

CONDUIT을 활용한 고정익무인기 종운동 자동비행 제어법칙 설계

이상종¹, 민병문¹, 최형식^{2*}

¹인하공업전문대학 항공기계공학과, ²한국항공우주연구원 무인기연구부

Design of the Automatic Flight Control Law for Fixed Wing UAV Longitudinal Motion using CONDUIT

Sang-Jong Lee¹, Byoung-Mun Min¹, Hyoung Sik Choi^{2*}

¹Department of Aeronautical and Mechanical Engineering, Inha Technical College

²Unmanned Aircraft System Division, Korea Aerospace Research Institute

요약 본 논문에서는 고정익 무인기의 자동비행조종 제어법칙의 설계과정과 결과를 나타내었다. 설계 대상 비행 제어기는 무인기의 종운동 운용을 위한 피치각 제어기와 속도 제어기 및 고도 제어기이며, 무인 비행체가 만족시켜야 하는 비행성 요구조건을 정의하고 이를 만족시키기 위한 제어이득의 선정결과를 제시하였다. 일반적으로 제어이득을 수동으로 튜닝하는 방식은 각각의 제어이득이 대상 무인기의 운동방정식에서 서로 연동되어 영향을 주기 때문에 요구조건을 만족시키는 제어이득을 찾기 위해서는 반복적인 설계과정에서 많은 시간이 소요되는 문제점이 발생하게 된다. 본 논문에서는 이러한 제어이득을 수동으로 튜닝하는 방식의 문제점을 개선하기 위해 통합 최적화 프로그램인 CONDUIT(Control Designer's Unified Interface)을 적용하였다. 제어기의 비행성 요구조건 중 단위계단응답, 게인/위상여유, 감쇄계수 및 고유치, 상승시간을 구속조건과 비용함수로 설정하고 제어이득을 설계변수로 정의하여 최적화를 통한 제어이득을 산출하였다. 수동방식의 제어이득과 최적화를 통해 선정된 제어이득을 적용한 각 제어기의 시물레이션을 수행하여 수동튜닝 제어기에서 비행성 요구조건을 만족시키지 못하는 오버슈트 진동, 과도응답 오차, 정상상태 오차 및 상승시간 등 이 향상됨을 확인하였고, 6개의 제어이득을 한꺼번에 최적화하여 모든 비행성 요구조건을 Level 1으로 만족시킴으로써 최적화 방식이 수동방식에 비해 효율적인 설계결과를 산출할 수 있음을 입증하였다.

Abstract This paper presents the design process and results of an automatic flight control law for a fixed wing-type UAV. Target flight controllers are the pitch, airspeed, and altitude controller. The flying qualities of the controller performance are defined, and the controller gains are shown to satisfy the requirements. In general, the manual tuning method is conducted to meet the flying qualities, which require trial and error because each control gain makes mutual effects through dynamic equations. This problem takes time. For improvement, the paper adopts optimization software CONDUIT(Control Designer's Unified Interface). After defining the flying qualities, such as step response, gain/phase margin, damping ratio, eigenvalues, and rising time, the optimized controller gains are obtained by treating the flying qualities as constraints and cost functions. To verify the effectiveness of the proposed method, a simulation of the designed controller was conducted compared with the manual controller. Therefore, the unsatisfied responses, such as overshoot oscillation, transient error, steady-state error, and rising time, are improved. By optimizing six control gains at once to satisfy all flying qualities at Level 1, the optimization method was found to be more efficient than the manual method.

Keywords : Automatic Flight Control System, Control Gain Tuning, Flight Control Law, Flying Quality, Multidisciplinary Optimization, Unmanned Aerial Vehicle

본 연구는 한국항공우주연구원 주요사업 "극초음속 비행체 비행제어 기초기술 연구"의 결과이며 지원에 감사드립니다.

*Corresponding Author : Hyoung Sik Choi(Korea Aerospace Research Institute)

email: chs@kari.re.kr

Received April 28, 2022

Revised June 8, 2022

Accepted July 7, 2022

Published July 31, 2022

1. 서론

현재 국내에서 많은 연구개발이 수행되고 있는 드론 및 무인기 시스템 들은 무인 운용을 위한 자동비행조종 시스템(AFCS: Automatic Flight Control System)이 핵심 시스템으로 탑재되며 이를 바탕으로 비행제어컴퓨터(FCC: Flight Control Computer)에 탑재되는 자동비행조종 제어법칙(Automatic Flight Control Law)이 필수적으로 설계되어야 한다[1,2].

일반적으로 자동비행조종 제어법칙은 항공기의 비선형 운동을 종방향 운동(Longitudinal Dynamics, 이하 종운동)과 횡방향 운동(Lateral/Directional Dynamics)로 분리하여 설계한다. 본 논문에서는 대상 무인기의 종운동 자동비행조종 제어법칙인 피치각 제어기(Pitch Controller)와 속도 제어기(Airspeed Controller) 및 고도 제어기(Altitude Controller)를 대상으로 무인 비행체가 만족시켜야 하는 비행성 요구조건(Flying Quality)을 정의하고 이를 만족시키기 위한 제어이득(Control Gain)의 선정결과를 제시하였다.

요구되는 제어기의 성능 및 비행성 규정을 만족시키기 위해서는 각각의 제어기를 독립적으로 나누고 여러 개의 개별 제어이득을 수동으로 튜닝하는 절차를 거치게 된다 [3]. 이때 각각의 제어이득이 대상 무인기의 운동방정식에서 서로 연동되어 영향을 주기 때문에 요구조건을 만족시키는 제어게인을 찾기 위해서는 반복적인 설계과정에서 많은 시간이 소요되는 문제점이 발생하게 된다. 본 논문에서는 이러한 수동 튜닝 방식의 문제점을 개선하기 위해 최적화 기법(Optimization method)을 적용하여 보다 효율적인 제어법칙 설계과정과 방식을 제시하였다.

최적화 기법은 다양한 분야에서 유용성있게 응용되고 있으며, 비행체의 에너지 소모율을 최소화시키거나 주어진 비행구역의 제한조건을 만족시킬 수 있는 최적궤적 생성에 가장 널리 이용되어 왔다[4]. 비행체의 유도/제어 설계에 있어서도 이러한 최적화 기법을 이용하여, 기존의 PID 제어기 설계에서 소모되는 시간과 수동적인 시행착오적 요소를 감소시키기 위한 연구가 유도무기를 비롯한 다양한 비행체를 대상으로 수행되어 왔으며, gradient를 이용한 비선형 프로그래밍 기법인 SQP(Sequential Quadratic Programming) 기법과 유전 알고리즘(Genetic Algorithm) 등을 이용한 진화연산 기법(Evolutionary Algorithm) 등이 다양하게 연구되고 있다[5-7]. 하지만 선행 연구결과는 일부 개별 제어기에 국한된 최적 결과를 제시하고 있으며, 유전 알고리즘의 경

우는 전역해(global optimum)를 찾을 수 있지만 그만큼 탐색범위를 확장해야 하고 이에 따른 연산 시간과 계산량이 증가하는 문제점을 지니게 된다. 이에 반해 SQP 기법은 빠른 최적해를 찾을 수 있지만 초기조건에 따라 국소해(local optimum)에 빠지는 문제점이 발생하게 된다.

본 논문에서는 설계 시 고려하여야 하는 다양한 규정들을 구속조건으로 처리할 수 있도록 통합 최적화 프로그램인 CONDUIT(Control Designer's Unified Interface)을 적용하여 대상 무인기의 종운동 제어기 설계를 수행하고 그 결과를 정리하였다. CONDUIT은 미 육군(US Army)과 캘리포니아 대학(University of California) 및 NASA의 Ames Research Center가 공동으로 개발한 통합 최적화 설계프로그램으로 UH-60 및 유인기를 무인화한 Fire Scout 비행 제어기 설계에 적용되어 프로그램의 정확성이 입증된 상용 최적화 프로그램이다[8].

본 논문에서는 무인기에 적용할 수 있는 유인기의 비행성 및 제어기 설계규정을 정의하고, 비행성을 포함한 시간영역 응답특성, 주파수 응답특성 및 안정도 여유를 구속조건으로 동시에 고려하여 대상 무인기의 종운동 자동비행조종 제어법칙 설계에 적용하고 그 결과를 수동방식의 PID 제어기 설계결과와 비교하였다.

2. 비행성 및 제어법칙 요구조건

2.1 고정익기 비행성 규정

고정익기의 경우 비행성 규정은 미 국방규격인 MIL-F-8785 "Flying Qualities of Piloted Airplanes"를 적용하여 왔으며, 현대의 전자식 비행조종장치를 갖춘 항공기에 적용하기 위해 MIL-STD-1797 "Flying Qualities of Piloted Aircraft"로 보완하여 개정되었다. 1797에는 항공기 등급(Aircraft Classification) 및 비행단계(Flight Phase)에 따른 비행성 수준(Level of Flying Quality)이 정의되어 있으며, 종방향(단주기/장주기) 및 횡방향 (더치롤, 롤 및 나선 모드) 등에 대한 요구조건 및 저차등가모델 (LOES, Low Order Equivalent System)들에 대한 요구조건이 정의되어 있으며, 현재 MIL-HDBK-1797로 변경되어 standard가 아닌 guideline 성격의 핸드북으로 개정된 상태이다[9].

비행조종시스템의 요구조건으로는 MIL-DTL-9490 "Flight Control Systems - Design, Installations and Test of Piloted aircraft, General Specification for"가

적용되고 있으며, 피치/롤 자세 유지제어기 및 속도/고도/헤딩각 제어기에 대한 정확도 요구조건 및 이득여유(GM: Gain Margin)/위상여유(PM: Phase Margin)등 안정도 여유 조건이 규정되어 있다.

비행성 규정에 따라서 대상 무인기는 무인기 등급 Class II(Low-maneuverability), 비행단계는 Category B(requiring gradual maneuvers without precision tracking)를 적용한다[10].

2.2 자동비행조종 제어법칙 설계 요구조건

CONDUIT에서는 고정익기의 경우 앞 절에서 설명한 MIL-STD-1797과 MIL-STD-8785 규정과 NASA Ames Research Center의 자체 규정들을 반영하여 제어기 설계요구조건 및 비행성 요구조건을 반영하고 있다. 본 논문에서 채택한 요구조건은 Hard 구속조건으로 단위응답(Step Response) 특성과 이득 및 위상여유를 설정하였으며, 감쇠계수(Damping Ratio), 고유치(Eigenvalue), 오버슈트(Overshoot) 및 상승시간(Rising Time)은 Soft 구속조건으로 설정하였다. 각 제어기에 적용된 요구조건들은 Table 1에 정리하였으며, 설계된 제어기는 모든 요구조건들의 Level1을 만족시켜야 한다.

Table 1. Requirement of the Flying Qualities

Spec. Name	Description	Pitch Controller	Airspeed Controller	Altitude Controller
EnvTmG1	Step response	✓	✓	✓
StbMgG1	Gain/Phase margin	✓	✓	✓
EigDpG1	Damping ratio	✓	✓	✓
FrqSpl5	Short-term response to pitch controller	✓		
EigLcG1	Eigenvalues	✓	✓	✓
OvsTmG1	Damping ratio (from peak overshoot)	✓	✓	✓
RisTmG1	Generic Rise time (10% to 90% of Peak)	✓	✓	✓

3. 자동비행조종 제어법칙 구조

3.1 종운동 자동비행조종 제어법칙 구조

종운동 자동비행조종 제어기는 Eq. (1)의 오차(e)에

대한 PID 제어기법을 적용하여 제어명령(U_{CMD})를 산출하며, K_p 는 비례게인, K_i 는 적분게인, K_D 는 미분게인을 나타낸다.

$$u_{CMD} = K_p e + K_I \int e + K_D \frac{de}{dt} \quad (1)$$

고도(h) 제어는 엔진의 쓰로틀(Throttle)을 조종입력으로 사용하며, 속도(V) 제어는 피치각(θ) 제어를 위한 엘리베이터(Elevator)를 조종입력으로 사용한다.

고도 제어기의 경우는 Fig. 1과 같이 고도를 궤환시켜 간단한 비례 제어기(proportional controller)로 설계하였으며, 속도 제어기의 경우는 피치각 제어기를 내부 루프로 구성하여, 정확한 자세 제어보다 저고도에서 비행체의 생존성을 높이기 위해 빠른 응답특성을 가지도록 Fig. 1과 같이 피치각 오차에 대한 비례 제어기와 적분 제어기(Integral controller)로 구성하였다. 그리고 피치축의 단주기 모드의 댐핑을 조절하기 위해 피치각 제어기의 내부루프로 피치 각속도를 궤환시켜 피치댐퍼 루프를 구성하였다. 피치각 제어기는 지상의 지상관제장치(GCS: Ground Control Station)의 비행모드 명령에 의해 스위치를 통해 전환되며 속도 제어기와 같이 비례/적분 제어기로 구성하였다.

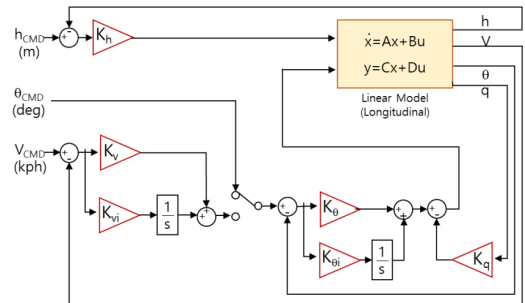


Fig. 1. Flight Control Law for Longitudinal Motion

종운동 자동조종제어기에서 결정할 이득은 Fig. 1과 같이 총 6개로 구성되며, Table 1에서 정의한 비행성 요구조건을 만족시켜야 한다.

3.2 CONDUIT 최적화 기법

CONDUIT 프로그램의 최대 장점은 현재 비행제어기 설계에서 유용하게 이용되고 있는 모델 기반 설계(Model-based Design) 프로그램인 Simulink/Matlab을 기반으로 연동되므로 제어이득 최적화는 물론 단위계

단 응답특성 시뮬레이션 등 제어기 해석에 필요한 통합 환경을 제공해주므로 설계과정을 매우 효율적으로 수행할 수 있다. CONDUIT은 통합 최적화 파라미터 기법 (Multi-objective Parameter Optimization)을 적용하여 Eq. (2)과 같이 정의된 비용함수(Cost Function) 중 최대값을 가지는 함수를 선택하여 이 비용함수가 최소값을 갖도록 Eq. (3)을 통해 설계변수(dp: design parameter)를 구하게 된다. 설계변수는 Fig. 1에서 정의한 6개의 제어이득이 되며, Table 1에서 정의한 제어기 설계에 구속조건으로 적용할 비행성 규정 및 제어기 요구조건 각각이 비용함수로 정의된다.

$$f = \max[\bar{f}_1, \bar{f}_2, \dots, \bar{f}_{n_{SPEC}}] \quad (2)$$

$$\min_{dp} \bar{f} = \min_{dp} \left\{ \max[\bar{f}_1(dp), \bar{f}_2(dp), \dots, \bar{f}_{n_{SPEC}}(dp)] \right\} \quad (3)$$

여기서, 제어기 설계요구조건이 정의된 비용함수(\bar{f}_i)는 단위 계단 응답의 상승시간, 오버슈트 요구조건이나 중운동의 감쇠계수 등이 될 수 있으며, Eq. (4)를 통해 정규화(Normalization) 시켜 이용하게 된다[11].

$$\bar{f}_i \equiv \frac{f_i - good_i}{bad_i - good_i} \quad (4)$$

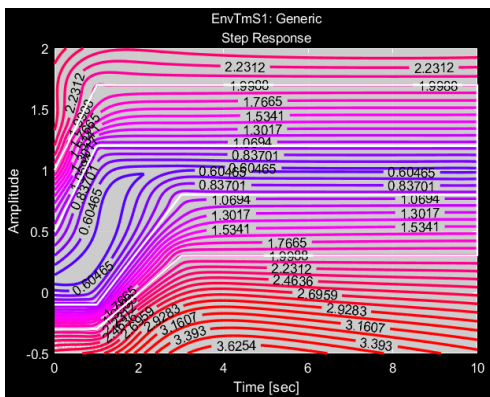


Fig. 2. Contour Map of Requirement

Fig. 2는 CONDUIT에서 고려한 설계 요구조건 중 Table 1에 나타난 단위 계단 응답 요구조건을 나타낸 것으로, 비용함수의 값이 비행성 수준에 따라 등고선 형태로 정의된다. Eq. (4)에서 비행성 수준 Level 1과 2 사이

의 경계값은 $good_i \equiv 1.0$ 으로 정의되고, Level 2와 3 사이의 경계값은 $bad_i \equiv 2.0$ 으로 정의되기 때문에 비행성 Level 1을 만족시키는 경우 비용함수는 $\bar{f}_i \leq 0$ 이 된다.

4. 자동비행조종 제어법칙 최적화 결과

4.1 제어법칙 최적화 결과

제어기의 이득 최적화 결과를 비교하기 위해 2개의 Case를 고려하였다. Case-1은 Baseline 제어이득 결과로 비행성 규정을 고려하지 않고, 중운동의 피치각, 속도 및 고도의 시간응답특성만을 시뮬레이션하며 결정한 경우이고, Case-2는 Case-1의 결과를 최적화의 초기값으로 사용하여 Table 1의 제어기 요구조건을 만족시키도록 6개의 제어이득을 동시에 최적화한 결과이다. 이득 게인 결과는 Table 2에 정리하였으며, 각각의 제어기 요구조건 만족도는 Fig. 3에 비용함수 결과값을 나타내었고, Fig. 4에 구속조건들의 결과를 나타내었다.

Table 2. Optimization Results of Controller Gain

Controller Gain	Case-1 (Manual Tuning)	Case-2 (Optimization)
K_{ϕ}	0.4	0.397
K_{θ}	1.0	1.25
$K_{\theta 1}$	0.12	0.835
K_v	0.04	0.0106
K_{v1}	0.0006	0.0001
K_h	0.012	0.014

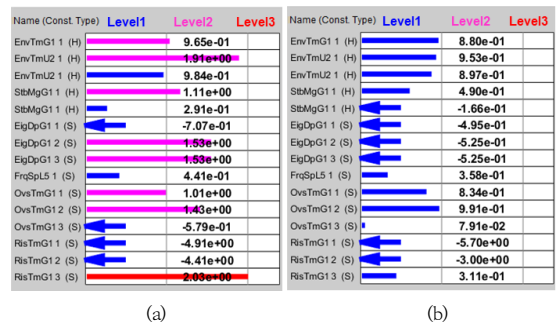


Fig. 3. Cost Function Results

(a) Case-1(Manual Tunning) (b) Case-2(Optimization)

수동 튜닝의 경우는 Fig. 3(a)에 나타난 것과 같이 Table 1의 비행성 요구조건 중 단위계단응답과 감쇠계

수 및 상승시간 요구조건에서 Level 2와 Level 3를 나타내는 경우가 다수 존재하며, Fig. 3(b)와 Fig. 4의 CONDUIT 최적화 결과는 모든 요구조건에서 Level1을 만족시킴을 확인할 수 있다.

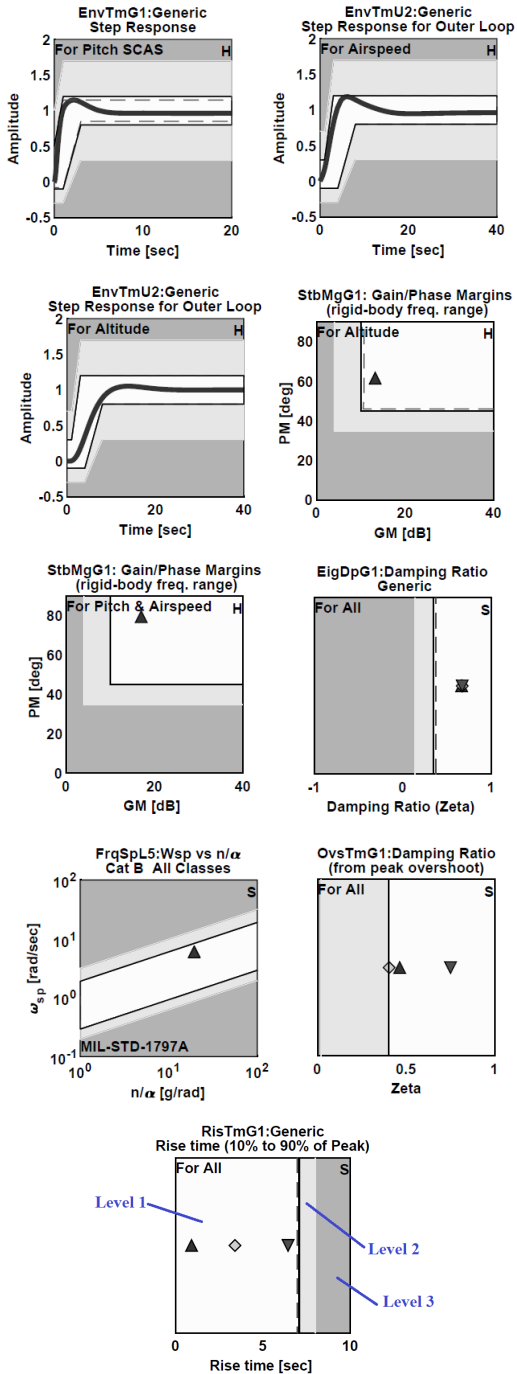


Fig. 4. Constraints Results

4.2 제어법칙 시뮬레이션 결과

중운동 자동비행조종 제어법칙에서 선정된 제어이득의 타당성을 검증하기 위해 대상 무인기의 설계 점인 고도 3,000 ft (914 m), 순항속도 241 km/h (130 knot)에서 시뮬레이션을 수행하였다. 각 제어기에서 수동 튜닝 제어이득(Case-1)을 사용한 경우와 CONDUIT을 사용하여 산출한 최적 제어이득(Case-2)을 사용하였을 때의 시간 응답특성을 비교하였다.

피치각 제어기의 결과는 Fig. 5에 나타내었으며, 트림 피치값인 1.61 deg 상태에서 시뮬레이션을 시작하고 $t = 5$ sec에 입력된 피치각 명령 $\theta_{CMD}=5$ deg 명령에 대한 시간응답 특성에서 수동 튜닝의 경우에 나타나는 6.5~35 sec 구간의 과도응답의 최대 1 deg 오차와 40 sec에서 나타나는 정상상태 오차가 줄어들어 최적화된 제어이득의 추종 특성이 향상됨을 확인할 수 있다. 오버슈트로 나타나는 +0.4 deg는 약 10% 이내의 값으로 요구조건을 만족시켜 문제가 되지 않는다.

$V_{CMD} = 260$ kph 명령에 대한 속도 제어기의 결과는 Fig. 6에 나타내었으며, 수동 튜닝 제어기에서 나타난 +12 kph의 오버슈트와 이후 20 sec 까지 나타나는 진동특성이 사라지고 정상상태 오차가 줄어들음을 확인할 수 있다. 이러한 결과는 수동튜닝의 제어게인(K_v)이 약 4배 정도 크기 때문에 나타나는 결과로 최적 제어이득이 비행성을 만족시키며 응답특성을 향상시킴을 확인할 수 있다.

마지막으로 트림 고도 914 m에서 1,200 m 명령으로 추종하는 고도 제어기응답결과는 Fig. 7과 같으며, 20~30 sec 부근에서 나타나는 과도응답 특성이 향상되어 명령값에 대한 오차를 줄이며 5~20 초사이의 상승시간에서 일정한 고도 상승률을 나타내기 때문에 최적게인의 비행성이 향상됨을 확인할 수 있다.

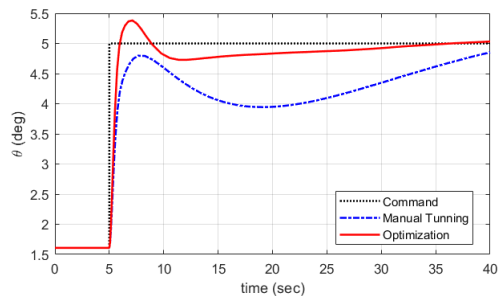


Fig. 5. Simulation Results of Pitch Controller

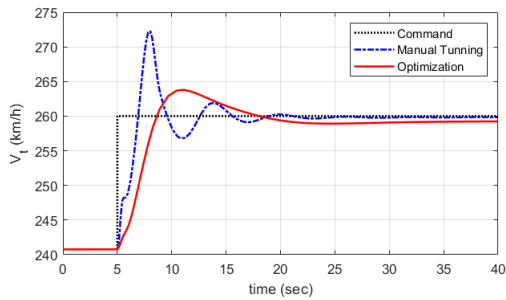


Fig. 6. Simulation Results of Airspeed Controller

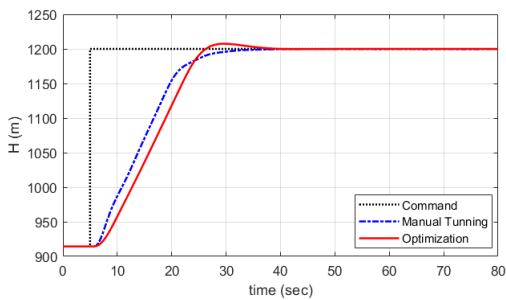


Fig. 7. Simulation Results of Altitude Controller

5. 결론

본 논문은 고정익 형상 무인기에 대한 자동비행조건 제어법칙을 설계하고, 특히 제어이득을 선정하기 위해 통합 최적화 프로그램 CONDUIT을 사용하여 그 결과를 수동 튜닝 결과와 비교하였다. 대상 제어기는 대상 무인기의 종운동 무인 운영을 위한 피치각 제어기, 속도 제어기 및 고도 제어기로 해당 제어기가 만족시켜야 하는 성능 및 비행성 요구조건을 정의하고 이를 최적화를 위한 구속조건으로 사용하였다.

최적화 기법을 적용하는 경우, 다양한 비행성 요구조건을 만족시키기 위한 여러 개의 제어이득을 한꺼번에 결정할 수 있게 되어 수동튜닝의 반복적 과정과 시간소모를 줄일 수 있으며, 단위계단 응답특성에서도 오버슈트 진동, 과도응답 오차, 정상상태 오차를 모두 향상시킴으로써 수동 튜닝에 비해 여러 가지 장점을 가짐을 확인할 수 있다.

References

- [1] S. Jung and Y. Kim, "Equivalent-Input-Disturbance and Generalized Extended State Observer based Robust Pitch Autopilot Design for Small UAV", *Proceedings on KSAS 2018 Fall Conference*, pp.182-183, 2018.
- [2] D. Kim, et al., "Comparison of Flight Control System for Transit Flight of VTOL UAV", *Proceedings on ICROS 2019 Conference*, pp.166-167, 2019.
- [3] B. Kim, et al., *Flight Dynamics and Control*, p.319, Kyungmoon Publisher, pp.175-191
- [4] S. Lee, and H. Bang, "Three Dimensional Ascent Trajectory Optimization for Stratospheric Airship Platform in Jet Stream", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol.30, No.5, pp.1341-1352, Sep. 2007.
DOI: <http://dx.doi.org/10.2514/1.27344>
- [5] K. Krishnakumar, and D. Goldberg, "Control System Optimization using Genetic Algorithms", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol.15, No.3, pp.735-740, 1992.
DOI: <http://dx.doi.org/10.2514/3.20898>
- [6] Y. Kim and M. Tahk, "Optimization for Flight Control System with Constraints Supplemented Handling Qualities", *Proceedings on 26th International Congress of the Aeronautical Sciences*, AIAA, 2008.
- [7] S. Lee, J. Lee, and D. Lee, "Lateral and Directional SCAS Controller Design Using Multidisciplinary Optimization Program", *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.40, No.3, pp.251-257, 2012.
DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.3.251>
- [8] M. B. Tischler, et al., "Optimization and Flight Test Results of Modern Control Laws for the UH-60 Black Hawk", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol.28, No.5, pp.964-978, 2005.
- [9] *Flying Qualities of Piloted Aircraft*, MIL-HDBK- 1797, 1987.
- [10] *Flight Control Systems - General Specifications for Design, Installation, and Test of Piloted Aircraft*, MIL-DRL-9490E, 2008.
- [11] *CONDUIT Version 6.0 User's Guide*, UARC, Moffett Field, 2019.

이 상 종(Sang-Jong Lee)

[종신회원]



- 1996년 2월 : 인하대학교 항공우주공학과 (공학석사)
- 2008년 2월 : 한국과학기술원(KAIST) 항공우주공학과 (공학박사)
- 1996년 3월 ~ 2014년 2월 : 한국항공우주연구원(KARI) 선임연구원
- 2014년 3월 ~ 현재 : 인하공업전문대학 항공기계공학과 교수

<관심분야>

비행동역학, 항공전자, 무인기 유도제어

민 병 문(Byoung-Mun Min)

[종신회원]



- 2003년 2월 : 전북대학교 항공우주공학과 (공학석사)
- 2014년 2월 : 한국과학기술원(KAIST) 항공우주공학과 (공학박사)
- 2009년 3월 ~ 2015년 2월 : 대한항공 항공기술연구원
- 2015년 2월 ~ 현재 : 인하공업전문대학 항공기계공학과 교수

<관심분야>

비행동역학, 무인기 유도제어

최 형 식(Hyoung Sik Choi)

[정회원]



- 2002년 2월 : 울산대학교 항공우주공학과 (공학석사)
- 2011년 8월 : 한국과학기술원(KAIST) 항공우주공학과 (공학박사)
- 2002년 3월 ~ 현재 : 한국항공우주연구원(KARI) 책임연구원

<관심분야>

모델링, 시뮬레이션, 비행제어, 비행시험