

무인항공기 자동착륙을 위한 활강궤적 추종 알고리즘 성능분석

A Performance Analysis of a Glidepath Tracking Algorithm for Autolanding of a UAV

최영현, 석진영*, 구훤준, 김종성

(Younghyun Choi, Jinyoung Suk, Hyeonjoon Koo, and Jongsung Kim)

Abstract : Automatic landing of UAVs receives increasing interest these days, with increasing number of the developed UAV systems. In this paper, a glidepath tracking algorithm of the subscale UAV was proposed and the performance was analyzed. Flight data analysis shows that the existing autolanding flight control algorithm has a classical type glidepath control. This paper presents an alternative glidepath tracking strategy based on embedded flight control law. The performance of the proposed strategy was investigated through the TDP(Touch Down Point) error analysis with regard to various flight environment: steady headwind, atmospheric disturbance, communication transfer delay. It was verified that the proposed glidepath tracking strategy can be successfully applied to the practical autolanding of UAV systems.

Keywords : automatic landing, UAV, glidepath tracking algorithm, steady headwind, atmospheric disturbance, communication transfer delay

I 서론

1980년대 초의 중동전을 통해 현대전에 선보인 무인항공기는 1991년의 걸프전을 통해 정밀타격전의 핵심무기체계로 전 세계적인 개발을 촉진시켰다. 최근의 코소보전, 아프가니스탄전, 이라크전에서 무인항공기의 역할은 점차 증대되고 있지만, 장비의 낮은 신뢰성으로 인한 잦은 사고, 공역관리상의 문제점 등으로 인하여 운용상의 적지 않은 어려움을 겪고 있다[1].

특히 전술급 소형 무인기의 이착륙은 외부조종사의 목측에 의해 이루어지므로, 활주로 주위의 안개 등으로 인해 가시성이 차단되면 이착륙이 불가능해지며, 이착륙 단계에서의 사고율이 66.6%(그림 1.)에 달하는 유인항공기와 마찬가지로 많은 사고가 이착륙 과정에서 발생하게 된다. 미 해군에서 1990년 7월부터 1994년 7월까지의 Pioneer 무인기 운용 중 발생한 사고를 분석한 결과 40% 이상이 이착륙 단계에서의 조종사 조작 실수로 인한 것으로 나타나 있다. 따라서 활주로 주위의 구름, 안개로 인한 악기상하에서도 무인기 운용제한을 극복하고 운용범위를 확대시킬 수 있으며 이착륙시 내/외부조종사의 부담을 줄이는 한편, 외부조종사 양성에 필요한 교육훈련 비용의 절감을 위해 무인항공기 자동이착륙 기술 개발이 활발히 이루어지고 있다[2-3].

고정익 무인항공기의 일반적인 착륙과정은 기본적으로 최종 접근(final approach), 플레어(flare), 지상활주(roll-out and

taxiing)와 같이 3단계로 구성되고, 순항시와 비교할 때 상대적으로 비행시간은 짧지만 정밀한 측정센서와 조종사의 기술에 대한 의존도가 높아 자동화가 더욱 어려운 실정이다. 이에 따라 항공기의 안정된 비행과 이착륙을 보장하는 자동비행장치, 자동항법장치, 그리고 자동이착륙장치 등 많은 자동화 시스템에 관한 연구와 개발이 활발히 이루어지고 있는 추세이며[4-9], 이를 구현하기 위한 비행체의 정확한 모델링 기법 및 비행자료획득에 대한 연구도 활발히 진행되고 있다 [10-12].

무인항공기를 활주로상에 자동이착륙 시키기 위해서는 무인기의 정확한 위치를 측정하기 위한 정밀측위장치, 활주로 중심선, 활강선 및 플레어 추종을 위한 조종명령을 생성하는 유도제어기와 각종 비상상황 대처를 위한 운용로직 등이 필요하다. 무인항공기 자동착륙 시스템의 예로 이스라엘에서는 스위스와 공동개발한 Ranger 무인기에 적용하기 위해 레이저 거리 측정기 방식인 RAPS(Ranger Autoland Position Sensor)를 개발하였으며, 착륙접근 활강경로를 따라 비행하는 Ranger 무인기를 1~3 Km의 거리에서 추적하여 자동 착지토록 제어한다. 그림 2에서는 RAPS를 이용한 자동착륙 운용개념을 보여주고 있다.

자동이착륙을 위한 유도제어기는 활주로 활주, 착륙을 위한 접근 및 이륙 상승시 활주로 중심선을 추종하기 위한 제어기, 활강 경로(glideslope) 추종 제어기, 플레어(flare) 제어기, 이륙상승 제어기, crab/de-crab 제어기 및 착지활주 제어기 등으로 구분할 수 있다. 특히 레이더 방식이나 레이저 방식과 같이 지상에서 측위가 이루어져, 측위값을 비행체로 전송하거나 자동이착륙을 위한 조종명령을 전송하는 경우, 무인기 유도제어기가 이를 수신하기 위해서는 무인항공기체계의 통신링크를 경유해야 하므로 시간지연이 발생하게 된다. 따라서 체계설계시 시간지연의 최소화가 필요하며, 자동

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2004. 10. 19., 채택확정 : 2004. 12. 1.

최영현, 석진영 : 충남대학교 항공우주공학과

(nnguli@hanmail.net/jsuk@cnu.ac.kr)

구훤준, 김종성 : 국방과학연구소 3체계개발본부 3부 7팀

(junokoo@umitel.co.kr/johnskim@umitel.co.kr)

※ 본 연구는 국방과학연구소 및 서울대 자동제어특화연구센터의 연구비 지원에 의한 연구 결과입니다.

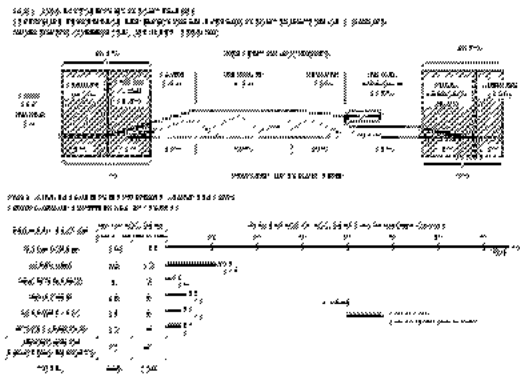


그림 1. 민간항공기 사고율.
Fig. 1. Accident rate of commercial aircrafts.

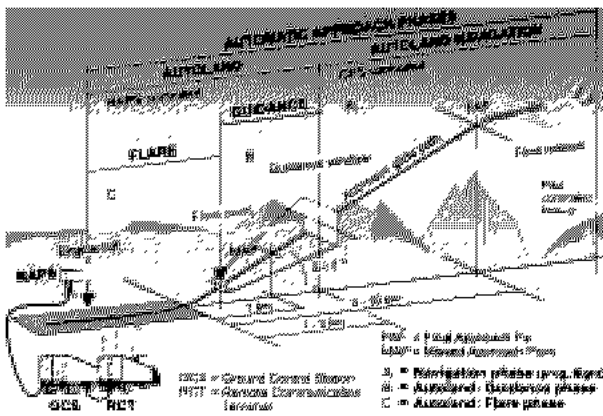


그림 2. RAPS 자동착륙 운용개념.
Fig. 2. RAPS autoland CONOPS.

이착륙 유도제어의 설계시 시간 지연에 따른 분석이 필요하다. 자동이착륙 운용요직은 무인항공기가 자동이착륙을 위한 조건을 만족하는지 확인하는 절차 및 자동이착륙시 발생할 수 있는 다양한 비상상황에 대한 대처 방안을 수립한 것으로, 수많은 경고 및 중지상황 조건 설정과 각각에 대한 조치절차 등을 회수유도컴퓨터, 지상통제장비 및 비행조종장치 등에 프로그램하여 안전한 운용을 보장할 수 있어야 한다.

본 연구에서는 무인항공기의 자동이착륙을 위한 알고리즘의 검증 및 시뮬레이션을 통한 성능분석 결과를 기술하고 있다. 자동이착륙 비행데이터를 분석하여 비행시험에 사용된 중운동 비행제어 알고리즘을 역시뮬레이션을 이용하여 분석하였다. 또한 Simulink Toolbox를 활용하여 구현된 무인항공기 모델링을 바탕으로 자동이착륙 모듈을 추가하여 시뮬레이션을 수행하였다. 자동이착륙 성능을 파악하기 위하여 실제 비행시 발생할 수 있는 대기 외란이나 통신전달지연의 효과에 대한 오차 분석을 수행하였다.

II. 비행시험 결과 분석

본 절에서는 무인항공기의 비행시험 결과를 분석함으로써 자동이착륙에 사용된 제어알고리즘을 간접적으로 분석하였다. 국방과학연구소에서는 레이더 방식의 자동이착륙 무인

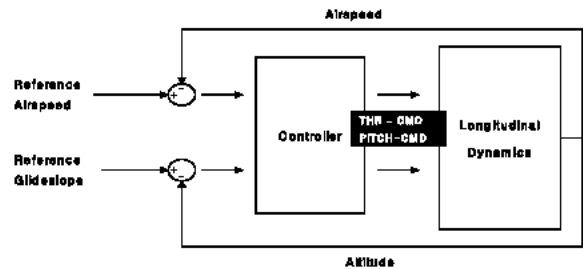


그림 3. 자동착륙 중운동 블록 개념도.
Fig. 3. Schematic diagram of autoland longitudinal block.

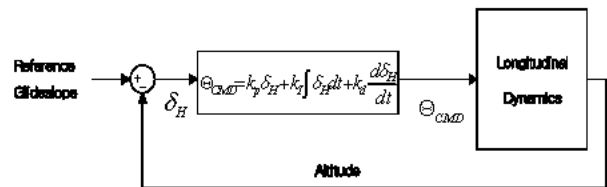


그림 4. 고도루프 블록도.
Fig. 4. Altitude loop block diagram.

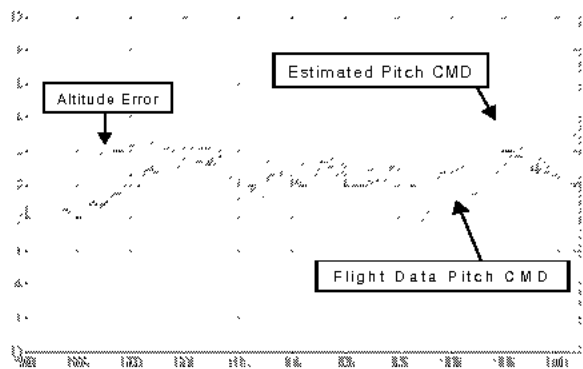


그림 5. 비행시험자료와 추정된 고도루프 제어결과와의 비교.
Fig. 5. Comparison of the flight test data and estimated altitude loop control.

기 시스템을 개발하고 비행시험을 통해 성능을 입증하는 연구를 수행하였는데, 자동이착륙 비행시험을 위해 개발된 무인기 시스템은 비행체, 지상통제장비, 통신장비, 위치추적기 및 모의시험장치 등으로 구성되었다. 비행체는 기 개발된 twin boom type 무인항공기를 축소 제작하였으며, 저속 안정성 향상을 위한 주익 twist와 방향조종성 향상을 위한 러더 면적의 확대 등의 형상 변경과 변경된 엔진과 형상에 따른 비행제어시스템을 수정하였다. 그러나 자동이착륙에 사용된 제어 알고리즘에 대해서는 구체적으로 알려지지 않았기에 비행시험을 분석하였다. 비행분석에 사용한 방법은 역시뮬레이션(reverse simulation) 기법으로, 비행데이터로부터 생성된 고도 및 reference 고도를 활용하여 피치명령 또는 쓰로틀 명령값과 비교하는 것이다. 이를 위해서 두 가지의 서로 다른 제어블록에 대해 적절한 제어게인을 설정하고, 시뮬레이션을 수행한 결과를 비행데이터와 비교하여 제어블록을 identification하였다. 그림 3은 분석에 사용된 제어블록도를 나타내고 있으며, 그림 4는 활강제어를 추종하기 위해

PID 제어를 가정한 block diagram을 보여주고 있다. 이때 고도오차의 변화율을 왜곡하는 고주파 잡음신호가 발생하는 것을 방지하기 위해 cutoff frequency가 2.5Hz인 2차의 butterworth filter로 처리하였다. 그림 5에서는 실비행 데이터와 위의 제어블록 및 제어이득과 트림 피치 명령값을 사용하여 역시물레이션한 피치명령값을 보여주고 있다. 한편, 비행조건에 부합하는 좋은동 트림상태를 구하기 위해 트림 피치 명령을 추가한 것으로 추정하였다. 트림피치각은 전체적인 피치명령의 BIAS를 결정하는 값으로 자동착륙을 수행하기 이전의 비행시험 조건으로부터 얻어지는 값이다.

III. 할감계적 추종 시물레이션

본 절에서는 기존의 오토파일럿을 활용하여 지정된 착지점에 자동착륙을 성공적으로 수행하기 위한 제어 알고리즘 및 시물레이션 결과를 기술한다. 알고리즘 설계 및 수치 시물레이션은 비행체에 모델링, matlab simulink 와 FDC(Flight Dynamics and Control) toolbox를 활용하였으며, 여기에 자동착륙을 위한 모듈을 추가하였다[13-15]. 자동착륙 알고리즘 설계를 위해서 FDC toolbox의 dynamic model의 기본구조를 이용하고, FDC toolbox에서 사용하고 있는 Beaver 항공기 모델 대신에 자동착륙 비행체의 공력계수, 안정미계수, 추력계수들을 변경하였으며, 고전제어기법을 사용하고 있다. 비행운동방정식은 다음과 같고, 각 변수들에 대한 설명을 표 1에 정리하였다.

$$\dot{V} = \frac{1}{m} [-\bar{D} \cos \beta + \bar{Y} \sin \beta + (X_{gr} + X_t + X_w) \cos \alpha \cos \beta + (Y_{gr} + Y_t + Y_w) \sin \beta + (Z_{gr} + Z_t + Z_w) \sin \alpha \cos \beta] \quad (1)$$

$$\dot{\alpha} = \frac{1}{V \cos \beta} \left\{ \frac{1}{m} [-\bar{L} - (X_{gr} + X_t + X_w) \cos \alpha + (Z_{gr} + Z_t + Z_w) \sin \alpha] \right\} + q - (p \cos \alpha + r \sin \alpha) \tan \beta \quad (2)$$

$$\dot{\beta} = \frac{1}{V} \left\{ \frac{1}{m} [\bar{D} \sin \beta + \bar{Y} \cos \beta - (X_{gr} + X_t + X_w) \cos \alpha \sin \beta + (Y_{gr} + Y_t + Y_w) \cos \beta - (Z_{gr} + Z_t + Z_w) \sin \alpha \sin \beta] + p \sin \alpha - r \cos \alpha \right\} \quad (3)$$

$$\dot{p} = \{-[J_{xx}I_2 - J_{xy}I_3]p^2 + [J_{xx}I_1 - J_{yy}I_2 - (I_y - I_x)I_3]pq - [J_{xy}I_1 + (I_x - I_z)I_2 - J_{yy}I_3]pr + [J_{yy}I_1 - J_{xy}I_3]q^2 - [(I_x - I_y)I_1 - J_{xy}I_2 + J_{xx}I_3]qr - [J_{yy}I_1 - J_{xx}I_2]r^2 + I_1L + I_2M + I_3N\} / I \quad (4)$$

$$\dot{q} = \{-[J_{xx}I_4 - J_{xy}I_5]p^2 + [J_{xx}I_2 - J_{yy}I_4 - (I_y - I_x)I_5]pq - [J_{xy}I_2 + (I_x - I_z)I_4 - J_{yy}I_5]pr + [J_{yy}I_2 - J_{xy}I_5]q^2 - [(I_x - I_y)I_2 - J_{xy}I_4 + J_{xx}I_5]qr - [J_{yy}I_2 - J_{xx}I_4]r^2 + I_2L + I_4M + I_5N\} / I \quad (5)$$

$$\dot{r} = \{-[J_{xx}I_6 - J_{xy}I_7]p^2 + [J_{xx}I_3 - J_{yy}I_6 - (I_y - I_x)I_7]pq - [J_{xy}I_3 + (I_x - I_z)I_6 - J_{yy}I_7]pr + [J_{yy}I_3 - J_{xy}I_7]q^2 - [(I_x - I_y)I_3 - J_{xy}I_6 + J_{xx}I_7]qr - [J_{yy}I_3 - J_{xx}I_6]r^2 + I_3L + I_6M + I_7N\} / I \quad (6)$$

표 1. (1)~(6)에 사용된 기호 정의.

Table 1. Nomenclature used in Eqs(1)~(6).

Symbol	Description
V	true airspeed
α	angle of attack
β	sideslip angle
p, q, r	angular rate of roll, pitch, yaw
m	mass of aircraft
\bar{D}, \bar{Y}	total aerodynamic drag and sideforce
X_{gr}, Y_{gr}, Z_{gr}	gravity forces along the aircraft body axis
X_t, Y_t, Z_t	forces along the aircraft body axis due to operation of powerplant
X_w, Y_w, Z_w	forces along the aircraft body axis due to a non-steady atmosphere
I_x, J_{ij}	moment of inertia and product of inertia ($i, j = x, y, z$)
$ I $	$I_x I_y I_z - 2J_{xy} J_{yz} J_{zx} - I_x J_{yz}^2 - I_y J_{zx}^2 - I_z J_{xy}^2$
I_1	$I_y I_z - J_{yz}^2$
I_2	$J_{xy} I_x + J_{yz} J_{zx}$
I_3	$J_{xy} J_{yz} + I_y J_{zx}$
I_4	$I_x I_z - J_{zx}^2$
I_5	$I_x J_{yz} + J_{xy} J_{zx}$
I_6	$I_x I_y - J_{xy}^2$
L, M, N	total aerodynamic rolling moment, pitching moment, yawing moment

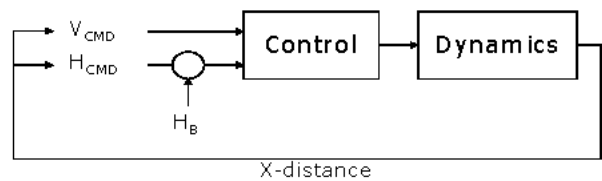


그림 6. 자동착륙 고도 및 속도 명령.

Fig. 6. Altitude/airspeed control during autoland.

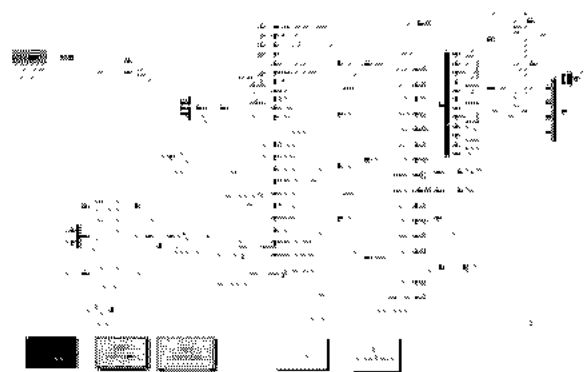


그림 7. FDC toolbox를 이용한 자동착륙 알고리즘.

Fig. 7. Autolanding algorithm using FDC toolbox.

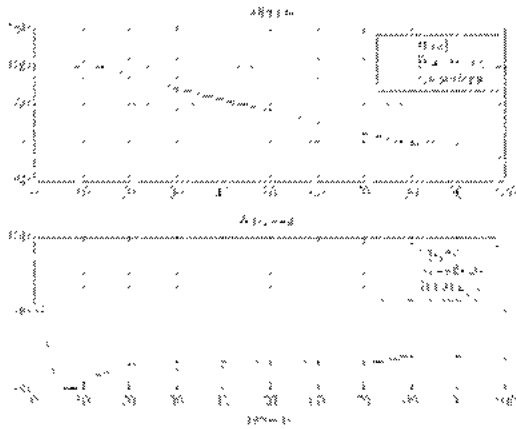


그림 8. 활강계적추종성능 ($V_{CMD} = 80kph, H_B = -25.8m$).
 Fig. 8. Glideslope tracking performance ($V_{CMD} = 80kph, H_B = -25.8m$).

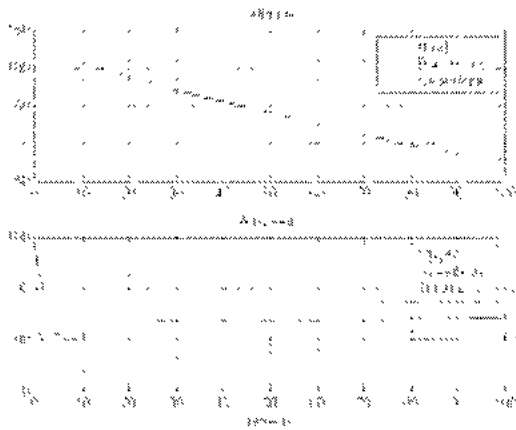


그림 9. 활강계적추종성능 ($V_{CMD} \approx 80kph, H_B = -25.8m$).
 Fig. 9. Glideslope tracking performance ($V_{CMD} \approx 80kph, H_B = -25.8m$).

표 2. 속도 명령값에 따른 착륙패턴 특성.

Table 2. Characteristics of the landing pattern vis'a vie airspeed command.

V_{CMD}	H_B	Steady State Altitude
80 kph	- 25.8 m	40 m
85 kph	- 25.2 m	50 m
90 kph	- 23.2 m	70 m

활강계적 기준명령을 착지점으로부터의 활주로와 평행한 축(X-축)방향으로부터의 거리에 따라 생성하여 적용하였으며, 속도명령은 비행시험 데이터를 바탕으로 X-축 거리에 따라 적절히 선정하였다. 이를 그림 6과 7에 나타내었다. 기존의 비행데이터 분석결과를 바탕으로 자동착륙 진입을 위한 초기값을 초기고도 130m, 초기속도 27 m/sec, 그리고 쓰로틀 트림값을 20%로 하였다. 고도축 glideslope 추종제어기에 적분기를 고려할 수 있겠으나, 명령추종반응이 느려지고,

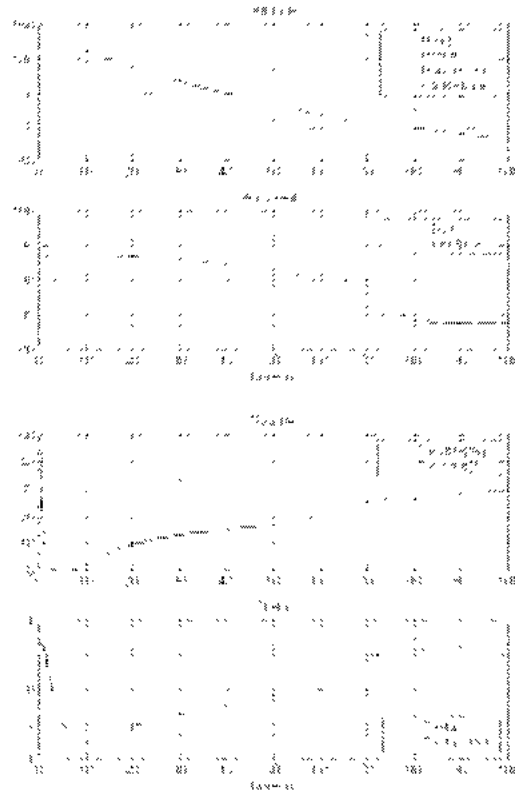


그림 10. 자동착륙 시뮬레이션 결과 (I).
 Fig. 10. Autoland simulation result (I).

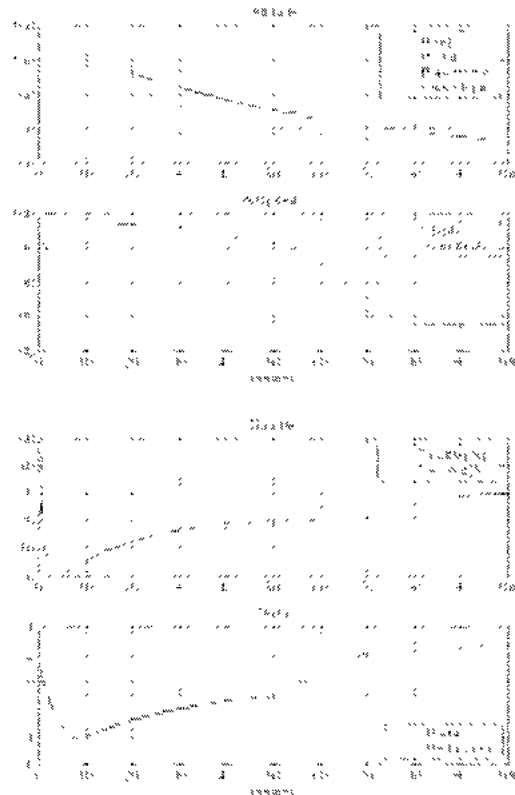


그림 11. 자동착륙 시뮬레이션 결과 (II).
 Fig. 11. Autoland simulation result (II).

glideslope 상하로 overshoot가 발생하게 되며, 이는 최종단의 glideslope 변경시에 효과적인 고도제어에 어려움을 가져오게 되므로 적분기는 사용치 않는 대신 glideslope에 bias 값을 지정하여 엔진효과에 의한 저고도의 명령대비 실제고도가 변화하는 것을 고려하도록 하였다.

먼저 기존의 prototype glideslope에 대해 시뮬레이션을 수행하였다. 속도명령(V_{CMD})을 80kph로 유지하고 고도명령 $BIAS(H_B)$ 값을 -25.8m로 유지하면서 시뮬레이션한 결과를 그림 8과 9에서 보여주고 있다. 그림 9는 그림 8과 같은 고도명령체계를 가지나, 속도명령에 80kph 전후로 약간의 변화를 인가한 결과이다. 두 경우 모두 고도 40m에 도달하면 정상상태 glideslope인 3.5도를 유지하면서 기준궤적을 잘 추종하다가 고도 10m에서 1.8도로 glideslope가 변동되었을 때에는 이를 잘 추종하지 못하여 flaring에 실패하고 그대로 지상에 착지하는 결과를 보여준다. 표 2에서처럼 속도명령을 더 높이면 glideslope 3.5도 구간에 수렴하는 고도가 각각 50m, 70m로 더 빨리 정상상태로 수렴하였으나, 이는 속도가 높아질 수록 제어기에 의해 피치다운 현상이 발생하므로 하강률이 증가하게 되고, 원래 트랩고도인 130m에서 하강하는 비율이 커 짐으로써 빨리 고도를 잃어 정상상태로 수렴한다는 것을 의미한다. 이러한 결과가 나타나는 근본적인 이유는 비행체의 속도모드 및 고도모드가 모두 phugoid 특성을 따르기 때문인데, 폐회로 제어루프에서는 수렴시간이 대략 30초 이후인 장주기 모드가 된다. 따라서 고도 10m에서 변동하는 현재의 자동착륙 prototype으로는 짧은 시간에 flaring이 불가능하였다.

이러한 분석결과와 비행데이터 분석결과를 바탕으로 glideslope가 3.5도에서 1.8도로 변화하는 결정고도(H_0)를 현재의 prototype에서 더 높여 시뮬레이션을 수행하였다. 그 결과, 적절한 고도에서 glideslope를 변동시키고, 고도명령에 $BIAS$ 를 주며, 속도를 비행데이터를 참고하여 가변하면 적절한 touch down point에서 flaring하는 효과를 얻을 수 있음을 확인하였다. 그림 10은 $H_0 = 25m, H_B = 25m, V_{CMD} : 95-90-83.6$ 으로 가변하였을 경우에 대한 수직축 활강궤적을 보여주고 있다. 그림 11은 $H_0 = 25m, H_B = 24.5m, V_{CMD} : 100-95-85$ 로 가변하였을 경우에 대한 수직축 그림을 보여주고 있다. 두 경우 모두 비슷한 수직축 고도 궤적 추종결과를 보여주고 있으며, glideslope 변환고도 및 $BIAS$ 고도도 거의 일정하여 이 값이 속도명령 조건에 민감하지 않음을 알 수 있다.

IV. 착지점 오차 분석

본 절에서는 자동착륙시 발생하는 대기조건과 통신전달 지연현상 등 실질적인 비행시험시에 발생할 수 있는 환경조건에 따른 자동착륙 성능의 강인성에 관한 분석 결과를 기술한다.

1. 대기조건의 변화에 따른 오차 분석

대기 조건의 변화로는 착륙시 비행체에 작용하는 지상풍의 영향을 고려하였으며, 측풍은 고려하지 않았다. 또한 Dryden wind turbulence model을 사용하여 대기외란이 존재한다고 가정한 결과에 대한 성능 분석도 실행하였다. 그림

12에서와 같이 착지점은 정풍의 영향을 크게 받으며, 최대 20kph의 정풍에서 약 200m의 착지점 이동현상이 발생되었다. 따라서 glideslope 변화를 발생하는 결정고도를 조절함으로써 지상풍에 관계없이 일정한범위내의 착지점을 유지하도록 지상풍에 따른 스케줄링을 실시하였다. 그림 13은 지상풍의 세기에 따라 결정고도를 스케줄링하여 시뮬레이션한 결과이며, 표 3에 이러한 결과를 정리하였다.

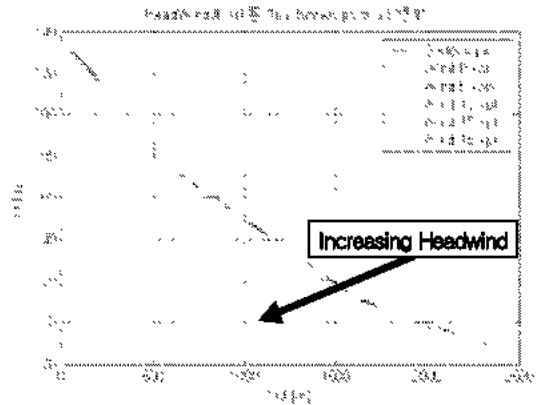


그림 12. 정풍에 대한 착지점의 변화 ($H_0 = 25m, H_B = -25m, V_{CMD} = 95-90-83.6kph$).

Fig. 12. Variation of touch down point on head wind ($H_0 = 25m, H_B = -25m, V_{CMD} = 95-90-83.6kph$).

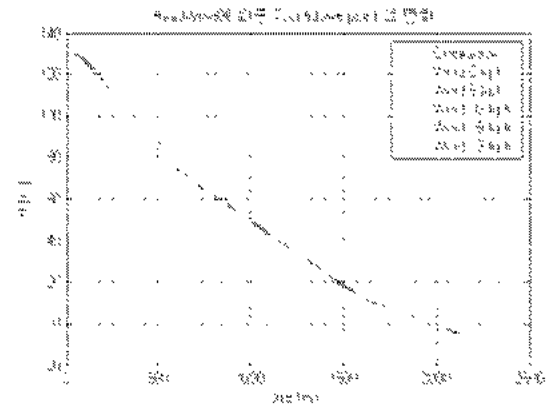


그림 13. 바람에 따른 결정고도 조정후 착륙성능.

Fig. 13. Autoland performance on steady headwind after H_0 adjusted.

표 3. 바람에 따른 자동착륙 조정결과.

Table3. Autoland adjustment on headwind.

Windspeed (kph)	TDP Error (m, H_0 Fixed)	H_0 Adjustment (m)	TDP Error(m) (H_0 Adjustment)
0	-4.5	25.0	-4.5
5	-55.5	29.5	-3.3
10	-107.2	34.0	-1.6
15	-159.6	39.5	+1.4
18	-191.5	43.0	+3.4

$$H_0(w) = 25.06152 + 0.79905w + 0.01089w^2$$

착륙시의 대기외란에 의한 무인기의 자동착륙 성능을 분석하였다. 지속적인 지상풍의 영향은 앞에서 살펴보았으므로 대기외란과 지속적인 바람의 영향을 합하면 실제 대기변화의 효과를 나타내는 것으로 볼 수 있을 것이다. 본 연구에서 가장한 난류모델은 MIL-F-8785C에서 규정하고 있는 일반적인 대기외란의 모델링 기법인 Dryden model을 사용하였으며, 백색잡음으로부터 shaping하는 함수는 다음과 같다.

$$\Phi_x(\omega) = \frac{2\sigma_u^2 L_u}{\pi V} \frac{1}{1 + (L_u \frac{\omega}{V})^2} \quad (7)$$

$$\Phi_w(\omega) = \frac{\sigma_w^2 L_w}{\pi V} \frac{1 + 3(L_w \frac{\omega}{V})^2}{[1 + (L_w \frac{\omega}{V})^2]^2} \quad (8)$$

$$\Phi_q(\omega) = \frac{\pm (\frac{\omega}{V})^2}{1 + (\frac{4b}{\pi} \frac{\omega}{V})^2} \Phi_w(\omega) \quad (9)$$

Φ_x, Φ_w, Φ_q : spectra functions

V : aircraft speed

ω : circular frequency

b : wingspan

L_u, L_w : turbulence scale lengths

σ_u, σ_w : turbulence intensities

Dryden wind turbulence model을 사용하여 생성한 대기외란을 그림 14에 나타내었다. noise seeds를 임의적으로 배정하여 각각 다른 turbulence wind를 생성하는 wind block을 simlink model에 추가하여 각각 시뮬레이션을 실행하였으며, 그 결과를 그림 15에 나타내었다. turbulence로 인해 고도가 glideslope에서 벗어나는 현상이 나타나지만 착지점 오차가 5m이내이며 오차의 최대값이 9m로, 평균적으로 10m이내에 위치한다고 결론지을 수 있다.

2. 통신전달지연

무인항공기의 자동착륙 실비행 상황에서 가장 중요한 요소 중의 하나인 통신전달지연(communication transfer delay)의 효과에 대해 분석하였다. 자동착륙방식에 따라 지상에서 조종사의 명령을 모사하여 그대로 uplink로 조종명령을 보내주는 방식이 현재의 자동착륙 시스템이라면, Outrider 무인기 체계에 적용된 바 있는 IBLS(Integrity Beacon Landing System)와 같은 자동착륙방식에서는 FCC(Flight Control Computer)에서 자동착륙 제어명령을 내보내어 준다. 두 경우에 고려되는 통신전달지연은 다르다. 즉, GCS(Ground Control Station)에서 명령을 계산하여 내보내는 경우에는 FCC로부터 downlink되는 signal path와 지상명령을 FCC가 uplink하는 signal path에 모두 time delay가 고려되어야 한다. 한편, FCC에서 조종명령을 생성하는 경우에는 지상의 TS(Tracking Subsystem)에서 현재의 비행고도, 거리 등을 올려 받은 후 바로 계산을 수행하여 조종명령을 수행하게 되므로 GCS에서 고려되는 시간지연의 절반밖에 지연현상이 일어나지 않음을 알 수 있다.

이러한 통신전달지연이 실제로 자동착륙 성능에 미치는 영향을 고찰하기 위해 FDC toolbox를 확장하여 시뮬레이션을 수행하였다.

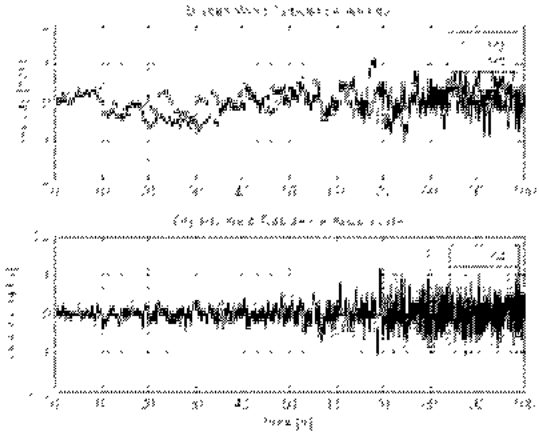


그림 14. Dryden 난류 모델.

Fig. 14. Dryden wind turbulence model.

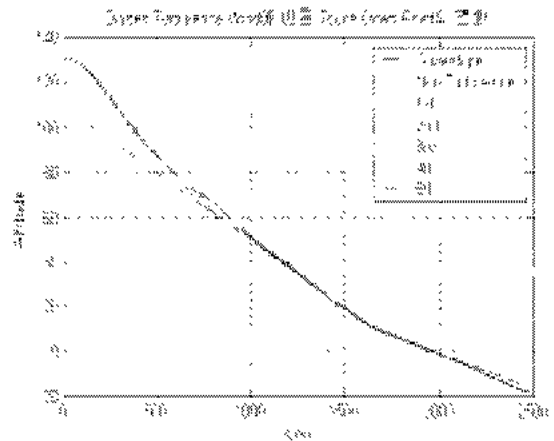


그림 15. 난류에 대한 자동착륙 성능.

Fig. 15. Autolanding performance on turbulence.

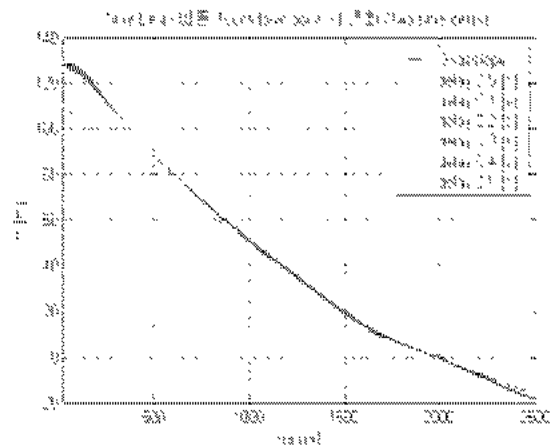


그림 16. 통신전달지연에 따른 자동착륙 성능.

Fig. 16. Autolanding performance on various communication delay.

표 4. 통신전달지연에 따른 자동착륙성능.

Table4. Autolanding performance on various communication delay.

COMM Delay Uplink/Downlink (sec)	Glideslope Shift (m)	Glodeslope Tracking (m)	Resultant TDP Shift (m)
0.0 / 0.0	0.0	-3.8	-3.8
0.1 / 0.1	+2.3	-1.5	+0.8
0.2 / 0.2	+4.7	+0.7	+5.4
0.3 / 0.3	+7.2	+3.0	+10.2
0.4 / 0.4	+10.0	+5.0	+15.0
0.5 / 0.5	+12.0	+8.0	+20.0

그림 16은 통신전달지연시간을 0초에서부터 0.5초까지 0.1초 단위로 넣어서 시뮬레이션한 결과이다. 실제 통신전달 시간은 uplink와 downlink가 약간 다르게 나타나지만, 편의상 up/downlink의 전달지연시간이 서로 같다고 가정하였다. 전체적으로 보아 자동착륙성능은 거의 유사하다는 것을 알 수 있으며, 통신전달시간이 길어질 수록 TDP가 예상보다 뒤쪽에서 일어남을 알 수 있다. downlink 전달지연에 의해 reference glideslope의 생성도 지연되어 형성되고, 실제의 비행데이터는 지연된 reference 고도를 추종하므로 각각의 time delay에 따른 glideslope 생성값을 함께 비교하여야 정량적인 비교가 가능할 것이다. 통신전달지연 시간에 따른 자동착륙성능을 표 4에 정리하였다. 표에서 알 수 있는 바와 같이 통신전달지연으로 인한 효과는 초기의 예상된 glideslope보다 최대 20m TDP를 뒤로 옮겨놓음을 알 수 있다. 통신전달지연의 효과는 1차적으로 downlink 전달지연효과에 의해 reference glideslope가 뒤로 밀려나고, uplink 전달지연효과에 의해 실제 TDP를 더 뒤로 이동시킨다. 전달지연이 없는 상황에서 나타나는 -4.0m 전후의 궤적추종성능은 미세조종으로 0으로 둘 수도 있으나, 시뮬레이션과 실비행의 오차를 고려할 때 무시할 수 있는 값이다. 결론적으로 최대 0.5초의 up/downlink 통신전달지연에 의해 약 20m 정도의 TDP 이동을 고려해야 한다는 사실을 알 수 있다. 이러한 전달지연의 효과는 random하게 발생하는 것이 아니므로 불확도 분석에 의해 처리되는 문제는 아니며, 적절한 TDP를 offline에서 선정하면 되는 문제이다.

VI. 결론

본 연구에서는 자동착륙 비행데이터를 분석하여 실제 자동착륙 비행에 적용된 제어 알고리즘을 분석하였다. 착지점 오차분석을 통해 다양한 자동착륙 비행환경 조건에도 적절한 TDP를 확보할 수 있는 방안을 제시했으며 시뮬레이션 성능분석을 통해 이를 검증하였다. 차후의 연구로는 비행분석결과를 바탕으로 새로운 제어시스템 블록 설계 및 자동착륙 알고리즘과 연계하여 착지점 오차분석을 통해, 기존의 제어루프와 자동착륙 성능을 비교/검토하여 구현 가능한 최적의 자동착륙 알고리즘을 연구할 계획이다. 또한 궤적추종에서 고도명령에 부가적으로 고도 강하율도 추종하는 것을 고려하여 보다 성능이 우수한 자동착륙 알고리즘을 구현할 계획이다.

참고문헌

- [1] G. Loegering, S. Harris, "Landing dispersion results-Global Hawk auto-land system", *Proceedings of AIAA's 1st Technical Conference and Workshop on Unmanned Aerospace Vehicles*, Virginia, May, 2002.
- [2] J. M. Bauschat, W. Männich, "Flight testing robust autoland control laws", *Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Canada, August, 2001.
- [3] R. Brown, G. Romrell, "DGPS category IIIb automatic landing system flight test results", *Proceedings of IEEE Position Location and Navigation Symposium*, pp. 664-671, April, 1996.
- [4] 정도희, 은희봉, "항공기 자동착륙시스템을 위한 제어 기법에 관한 연구", *항공운항학회지*, 제2집, pp. 81-99, 1994.
- [5] 민병문, 노태수, 송기정, "항공기 자동착륙 유도법칙에 관한 연구", *한국항공우주학회지*, 제30권, 제5호, pp. 41-47, 2002.
- [6] K. M. Nho and R. K. Agarwal, "Automatic landing system design using fuzzy logic", *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 23, no. 2, 2000.
- [7] 안상운, 하철근, "윈쉬어 환경에 대한 PID 게인 스케줄링 기법을 적용한 중운동 자동 착륙 제어로직 설계", *한국항공우주학회 춘계학술발표회*, 용평리조트, pp. 248-251, 2004.
- [8] G. Gutt, S. Fischer, J. Sheen, D. Lawrence and S. White, "Precision autoland guidance of the X-31 aircraft using IBLs-the integrity beacon landing system", *Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Rhode Island, August, 2004.
- [9] M. Attar, E. Wahnou and D. Chaimovitz, "Advanced flight control technologies for UAVs", *Proceedings of 2nd AIAA Unmanned Unlimited Conference and Workshop and Exhibit*, San Diego, California, September, 2003.
- [10] 황명신, 이정훈, "비행시험 데이터로부터 추정된 가로 및 방향 안정미계수의 정확성 연구", *한국항공우주학회지*, 제27권, 제8호, pp. 9-16, 1999.
- [11] 송용규, 황명신, "비행시험 데이터로부터 항공기 파라미터의 추정에 관한 연구", *한국항공우주학회지*, 제27권, 제6호, pp. 1-12, 1998.
- [12] 노양수, 최진원, 황명신, 은희봉, 이종원, "비행중 실시간 파라미터 추정기법을 이용한 커나드 비행기의 가로 안정성에 관한 연구", *KSAS04-1608, 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집*, 용평, pp. 717-720, 2004.
- [13] B. L. Stevens and L. L. Frank *Aircraft control and simulation*, JOHN WILEY & SONS INC., New York, 1992.
- [14] D. McLean, *Automatic flight control systems*, Prentice Hall International, Cambridge, 1990.
- [15] M. O. Rauw, *FDC1.2-A Simulink Toolbox for Flight Dynamics and Control Analysis 2nd edition*, 2001.



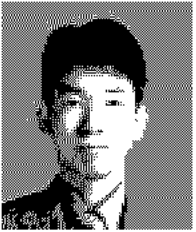
최영현

1977년 4월 14일생. 2003년 충남대 항공우주공학과 졸업. 2003년~현재 동대학원 석사과정. 관심분야는 무인항공기 비행제어 및 비행시험.



석진엽

1970년 1월 7일생. 1992년 서울대 항공우주공학과 졸업. 동대학원 석사(1994), 박사(1998). 2001년~현재 충남대학교 항공우주공학과 교수. 관심분야는 무인항공기 비행제어 및 응용.



구현준

1968년 1월 23일생. 1990년 부산대 정밀기계공학과 졸업. 한국과학기술원 항공과 석사(1992). 1992년~현재 국방과학연구소 선임연구원. 관심분야는 무인항공기체계, 비행제어, 체계공학 및 GPS 응용.



김종성

1959년 8월 4일생. 1981년 한국항공대 항공기계과 졸업. 한국과학기술원 항공과 석사(1984), 박사(1989). 1989년~현재 국방과학연구소 책임연구원. 관심분야는 무인항공기 체계설계.