



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 49(5), 383-388(2021)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.5.383

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

실용상승한도 고도 부근에서 무인기의 속도 및 고도유지 제어에 관한 연구

홍진성¹, 원대연², 장세아³

Study on Velocity and Altitude Keeping Method of a UAV Around Service Ceiling Altitude

Jin-sung Hong¹, Dae-yeon Won² and Se-ah Jang³

Agency for Defense Development

ABSTRACT

Air-breathing engines used in aircraft have a performance limit as the altitude increases, and this determines the service and absolute ceiling altitude. The method of maintaining altitude and speed in a fixed-wing aircraft in level flight using classical control method is generally using thrust for speed increase/deceleration and pitch attitude for altitude increase/decrease. If this method is used near the service ceiling altitude, increasing the pitch to reduce the altitude error results in a speed reduction. Therefore, it is necessary to use a control method that maintains the speed first using the pitch attitude. Especially in the case of unmanned aerial vehicles, these two methods should be automatically available at the right time. In this paper, we propose a method of switching the speed and altitude maintenance algorithm near service ceiling altitude.

초 록

항공기에 사용되는 공기 흡입식 엔진은 고도가 높아질수록 성능의 한계를 가지며, 이는 실용상승한도(Service Ceiling)와 절대상승한도(Absolute Ceiling) 고도로 나타나게 된다. 고정익 항공기가 순항비행(Level Flight) 상태에서 고전제어기법(Classical Control)을 사용하여 고도 및 속도 유지를 하는 방법은 일반적으로 속도 증/감속을 위해 추력을 사용하고, 고도 증/감을 위해 피치 자세를 사용한다. 실용 상승 한도 고도 부근에서 이 방법을 사용하는 경우 고도 오차를 줄이기 위해 피치를 증가시키면 속도 감속으로 나타나게 된다. 따라서 피치 자세를 사용하여 속도를 먼저 유지하는 방법을 사용해야 한다. 특히 무인기의 경우 이 두 가지의 방법을 자동으로 적절한 시점에 사용할 수 있어야 한다. 본 논문에서는 고도 상승률이 둔화되는 실용상승한도 부근에서 속도와 고도유지 알고리즘의 전환 방법을 제안하고, 비행시험을 통해 개선된 효과를 확인하였다.

Key Words : Altitude Hold Control(고도 유지 제어), Velocity Hold Control(속도 유지 제어), Service and Absolute Ceiling(실용상승 및 절대상승한도)

1. 서 론

많은 나라에서 정찰 임무를 위한 무인기를 많이 개발하고 있다. 특히 고도가 높을수록 거리가 먼 곳

까지 정찰이 가능하기 때문에 미국에서는 글로벌호크(RQ-4)와 같은 고고도 무인기를 개발하여 운용하고 있다. 이 같은 무인기는 장착된 엔진에 따라서 자연스럽게 Fig. 1과 같이 실용상승한도(Service Ceiling)

† Received : December 3, 2020 Revised : March 15, 2021 Accepted : March 21, 2021

^{1,2,3} Senior Researcher

¹ Corresponding author, E-mail : jinsunghong@gmail.com

© 2021 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

고도와 절대상승한도(Absolute Ceiling) 고도를 갖게 된다. 실용 상승한도 고도는 항공기의 상승률이 100 (feet/min, fpm)이 되는 고도로 정의한다.

절대상승한도(Absolute Ceiling) 고도는 상승률(ROC, Rate Of Climb)이 0(fpm)이 되는 지점으로 항공기를 최대추력으로 사용했을 때 공기 밀도의 감소로 인하여 항공기가 더 이상 상승할 수 없는 고도를 의미한다[1]. Fig. 2는 무인기에 일반적으로 적용되는 고도 제어 로직의 상태전이 다이어그램을 나타낸 것이다. 상승 및 하강 구간에서는 추력(쓰로틀 명령, thr_{cmd})을 최대 및 최소값 중 고정으로 두거나 스케줄링 된 명령값으로 설정하고 속도 오차($V_{cmd} - V$)를 피치 자세 명령(θ_{cmd})을 통해 제어한다. 수평 비행 시의 매커니즘은 속도오차를 추력으로 제어하고 고도 오차($h_{cmd} - h$)는 피치 자세명령으로 제어하는 방식을 적용한다[2]. 에너지의 관점에서 살펴본다면 짧은 변화 구간에서는 피치자세가 고도 변화에 주로 영향을 주고, 추력은 속도 변화에 주로 영향을 주게 된다. 반대로 긴 변화구간에서는 피치자세가 속도 변화에 주로 영향을 주고, 추력은 고도 변화에 주로 영향을 주게 된다[3]. 따라서 대상 무인기의 중운동 응답 특성과 운용모드를 고려하여 구간별로 적합한 제어방식을 적용하는 것이 효율적이다. 특히 무인기 추력 제어 측면에서 보면 공기밀도가 높은 저고도에서는 추력 반응이 빠르므로 속도제어를 추력으로 제어가 가능하나, 고도가 증가할수록 Fig. 3에서 볼 수 있는 여유마력(Excess power)이 줄어들게 되고 추력 변화에 대한 속도 증감 반응이 감소될 수밖에 없다[1]. 이때는 피치자세 제어를 바탕으로 속도를 제어하는 것이 적합하다. 왜냐하면 여유 마력이 부족한 고도에서 고도 유지를 위해 피치를 증가시키는 경우 속도가 줄어들어 Fig. 3에서 보는 바와 같이 무인기가 Reverse Side로 들어가기 때문이다. 이미 여유마력이 없는 경우이므로 속도는 더 줄어들게 되고 이때 Fig. 2의 알고리즘과 같이 고도오차를 줄이기 위해 피치를 더 증가시키면 오히려 속도 감속이 심화되어 스톱에 빠질 수 있다[4].

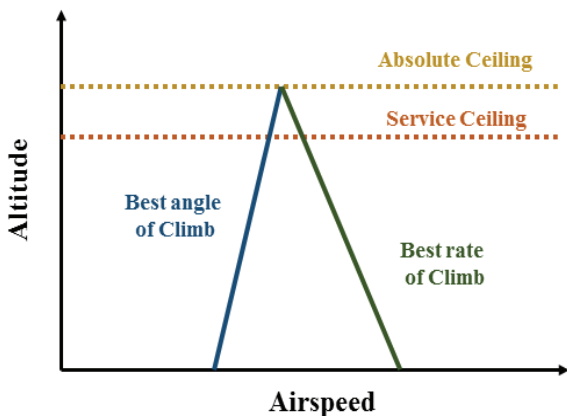


Fig. 1. Service and Absolute Ceiling

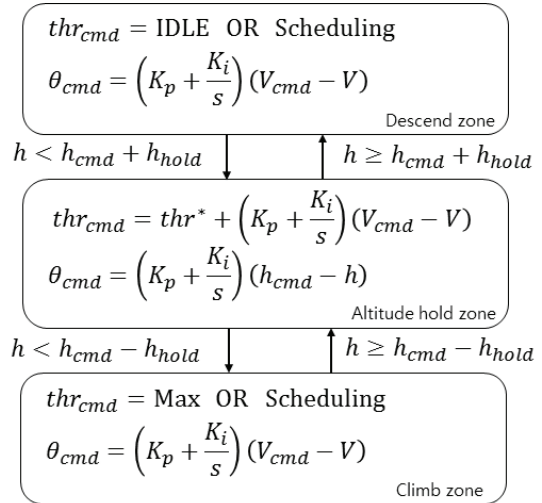


Fig. 2. Altitude Control State Machine

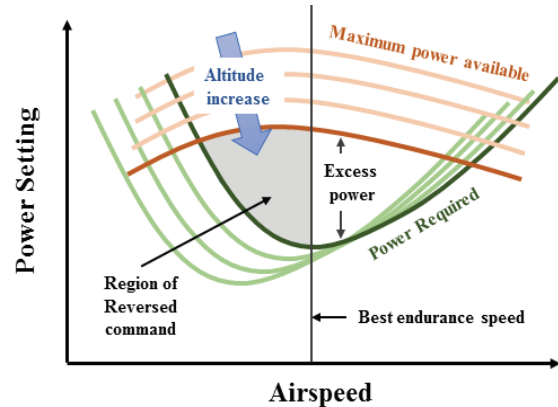


Fig. 3. Excess power graph

한편, 속도와 고도를 제어하는 방법에 있어 고전제어기법인 SISO(Single Input Single Output) 전달함수를 사용하여 설계하는 방법과 MIMO(Multi Input Multi Output)으로 설계하는 방법이 있다[5-7]. SISO 방법은 고도 및 속도 오차를 각각 추력 및 피치 자세명령으로 제어하는 전통적인 설계방식이며, MIMO 방법은 총에너지(Total Energy) 개념 하에 위치 및 운동 에너지 간의 분배 관점에서 비행경로각과 속도 변화율을 추력 및 피치 자세명령으로 s맵핑하는 방식이다. 각각의 방법을 통해 통상적인 비행운용 범위에서 속도 및 고도를 통제하기 위한 종축 제어를 설계할 수 있으나, 실용상승한도 영역에서 대상항공기의 특성을 고려한 제어기법에 실용상승한도 고도 부근에서 속도/고도제어에 관한 자세한 연구결과는 발표되지 않고 있다[8,9].

본 논문에서는 기존에 고전제어기법으로 설계되어 있는 속도/고도 제어루프를 활용, 외기온도와 항공기 무게 정보를 사용하여 실용상승한도 고도 부근에서 속도/고도를 제어하는 로직을 제안한다. 2.1장에서는 피치자세 제어루프 설계와 피치와 쓰로틀에 의한 속

도/고도 전달함수를 고찰한다. 2.2장에서는 이 두 개의 제어루프에 대한 일반적인 설명을 보이고, 2.3장에서는 두 개의 제어루프를 비행 상황에 맞게 전환할 수 있는 로직을 제안한다. 2.4장에서는 실제 비행 시험으로 검증한 결과를 제시한다. (보안상의 이유로 대상 무인기의 형상 및 운용 범위와 관련된 세부 사항은 명시하지 않음을 밝혀둔다.)

II. 본 론

무인기가 순항비행(Level Flight)을 할 때 고도 또는 속도유지 루프는 일반적으로 고도 오차 발생 시 피치 자세를 조절하여 오차를 줄여주고, 속도 오차는 추력을 조절하여 줄여주는 방식으로 설계한다[2]. 이 방법은 추력 조절에 따른 속도 증/감속 반응이 비교적 빠른 고도영역에서 사용이 가능하다. 한편, 수평 비행을 하다 상승(Climb)을 할 때에는 속도 오차 발생 시 피치 자세를 조절하여 오차를 줄여주고, 고도 오차 발생 시에 추력을 조절하여 오차를 줄여주는 방법을 사용한다. 이때, 추력은 최대 또는 적절한 값을 사용하며, 피치 자세는 주어진 속도명령을 추종하거나 최대상승성능(Best Rate of Climb 또는 Best Angle Of Climb)을 낼 수 있는 속도를 추종하도록 동작한다. 하강(Descend)할 때에도 같은 제어 루프를 사용한다. 이때 추력은 최소(IDLE)로 사용하는 것이 일반적이다.

2.1 대상무인기 종운동 전달함수

종축 선형제어기 설계는 항공기 운동방정식을 사용하여 특정 고도, 속도점에서 트림(Trim)을 산출한 후 트림조건에 대한 선형화(Linearization)를 수행하는 것에서 시작한다. 피치자세 제어루프 설계를 위해서는 선형화 후 단주기(Short Period) 모드의 피치 각속도(q)와 엘리베이터 변위(δ_e)간 SISO 전달함수(q/δ_e)를 사용한다. 본 논문에서 다루는 고정익 항공기의 경우 정적으로 안정한 고정익 형상이므로 단주기 전달함수는 2차 전달함수의 형태를 가진다. 피치자세 제어루프는 Fig. 4에서와 같이 종축 댐핑계수를 증대시키기 위해 피치각속도 피드백 루프에 비례게인(K_{p_θ})을 적용하였고, 비례-적분게인(K_{p_θ} , K_{i_θ})을 통해 피치자세 오차(θ_{err})를 0으로 수렴시키고 피치자세명령(θ_{cmd})을 추

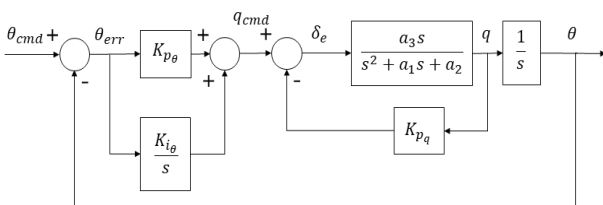


Fig. 4. Pitch Attitude Control Loop

종하도록 하였다. 수평비행(Level Flight) 트림조건에서 엘리베이터 적용의 결과로 얻어진 피치자세와 쓰로틀을 제어입력으로 두고 고도 및 속도를 제어대상으로 설정한다면 피치자세($\theta(s)$)와 쓰로틀($\delta_t(s)$) 입력은 각각 식 (1), (2)와 같이 트림상태에서 고도($H(s)$)와 속도($\bar{V}_a(s)$)를 변화시키는 두 가지 전달함수 형태로 나타낼 수 있다. (이때, $V_a = V_a^* + \bar{V}_a$, $\delta_t = \delta_t^* + \bar{\delta}_t$)

따라서 SISO 전달함수를 이용한 설계는 입출력 관계를 어떻게 설정하는지에 따라 각각 고도와 속도변화를 다른 방식으로 제어할 수 있게 된다[2].

$$H(s) = \frac{V_a}{s} \theta(s)$$

$$\bar{V}_a(s) = \frac{b_1 s + b_2}{s^2 + c_1 s + c_2} \bar{\delta}_t(s) \tag{1}$$

$$H(s) = \frac{d_1 s + d_2}{s(s^2 + c_1 s + c_2)} \bar{\delta}_t(s)$$

$$\bar{V}_a(s) = \frac{f_1}{s + e_1} \theta(s) \tag{2}$$

2.2. 고도 및 속도 제어 루프

2.2.1 피치로 고도제어, 쓰로틀로 속도제어

속도 오차 발생 시 추력을 사용하여 오차를 줄여주고, 고도 오차 발생 시 추력을 사용하여 오차를 줄여주는 방법을 설명한다. Fig. 5는 피치 자세를 이용한 고도 제어 루프의 블록다이어그램을 나타낸다. 추종해야 할 고도 오차(h_{err})를 줄이도록 피치 명령(θ_{cmd})을 생성한다. 해당 루프는 PI(Proportional and Integral) 구조를 가지고 있으며, 적분기는 피치 고도 제어를 수행하지 않을 때(이 모드가 동작하지 않을 때) 0으로 리셋되도록 한다. 속도는 Fig. 6과 같이 추력을 이용하여 제어한다. 속도 오차(V_{err})를 줄이기 위한 명령은 쓰로틀 명령($\bar{\delta}_t$)이 된다. 이때, 트림 쓰로틀(δ_t^*)을 알고 있다고 하면 비선형에서 구현된 최종 출력 명령은 $\delta_{t_{cmd}} = \delta_t^* + \bar{\delta}_t$ 가 된다.

해당 루프는 PI 구조를 가지고 있으며, 적분기의 초기값은 이 모드로 전환 시의 쓰로틀 현재값으로부터 시작하도록 하여 로직 전환 시 부드러운 쓰로틀 연결이 이루어지도록 한다.

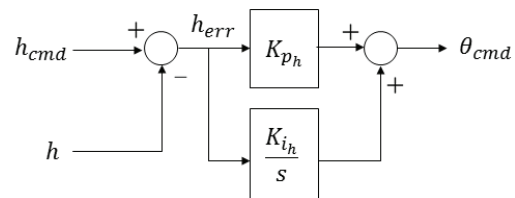


Fig. 5. Altitude Hold Loop using Commanded Pitch

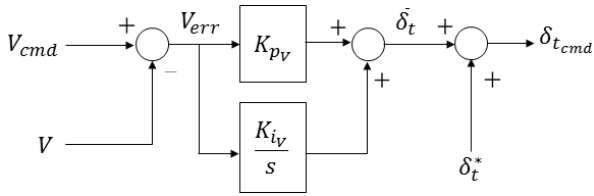


Fig. 6. Velocity Hold Loop using Commanded Throttle

2.2.2 피치로 속도제어, 쓰트틀로 고도제어

속도 오차 발생 시 피치 자세를 사용하여 오차를 줄여주고, 고도 오차 발생 시 추력을 사용하여 오차를 줄여주는 방법을 설명한다. Fig. 7에서 보여주고 있는 루프는 고도오차가 많이 발생하여 상승을 해야 하는 경우 또는 추력여유가 없는 고도에서 사용한다. 이 루프로 PI 제어를 하도록 구성된다. 적분기는 이 루프가 동작하지 않을 때 리셋되고, 초기값은 0으로 리셋되도록 한다. 이때, 속도는 Fig. 8과 같이 피치를 이용하여 제어한다. 속도 에러(V_{err})를 줄이기 위한 명령이 피치명령(θ_{cmd})이 된다. 해당 루프는 PI 구조를 가지고 있으며, 적분기의 초기값은 이 모드로 전환 시의 피치자세 현재값으로부터 시작하도록 하여 로직 전환 시 부드러운 피치자세 연결이 되도록 한다.

2.3 제어루프 자동 전환 로직

실용상승한도 고도 부근에서 속도/고도유지를 하기 위해서 2.2.1장에서 설명한 제어루프를 사용하는 경우 고도에러를 줄이기 위해 피치를 증가시키기 때문에 Reverse Side에 진입할 수 있다. 따라서 실용상승한도 고도 부근에서는 2.2.2장에서 설명한 제어루프를 사용하여 피치자세로 속도를 먼저 유지하도록 해야 한다. 본 장에서는 실용상승한계 고도 부근에서 속도/고도유지 시 앞서 설명한 두 개의 로직을 어떠한 방법으로 전환시킬 것인가에 대하여 제안한다.

실용상승한도 및 절대상승한도 고도는 엔진의 성

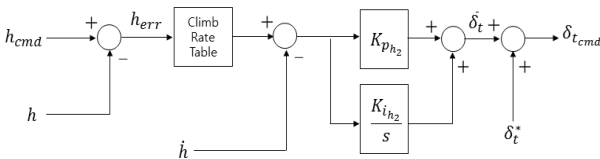


Fig. 7. Altitude Hold Loop using Commanded Pitch

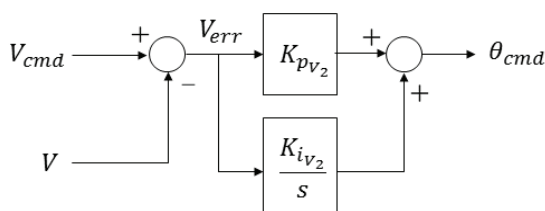


Fig. 8. Velocity Control Loop using Pitch

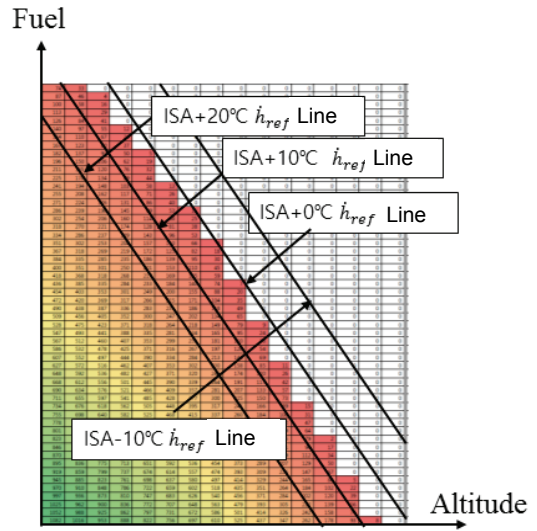


Fig. 9. Performance Chart

능에 따라 변하게 되며, 성능은 항공기의 무게 및 외기 온도에 따라 변하게 된다. 따라서 Fig. 9와 같은 공력 및 엔진 성능 해석을 통해 항공기의 무게, 외기 온도에 따라 변화하는 상승성능 차트를 활용한다. 상승성능 차트는 가로축의 압력고도와 세로축의 연료량 별 최대상승률을 나타낸 것으로 적색이 0에 가까운 수치를 의미하여 해당 고도에서 실용상승한도에도달했음을 의미한다. 해당 테이블이 정확하다는 가정 하에 연료량이 많을수록, 외기 온도가 높을수록 절대상승한도 및 실용상승한도 고도가 낮아지는 것을 알 수 있다.

한편, 2.2장에서 설명한 고도/속도 제어 로직을 상승성능 차트를 기준으로 전환해서 사용해야 하는데 전환 과정이 특정 조건에서 ON/OFF 형태가 반복되어 전환 않도록 하는 동작 메커니즘이 별도로 필요하다. Fig. 10은 전환방법을 나타낸다.

먼저 무인기가 추종해야 할 고도명령(h_{cmd})을 결정한다. 이 고도명령은 자동 항로점에 입력된 고도가 될 수도 있고, 사용자가 노브 다이얼을 돌려 입력하는 고도 명령이 될 수도 있다. 다음으로 공력특성 테이블로부터 주어진 연료량과 온도를 이용하여 최대상승률이 \dot{h}_{ref} 이하가 되어 로직 전환이 시작되는 고도($h_{transit}$)를 계산한다. 이때 로직이 전환되는 상승률

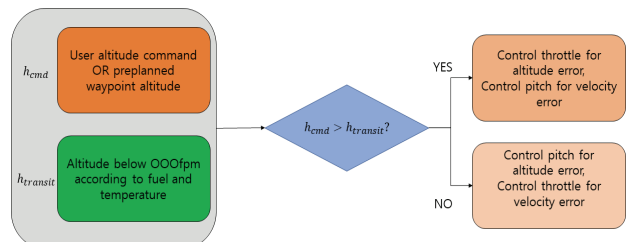


Fig. 10. Transition Logic

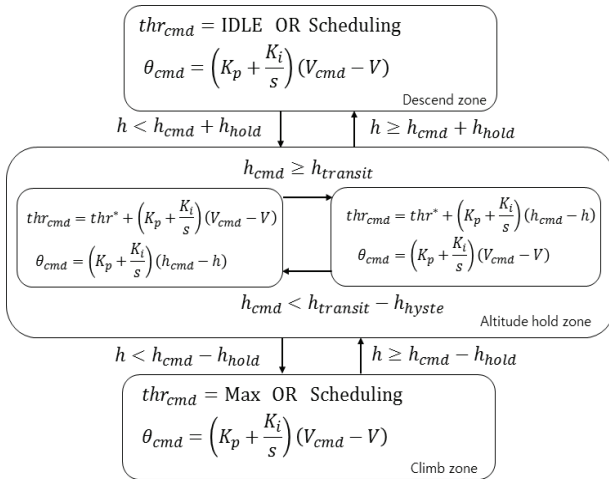


Fig. 11. Proposed Altitude Hold Logic

을 정하는 것은 항공기의 성능에 따라 정할 수 있는 튜닝 파라미터이다. 이 기준값을 상승성능이 너무 좋은 상태로 설정하는 경우 이미 설계된 두 개의 루프 성능에 따라 전환 직후 피치로 속도를 제어하는 과정에서 흔들림이 발생할 수 있다. 또한 상승성능이 좋지 않은 상태에서 전환시키는 경우 Reverse Side로 진입하여 속도 감속이 될 수 있다. 즉, 이 로직은 Fig. 9과 같이 h_{cmd} 가 $h_{transit}$ 보다 크면 고도오차를 쓰로틀로 제어하고, 그 반대인 경우는 고도오차를 피치로 제어한다는 의미이다. 이때 h_{cmd} 와 $h_{transit}$ 의 비교 결과에 따라 전환시킬 경우 상승률이 \dot{h}_{ref} 인 고도에서 로직에 따라 ON/OFF 동작이 빈번히 발생할 수 있으므로 히스테리시스(Hysteresis) 역할을 할 수 있는 완충고도(h_{hyste})를 설정하였다. 이는 무인기의 특성마다 튜닝이 가능한 파라미터로써, 본 논문에서는 한 번 고도오차를 쓰로틀로 제어하는 로직으로 전환이 된 상태에서는 그 로직이 $h_{transit}$ 대비 h_{hyste} 의 고도가 차이가 발생할 때까지 유지되도록 하여 빈번한 ON/OFF가 발생하지 않도록 하였다.

한편, 고도계, 연료량 또는 온도 정보가 비정상인 경우는 해당 테이블을 계산할 수 없으므로 고도오차를 피치자세로 제어하는 로직을 기본으로 사용한다. 이때 운용자에게 관련 정보의 오류가 발생했다는 경고 신호를 발행하여 비행 시 주의를 요구하도록 한다. 따라서 비행 전 영역에서 제안한 고도, 속도 제어루프의 동작 알고리즘은 Fig. 11과 같이 정리할 수 있다.

본 논문에서 제안한 로직은 탑재 컴퓨터 안에 항공기의 성능차트를 내장하고 있어 운용자의 고도명령 또는 항로점의 고도명령(h_{cmd}) 대비 $h_{transit}$ 고도를 자동으로 계산하기 때문에 운용자는 별도의 주의를 요구하지 않아도 되는 장점이 있다. 또한, 2.2.1장과 2.2.2장에서 설계한 제어루프를 변경하지 않고 사용할 수 있는 장점이 있다.

2.4 비행시험 결과

제안된 로직은 무인기의 실용상승한도 고도 영역에서 비행시험을 통해 효과를 검증하였다. Fig. 12의 비행시험 결과는 제어루프 자동전환 로직 적용 전 비행시험 결과이며, Fig. 13은 자동전환 로직을 적용한 결과를 나타낸다. 본 논문에서 사용한 무인기는 $\dot{h}_{ref} = 150(fpm)$, $h_{hyste} = 500(ft)$ 를 사용하였다.

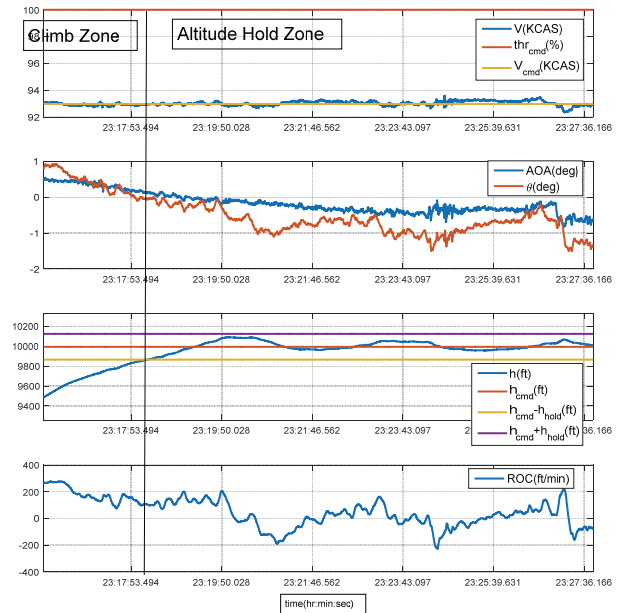


Fig. 12. Flight test result with mode transition of proposed altitude hold logic

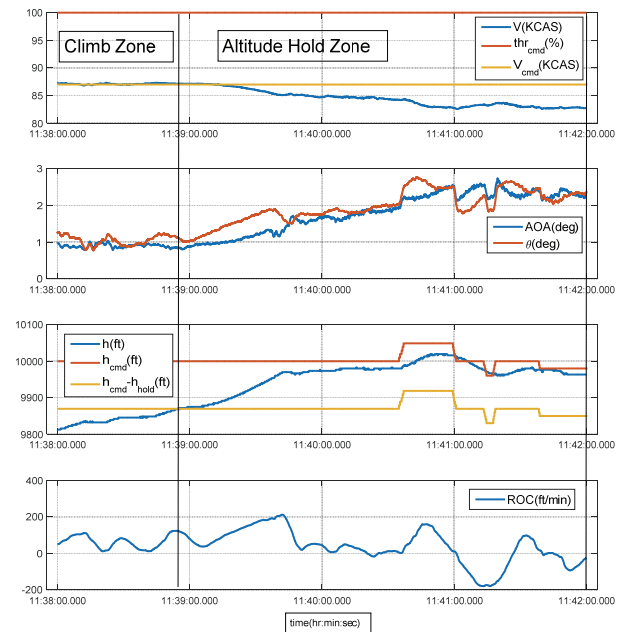


Fig. 13. Flight test result without mode transition of proposed altitude hold logic

Figure 12는 실용상승한도 고도 부근($h_{cmd} > h_{transit}$ 인 조건)에서 고도를 유지하려 할 때 고도오차를 피치 자세로 제어한 경우이다. 상승비행(Climb Zone)에서 수평비행(Altitude Hold Zone) 상태로 전이시 ($h \geq h_{cmd} - h_{hold}$, $h_{hold} = 130(ft)$), 이미 쓰로틀(thr_{cmd}) 명령은 최대(100%)로 인가해서 상승하고 있는 상태에서, 고도오차를 줄이기 위해 피치 자세를 증가시키는 것을 볼 수 있다. 이때 고도오차는 줄어들어 상승하게 되지만 받음각(AOA, Angle Of Attack)이 증가하면서 속도가 지속적으로 줄어드는 것을 확인할 수 있다. 따라서 이 상태에서는 Reverse Side로 진입하여 속도는 더욱 줄어들고 고도상승 또한 되지 않는 것을 알 수 있다. (그래프의 고도는 보안상의 이유로 10,000ft를 기준으로 이동시켜 표시함을 밝혀둔다.)

Figure 13은 본 논문에서 제안한 방법을 사용한 경우이다. $h_{cmd} > h_{transit}$ 인 조건이기 때문에 고도 상승 구간(Climb Zone)에서부터 수평비행(Altitude Hold Zone)까지 2.2.2장에서 설명한 로직이 지속적으로 동작하였다. 수평비행 구간에 진입하더라도 고도오차를 피치 자세로 제어하지 않고 피치 자세는 최대상승률이 유지되는 속도를 계속 추종하고 있으므로 시간이 지남에 따라 목표고도(h_{cmd})에 도달하는 것을 알 수 있다. 따라서 속도 감속이 발생하지 않고 고도 유지가 가능한 것을 알 수 있다.

III. 결 론

본 논문에서는 실용상승한도 고도 부근에서 고도와 속도 제어 루프에 대해 고찰하였다. 고도 오차를 줄이기 위해 피치 자세를 증가시키는 경우 속도 감속으로 나타나게 되므로 이 경우에는 피치 자세를 사용하여 속도를 먼저 제어하는 방법을 사용해야 한다. 본 논문에서는 고도 상승률이 둔화되는 실용상승한도 고도 부근에서 두 가지 제어 방법을 전환시키는 방법을 제안하였고, 비행시험을 통해 개선된 효과를 확인하였다.

References

- 1) Pilot Handbook, "Aircraft Performance, Chapter 2," FAA.
- 2) Beard, W. R. and McLain, W. T., *Small Unmanned Aircraft, Theory and Practice*, Princeton University Press.
- 3) Lambregts, A. A., "Vertical Flight Path and Speed Control Autopilot Design using Total Energy Principles," *Proceeding of Guidance and Control Conference*, AIAA, 1983, pp. 559~569.
- 4) Airplane Upset Recovery Training Aid Team, "High Altitude Operations Supplement#1 to the Airplane Upset Recovery Training Aid," 2008.
- 5) Nuriwati, R. and Sasongko, R. A., "Development Flight Path Control for Unmanned Combat Aerial Vehicle using Total Energy Control System," *The International Conference on Aerospace and Aviation*, 2019.
- 6) Lai, Y. C. and Ting, W. O., "Design and Implementation of an Optimal Energy Control System for Fixed-Wing UAV," *Applied Sciences*, Vol. 6, No. 11, 2016.
- 7) Jimenez, P., Lichota, P., Agudelo, D. and Rogowski, K., "Experimental Validation of Total Energy Control System for UAVs," *Energies*, Vol. 13, No. 1, 2019.
- 8) Pastor, E., Perez-Batlle, M., Barrado, C., Pablo, R. and Cuadraodo, P., "A Macroscopic Performance Analysis of NASA's Northrop Grumman RQ-4A," *Aerospace*, 2018.
- 9) Eaton, C. and Woolf, R., "Flight Test Validation of the RQ-4A Block 20 Global Hawk Aerodynamic and Propulsive Models," *US Air Force T&E Days Conference*, 2010.