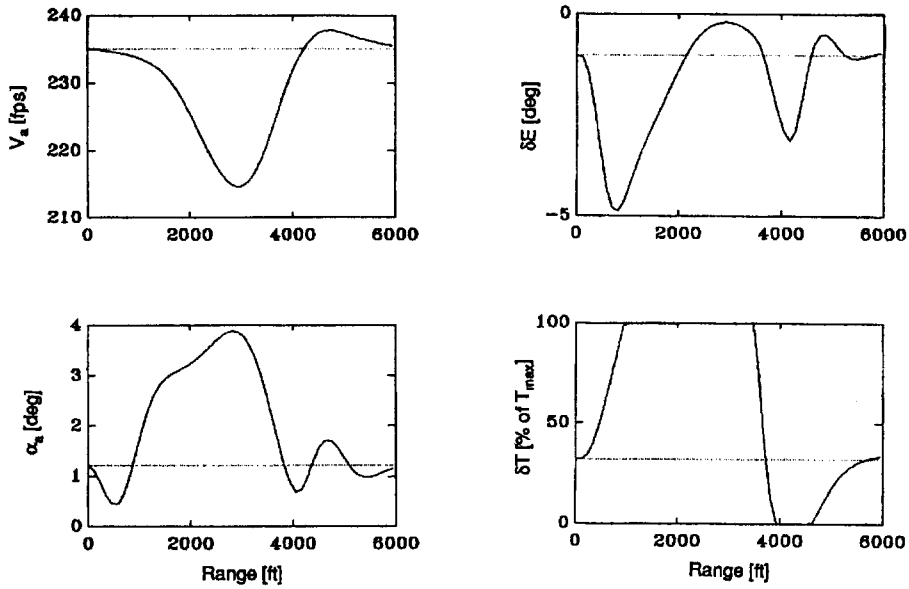


Fig. 3 Simulation of the closed loop system I

위치하나, 진폭의 절대 수치가 높지 않아 큰 손실이 되지 않으며 이 손실은 전체적으로 얻는 이득과 비교했을 때 매우 작은 것이다.

4.2 시뮬레이션

이 절에서는 마이크로버스트를 통과하는 페루프 시스템을 시뮬레이션한 결과를 보여준다. 먼저 Fig. 3은 $r_v=4000$ ft, $w_{vmax}=50$ ft/sec의 수직바람 성분만을 갖는 마이크로버스트를 입력으로한 시뮬레이션 결과를 보여준다. 각 그림에서 수평선은 해당 변수의 평형값을 나타낸다. 먼저 입력변수 δT 는 마이크로버스트와의 조우영역의 반 이상을 최대값에 포화되는 것을 볼 수 있다. 이와 같이 강한 하강기류속에서 착륙하는 비행기는 공기질량에 대해 실질적으로 상승을 해야 원하는 착륙각 γ_i 를 얻을 수 있기 때문에 많은 추력을 필요로 한다. 조우영역의 전반부에서는 방향타가 아래로 꺾이는 것을 본다. 이렇게 함으로써 아래로 떨어지는 공기질량에 대항해 피치 각도를 증가시킨다. 그러나 이로 인해 V_a 가 감소하는 역효과가 또한 발생한다. δT 를 증가시켜 V_a 의 유실을 막으려 하나 착륙각을 유지하는데 이미 최대 출력이 사용되고 있다. 조우영역의 후반부로 가면 하강기류가 약해지면서 V_a 벡터의 방향은 점차 낮아지고 이에 자세를 낮추기 위해 δE 를 줄인다. 이는 또한 V_a 를 회복하는데 도움을 준다. 이와 같은 δE 의 제어로 Fig. 3에는 안 나타나있으나 피치각 θ_i 의 변화는 수직바람이 변화하는 것과 같이 조우영역동

안 반주기의 코사인곡선을 보인다. a_a 는 V_a 와 반대 위상을 갖게함으로써 일정한 양력을 유지하려는 노력을 볼 수 있다. 최대 궤도이탈거리의 수평거리 약 1500 ft 지점에서 -24 ft만큼 발생하였다.

Fig. 4는 두 개의 수평성분만을 갖는 마이크로버스트의 시뮬레이션 결과를 비교한 것이다. 둘 다 r_h 값은 8000 ft로 같고 w_{hmax} 값은 점선으로 표시된 것이 50 ft/sec이고 실선으로 표시된 것이 60 ft/sec이다. 그림에서 두 경우 모두 δT 가 포화되는 것을 볼 수 있다. 앞바람이 증가하는 영역에서는 V_a 의 증가를 막기위해 δT 를 감소시킨다. 그러나 바람의 높은 강도로 δT 는 곧 0에 포화되어 V_a 는 크게 증가한다. 마이크로버스트의 후반부에 들어 앞바람이 사라진 후에도 V_a 가 여전히 표준값보다 크기 때문에 δT 는 몇 초간 최소값에 머무른다. 계속되는 바람의 변화로 V_a 가 감소하여 표준값보다 작아지려는 순간 δT 는 바로 최대값에 포화된다. 바람의 큰 변화로 최대 추력에도 불구하고 V_a 는 감소하며 이러한 사이 비행기의 고도는 떨어지고 착륙이탈거리의 최대값 즉 $w_{hmax}=50$ ft/sec일 때 $d_{max}=-10$ ft, $w_{hmax}=60$ ft/sec일 때 $d_{max}=-23$ ft에 이른다. w_{hmax} 가 60 ft/sec인 마이크로버스트의 경우 V_a 는 잠깐동안 1-g 실속 속도 이하로 떨어진다. 착륙각 γ_i 를 유지하려는 피치제어로 α_a 는 크게 증가하여 α_a 의 제한기가 작동하는 것을 볼 수 있다. δE 의 제어를 보면 수평거리 5000 ft 근방에서 두 개의 갑작스런 변화가 나타나는데 이는 α_a 의 제한기가 작동함으로 인해 생기는 것

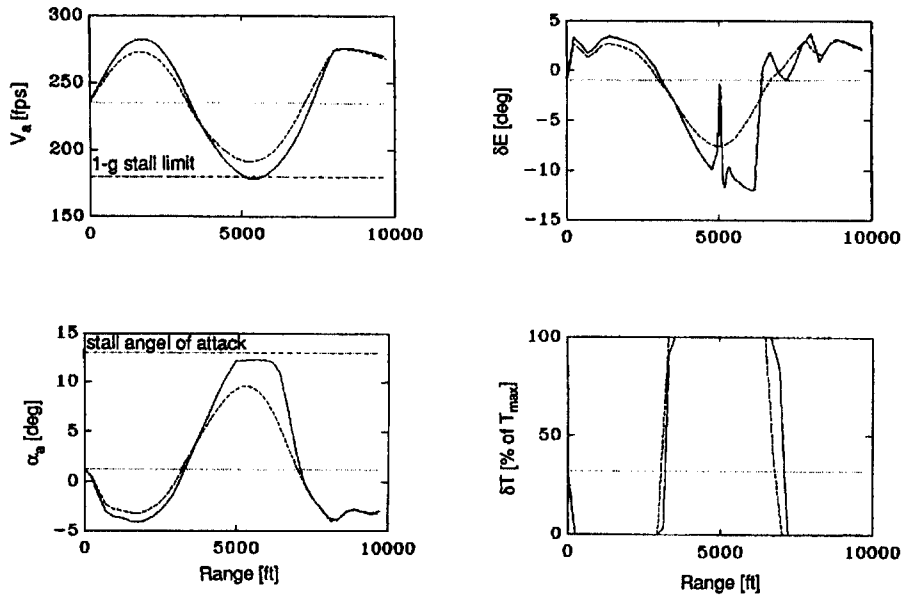


Fig. 4 Simulation of the closed loop system II
 (--- $w_{hmax}=50$ fps, - $w_{hmax}=60$ fps)

이다. α_a 의 제적으로부터 본 연구에서 설계된 α_a 제한기가 α_a 가 실속각에 이르지 못하게 하는 역할을 성공적으로 수행하는 것을 볼 수 있다.

Fig. 3과 4에서 입력으로 사용된 마이크로버스트의 강도는 실제 비행기 사고를 일으켰던 마이크로버스트의 강도에 준하거나 그보다 센 것^(1,2)이다. 또한 이들을 입력으로한 시뮬레이션 결과에서 나타난 최대 케도이탈거리도 그리 크지 않았다. 따라서 본 논문에서 개발된 제어시스템이 수동조작으로는 착륙이 매우 어려웠을 상황에서 비행기를 안전하게 착륙시킬 수 있다는 것을 알 수 있다.

5. 결 론

본 논문에서는 마이크로버스트라 불리는 난기류를 통과하는 비행기의 안전착륙을 위한 제어기를 설계하였다. 안전착륙을 위한 입력변수 계산을 위해 상태변수는 되먹임시키고 바람속도는 앞먹임시키는 제어기를 설계하였으며, 이를 실현하기 위해 센서를 통해 얻은 계측변수를 바탕으로 상태변수와 바람의 속도를 계산하는 비선형 관측기를 설계하였다. 제어기와 관측기의 계인을 얻기 위해 LQ 조정기 이론과 LQ 추정기 이론을 도입하였다. 받음각이 실속을 일으키는 값 이하로 떨어지는 것을 막기위해 받음각 제한기를 설계하였으며 제어기에 의해 계산된 입력변수가 허용범위 밖으로 벗어나는 것을 막기 위해

이들 신호가 시스템에 전달되기 전 입력변수 제한기를 거치도록 설계하였다. 시뮬레이션 결과를 통해, 본 연구에서 설계된 페루프 시스템이 조종사의 수동 조작으로는 착륙이 매우 어려웠을 마이크로버스트 상황에서 비행기를 안전하게 착륙시키는 것을 볼 수 있었다. 본 논문에서는 관측기의 입력으로 사용되는 계측변수로 현재 센서기술과 경제성을 고려한 값들을 선정하였으나, 바람의 속도를 좀 더 정확히 계측할 수 있다면 전체 시스템의 성능은 더욱 향상될 것이다. 본 논문의 제어기는 관성속도의 변화에 대해 특별한 제어 조치를 취하지 않도록 설계되었다. 그러나 만약 앞바람 영역에서 생기는 관성속도의 심한 감소에 추가적인 제어노력을 기울인다면, 앞바람이 강한 뒷바람으로 바뀔 때 공기속도의 빠른 감소로 인해 비행기의 고도가 착륙케도 아래로 떨어지는 것을 보다 효과적으로 막을 수 있을 것이다.

참고 문헌

- (1) Bach, R. E. Jr., and Wingrove, R. C., 1986, "The Analysis of Airline Flight Records for Winds and Performance with Application to the Delta 191 Accident," AIAA-86-2227-CP, AIAA 13th Atmospheric Flight Mechanics Conference, August 18-20, Williamsburg, VA.
- (2) Fujita, T. T., and Carcena, R., 1977, "Analysis of

- Three Weather-Related Aircraft Accidents," Bulletin of the American Meteorological Society, 58(11), pp. 1164~1181.
- (3) Psiaki, M. L., and Stengel, R. F., 1986, "Optimal Flight Paths through Microburst Wind Profiles," Journal of Aircraft, Vol. 23, No. 8, pp. 629~635.
- (4) Miele, A., Wang, T., and Melvin, W. W., 1988, "Penetration Landing Guidance Trajectories in the Presence of Windshear," Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, pp. 152~170.
- (5) Zhao, Y., and Bryson, A. E., 1992, "Approach Guidance in a Downburst," Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 15, No. 4, pp. 893~900.
- (6) Psiaki, M. L., 1987, "Control of the Flight Through Microburst Wind Shear Using Deterministic Trajectory Optimization," Ph. D. Thesis, Princeton University.
- (7) Etkin, B., 1982, Dynamics of Flight, J. Wiley & Sons, New York.
- (8) Kwakernaak, H., and Sivan, R., 1972, Linear Optimal Control Systems, Wiley-Interscience.
- (9) Kailath, T., 1980, Linear Systems, Prentice-Hall, New Jersey.