

技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.3.251>

통합 최적화 프로그램을 이용한 횡운동 SCAS 제어기 설계

이상종*, 이장호*, 이대성**

Lateral and Directional SCAS Controller Design Using
Multidisciplinary Optimization Program

Sang-Jong Lee*, Jang-Ho Lee* and Dae-Sung Lee**

ABSTRACT

The flight controller should meet the flying qualities, stability margins, and time response requirement according to the class of a target aircraft or UAV. Classical design process of PID controller is a very time consuming process and needed trial and errors. The best way is to apply the multi-disciplinary optimization algorithm to meet the numerous constraints of controller requirements. This paper presents how multi-objective parameter optimization (CONDUIT) can be used to determine many design parameters of lateral stability and augmentation system for roll and heading controller of the small UAV. To verify the effectiveness of applying the optimization method, designed controller using optimization are compared with the baseline controller that is designed only considering the time responses.

초 록

무인기 및 유인기의 자동비행제어기는 다양한 비행성 규정, 안정도 여유 및 시간응답 특성에 대한 요구조건을 만족할 수 있도록 설계되어야 한다. 기존의 제어기 설계과정은 많은 시간과 시행오차를 수반하기 때문에 최적화 알고리즘을 활용하면 다양한 요구조건들을 충족시키는 제어기를 효율적으로 설계할 수 있다. 본 논문에서는 통합 최적화 제어설계 프로그램인 CONDUIT을 소형 무인기의 횡운동 SCAS 설계에 적용하여 그 효용성을 제시하였다. 최적화를 통해 설계된 롤 자세각 및 방위각 제어기는 시간응답특성만을 고려하여 설계한 기본제어기와 성능을 비교하고 분석하여, 최적화 기법을 적용한 제어기의 성능이 우수하고 다양한 비행성 요구조건을 충족시킬 수 있음을 확인하였다.

Key Words : UAV(무인기), Flight Control(비행제어), SCAS (안정성/조종성 증대시스템), Flying and Handling Quality(비행성), Multidisciplinary Optimization(통합 최적화)

1. 서 론

최적화 기법은 다양한 분야에서 유용성 있게 응용되고 있으며, 특히 수치 최적화 방법인 파라

미터 최적화(parameter optimization) 기법은 비행체의 최적궤적 생성에 있어서 가장 널리 이용되어 왔다[1]. 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)

† 2011년 4월 21일 접수 ~ 2012년 2월 6일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 항공제어전자팀

교신저자, E-mail : albert@kari.re.kr

대전광역시 유성구 과학로 169-84(어은동 45번지)

** 정회원, 한국항공우주연구원 항공혁신기술연구소

기법과 유전 알고리즘(Genetic Algorithm) 등을 이용한 진화연산 기법(Evolutionary Algorithm) 등이 다양하게 연구되고 있다[2-4].

초기 연구에서는 시간응답특성 및 제어기의 안정도 여유를 구속조건(constraint)으로 적용하여 제어기의 최적 이득을 결정하였는데, 무인기의 발전과 더불어 유인기에 적용하는 비행성(flying and handling quality)까지도 구속조건으로 포함하여 최적해를 구하는 연구가 시도되고 있다[5].

본 논문에서는 실제 무인기 개발에 적용하기 위한 제어기 설계과정을 다루고 있으며, 이를 위해 설계시 고려하여야 하는 다양한 규정들을 구속조건으로 처리할 수 있도록 통합 최적화 프로그램인 CONDUIT(Control Designer's Unified Interface)을 적용하여 소형 무인기의 횡방향 제어기 설계를 수행하고 그 결과를 정리하였다. CONDUIT은 US Army, University of California 및 NASA Ames Research Center가 공동으로 개발한 통합 최적화 설계프로그램으로 UH-60 및 유인기를 무인화한 Fire Scout 비행제어기 설계에 적용되어 프로그램의 정확성이 입증된 상용 최적화 프로그램이다[6][7].

본 논문에서는 무인기에 적용할 수 있는 유인기의 비행성 및 제어기 설계규정을 분석하여 정의하고, 비행성을 포함한 시간영역 응답특성, 주파수 응답특성 및 안정도 여유를 구속조건으로 동시에 고려하여 소형 무인기의 횡방향 제어기 설계에 적용하고 그 결과를 기존 PID 제어기 설계결과와 비교하였다.

II. 비행성 및 제어기 설계 규정

2.1 비행성 규정

유인 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 핸

드북으로 개정된 상태이다[8][9].

비행조종시스템의 요구조건으로는 MIL-F-9490D "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 있고, 자동이착륙에 대한 규정들도 포함되어 있다. 9490은 2008년 4월에 MIL-DTL-9490E로 개정되면서, 이 시점 이후에 개발 비행체에 설계적용 시에는 SAE-AS-9490을 적용한다고 규정되어 있다[10].

2.2 횡운동 SCAS 설계 규정

CONDUIT에서는 회전익기의 경우 ADS-33을 기반으로 제어기 설계요구조건들을 반영할 수 있으며, 고정익기의 경우는 앞절에서 설명한 MIL-F-8785, MIL-STD-1797 및 NASA Ames Research Center의 자체 규정들을 반영하여 제어기 설계요구조건 및 비행성 요구조건을 반영하고 있다.

무인기의 경우는 미 공군의 무인기 비행성을 정의한 "RPV Flying Qualities Design Criteria"(AFFDL-TR-76-125)를 기준으로 비행성 및 자동조종제어기의 요구도를 분석하고 정의하므로, 제어기 설계에 CONDUIT을 적용하기 위해서는 일차적으로 상호 규정에 대한 비교가 선행되어야 한다[11]. AFFDL-TR-76-125는 기존의 유인기에 대한 미 군사 규격인 MIL-F-8785B, MIL-F-83300 (piloted V/STOL), MIL-F-9490D(USAF), MIL-F-18244A(Navy)를 기반으로 작성되었고, 무인기의 특성을 반영하기 위해 우선 무인 비행체의 등급을 Table 1과 같이 정의하고, 비행성 수준을 자동(Automatic) 및 수동(Manual) 비행 각각에 대해 구분하였으며, 비행단계에 Category D를 추가하여 기존 3개에서 4개 Category로 정의되어 있다.

Table 1. RPV Classes

Class	Definition	Definition (CONDUIT)
Class I	Small, light mini RPV	Small light aircraft
Class II	Low-maneuverability RPV	Medium weight, low-to-medium maneuverability aircraft
Class III	Medium-maneuverability RPV	Large, heavy, low-to-medium maneuverability aircraft
Class IV	Highly maneuverable RPV	High-maneuverability aircraft

롤 모드의 비행성 규정인 롤 시상수(time constant)와 더치 롤 모드의 고유 진동수, 감쇄비 및 고유 진동수와 감쇄비의 곱은 Table 2, 3과 같이 항공기 등급 및 비행단계에 따라 유인기 및 무인기 규정에서 동일한 값을 규정하고 있으며, 나선형 모드의 안정도를 나타내는 2배 진폭시간의 경우는 Table 4와 같이 Level 2의 최소값이 유인기의 경우에는 8sec로 규정되어 있음에 반해 무인기의 경우는 12sec로 완하 되어 있다. 롤 모드의 최소 시간 응답특성은 Table 5에 정리하였다.

안정도 여유는 모든 페루프 제어기는 이득여유 6dB, 위상여유는 45deg 이상이어야 하며, 시간응답특성에서의 요구조건으로 롤 자세 유지기는 $\pm 1.0\text{deg}$, 방위각 제어기는 Gyro 정밀도에 대하여 $\pm 0.5\text{deg}$ 의 정적 정확도(static accuracy)를 유지하여야 한다. 오버슈트(overshoot)의 요구조건으로 롤 자세 제어기는 20%를 초과하지 않는 1번의 오버슈트내에서 기준 값을 추종하여야 하고, 방위각 제어기의 경우는 1.5deg 이상의 오버슈트가 발생해서는 안된다.

Table 2. Min. Roll-Mode time constant

Flight Phase	Class	Level		
		1	2	3
A	I, IV	1.0	1.4	10
	II, III	1.4	3.0	
B	All	1.4	3.0	
C	I, II-C, IV	1.0	1.4	
	II-L, III	1.4	3.0	

Table 3. Min. Dutch-Roll frequency and damping

Level	Flight Phase	Class	Min ζ_d	Min $\zeta_d \cdot \omega_{n_d}$ (rad/s)	Min ω_{n_d} (rad/s)
1	A	I, IV	0.19	0.35	1.0
		II, III	0.19	0.35	0.4
	B	All	0.08	0.15	0.4
	C	I,II-C,IV	0.08	0.15	1.0
II-L, III		0.08	0.15	0.4	
2	All	All	0.02	0.05	0.4
3	All	All	0.02	-	0.4

Table 4. Spiral : Min. time to double amplitude

Class	Flight Phase	Level		
		1	2	3
I & IV	A	12 sec	12 sec	4 sec
	B & C	20 sec	12 sec	4 sec
II & III	All	20 sec	12 sec	4 sec

Table 5. Min. Roll response requirement

Class	Flight Phase	Level		
		1	2	3
I	A	1.3s@ $\phi_t = 60^\circ$	1.7s@ $\phi_t = 60^\circ$	2.6s@ $\phi_t = 60^\circ$
	B	1.7s@ $\phi_t = 60^\circ$	2.5s@ $\phi_t = 60^\circ$	3.4s@ $\phi_t = 60^\circ$
	C	1.3s@ $\phi_t = 30^\circ$	1.8s@ $\phi_t = 30^\circ$	2.6s@ $\phi_t = 30^\circ$
II	A	1.4s@ $\phi_t = 45^\circ$	1.9s@ $\phi_t = 45^\circ$	2.8s@ $\phi_t = 45^\circ$
	B	1.9s@ $\phi_t = 45^\circ$	2.8s@ $\phi_t = 45^\circ$	3.8s@ $\phi_t = 45^\circ$
	C	1.8s@ $\phi_t = 30^\circ$	2.5s@ $\phi_t = 30^\circ$	3.6s@ $\phi_t = 30^\circ$
	D	1.0s@ $\phi_t = 25^\circ$	1.5s@ $\phi_t = 25^\circ$	2.0s@ $\phi_t = 25^\circ$
III	A	1.5s@ $\phi_t = 30^\circ$	2.0s@ $\phi_t = 30^\circ$	3.0s@ $\phi_t = 30^\circ$
	B	2.0s@ $\phi_t = 30^\circ$	3.0s@ $\phi_t = 30^\circ$	4.0s@ $\phi_t = 30^\circ$
	C	2.5s@ $\phi_t = 30^\circ$	3.2s@ $\phi_t = 30^\circ$	4.0s@ $\phi_t = 30^\circ$
IV	A	1.3s@ $\phi_t = 90^\circ$	1.7s@ $\phi_t = 90^\circ$	2.6s@ $\phi_t = 90^\circ$
	B	1.7s@ $\phi_t = 90^\circ$	2.5s@ $\phi_t = 90^\circ$	3.4s@ $\phi_t = 90^\circ$
	C	1.0s@ $\phi_t = 30^\circ$	1.3s@ $\phi_t = 30^\circ$	2.0s@ $\phi_t = 30^\circ$



Fig. 1. Target UAV (EAV-1 AL)

III. 대상 무인기 및 제어기 구조

3.1 대상 무인기

횡운동 SCAS 제어기의 설계 대상 무인기는 최대이륙중량이 7kg인 EAV-1 AL(Electric Aircraft Vehicle-1 Auto-Landing)로, 날개길이 2.4m, 비행체 길이 1.7m의 소형 무인기이며, 형상은 Fig. 1과 같다. 비행성 규정에서 EAV-1 AL은 무인기 등급 Class I, 비행단계는 Category B를 적용한다.

3.2 횡운동 SCAS 제어기 구조

횡운동 SCAS(Stability and Control Augmentation System) 제어기는 Fig. 2와 같이 롤 자세 유지 제어를 내부루프로 가지며, 방위각 제어기가 외부루프로 구성된다. 지상통제장비(GCS, Ground Control Station)에서의 비행모드 선택에 따라 두 제어기는 기능을 수행하도록 스위칭 되며, 롤 자세 유지 제어기는 각속도 피드백을 가지는 롤 댐퍼(roll damper) 및 더치 롤 특성을 향상시키기 위한 요 댐퍼(yaw damper)를 가지고 있다. 특히, 역요(adverse yaw)를 보상하기 위한 에일러론-러

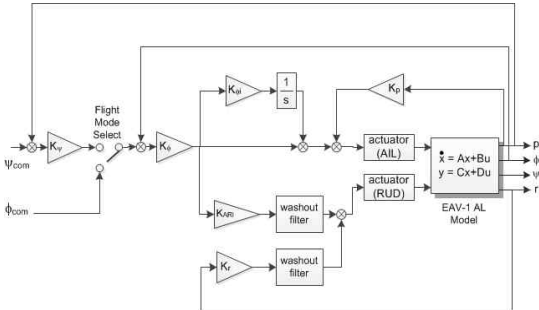


Fig. 2. Lateral SCAS Structure

더 상호연결(ARI, Aileron Rudder Interconnection) 구조를 채택한다. 롤 자세 유지 제어기는 PI 제어기로 설계하며, 방위각 제어기는 P 제어기만으로 구성되는데, 대상 무인기의 구동기는 시간지연이 0.25 sec인 1차 필터로 모델링하고, 에일러론과 러더는 $\pm 20\text{deg}$ 의 조종면 변위에서 saturation limit을 가진다.

IV. 제어기 최적화 결과 및 비교

4.1 최적화 기법

CONDUIT 프로그램의 최대 장점은 현재 비행 제어기 설계에서 유용하게 이용되고 있는 모델 기반 설계(Model-based Design) 프로그램인 Simulink/Matlab을 기반으로 연동된다는 것으로, 제어 이득 최적화는 물론 Bode 선도, Nyquist 선도 및 계단 응답특성 등 제어기 해석에 필요한 통합환경을 제공해주므로 설계과정을 매우 효율적으로 수행할 수 있다.

CONDUIT은 통합 최적화 파라미터 기법(multi-objective parameter optimization)인 FSQP 수치기법을 적용하여 식 (1)과 같이 정의된 목적함수(cost function) 중 최대값을 가지는 함수를 선택하여 이 목적함수가 최소값을 갖도록 식 (2)를 통해 설계변수(dp, design parameter)를 최적해로 찾게된다. 설계변수는 Fig. 2에서 사용하는 6개의 제어이득(K_i)이 되며, 제어기 설계에 구속조건으로 적용할 비행성 규정 및 제어기 설계요구조건 각각이 목적함수 \bar{f}_i 로 정의된다.

설계요구조건이 정의된 목적함수는 롤 모드 이상수 요구조건이나 더치 롤 모드 최소 감쇄계수

$$f = \max[\bar{f}_1, \bar{f}_2, \dots, \bar{f}_{n_{SPEC}}] \quad (1)$$

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

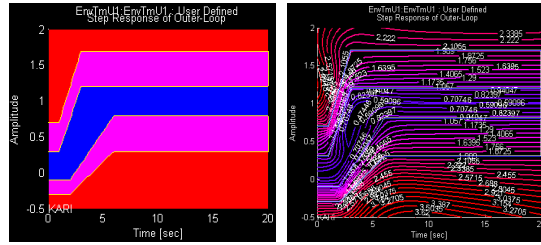


Fig. 3. Contour map of Specification

등이 될 수 있으며, 식 (3)을 통해 정규화(normalization) 시켜 이용하게 된다[12].

$$\bar{f}_i = \frac{f_i - good_i}{bad_i - good_i} \quad (3)$$

Figure 3은 CONDUIT에서 고려한 설계 요구 조건 중 Table 2에 나타난 단위 계단 응답 요구조건을 나타낸 것으로, 목적함수의 값이 비행성 수준에 따라 등고선 형태로 정의되어 있어, 식 (3)에서 비행성 수준 Level 1과 2 사이의 경계값은 $good_i \equiv 1.0$ 으로 정의되고, Level 2와 3사이의 경계값은 $bad_i \equiv 2.0$ 으로 정의되기 때문에 목적함수가 비행성 Level 1을 만족시키는 경우 $\bar{f}_i \leq 0$ 이 된다.

4.2 구속조건

횡운동 SCAS 설계를 위해 고려한 비행성 및 제어기 설계규정은 Table 6에 정리하였다.

CONDUIT 프로그램에서는 총 6개의 specification library를 제공하고 있는데, 고정의 횡운동의 경우는 Table 2~5에서 정의한 비행성 규정이 "Fixed Wing Lateral and Directional" 라이브러리에 정의되어 있다[13]. 고려한 스펙 중 StbMgG1 2개 스펙은 기존 스펙을 수정하여 안정도여유를 보다 강하게 수정한 것으로 이득여유(GM)를 6dB에서 10dB로, 위상여유(PM)는 45deg에서 50 deg로 안정도를 증가시킨 user define 스펙이다. EnvTmU1은 계단응답 특성에 대한 신규 스펙으로 기존의 EnvTmG1이 2차계의 시간응답특성을 일반화시킨 것이기 때문에 실제 횡운동 외부루프인 방위각 제어기의 응답특성 스펙으로 사용하기에는 시간응답 규정이 너무 빠르기 때문에 적절한 시간응답특성을 가지도록 신규 작성한 user define 스펙이다. 이처럼 CONDUIT 프로그램은 사용자가 기존 스펙을 수정하여 사용할 수도 있고, 새로운 스펙을 생성하여 최적화를 수행할 수 있는 기능을 제공하고 있어 설계과정에서 유용성을 가지고 있다.

Table 6. CONDUIT specifications used in controller design

Spec. Name	Description	Source	Channel	Constraint Type
EnvTmG1	Step response	General	Roll	Hard
EnvTmU1	Step response (User Define)	KARI	Heading	Hard
StbMgG1	Gain/Phase margin (User Define)	MIL-F-9490 and KARI	Roll	Hard
StbMgG1	Gain/Phase margin (User Define)	MIL-F-9490 and KARI	Heading	Hard
FrqRoD4	Roll mode time constant	MIL-STD-1797	Roll/Heading	Soft
FrqDrD3	Dutch-Roll frequency	MIL-STD-1797	Roll/Heading	Soft
ReaDrD2	Dutch-Roll zdr^*wdr	MIL-STD-1797	Roll/Heading	Soft
DmpDrD2	Dutch-Roll danping ratio	MIL-STD-1797	Roll/Heading	Soft
FrqSrD2	Spiral mode stability	MIL-STD-1797	Roll/Heading	Soft
RisTmG1	Rise time (10% to 90% of Peak)	General	Roll	Soft
RisTmG1	Rise time (10% to 90% of Peak)	General	Heading	Soft
EigDpG1	Damping ratio	Ames Research Center	Roll	Soft
EigDpG1	Damping ratio	Ames Research Center	Heading	Soft
OvsTmG1	Damping ratio (from peak overshoot)	Ames Research Center	Roll	Soft
OvsTmG1	Damping ratio (from peak overshoot)	Ames Research Center	Heading	Soft

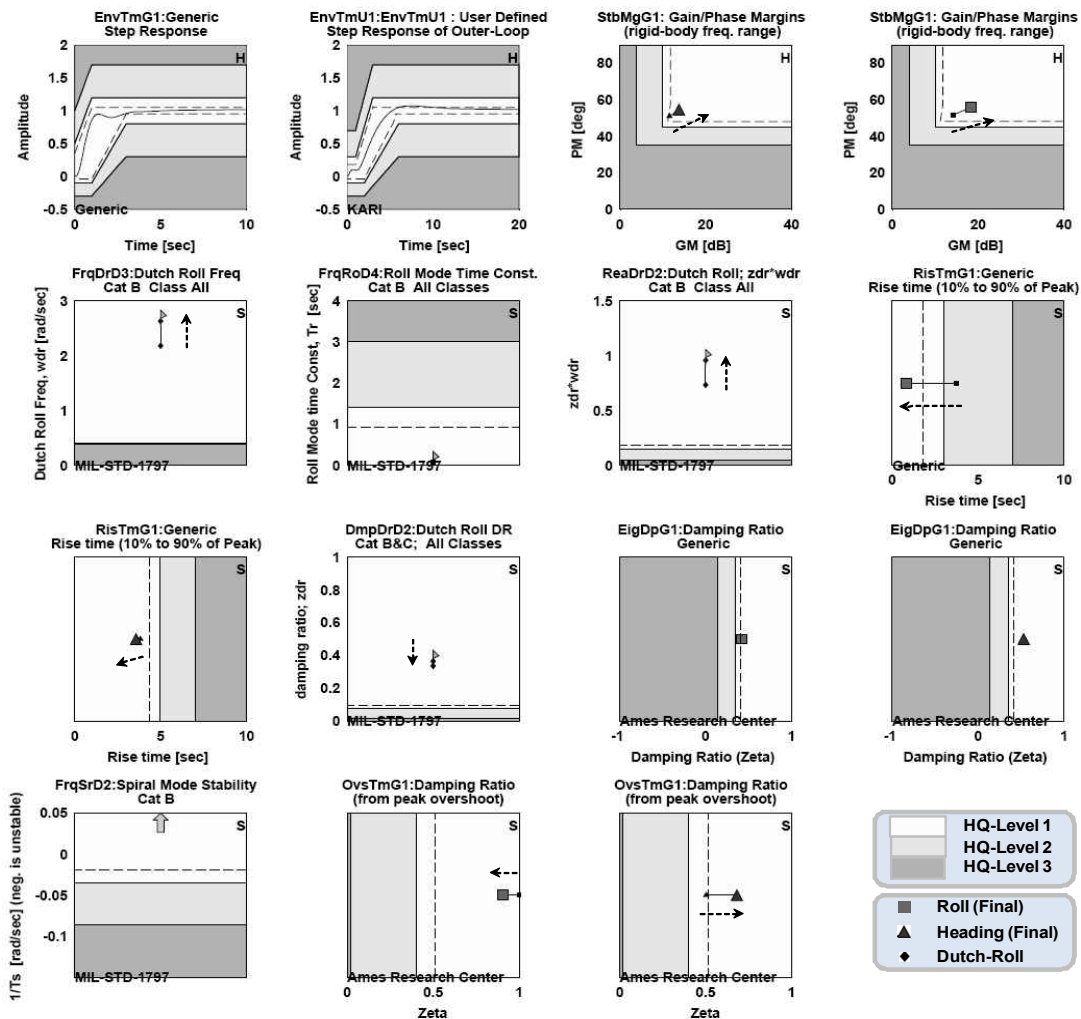


Fig. 4. Comparison of optimization results(case 2) to baseline gain value(case 1)

4.3 제어기 이득 최적화 결과

제어기 이득 최적화 결과를 비교하기 위해 2개의 case를 고려하였다. Case 1은 Baseline 제어기 이득결과로 비행성 규정을 고려치 않고, 롤 자세 및 방위각의 시간응답특성만을 시뮬레이션하며 결정된 경우이고, Case 2는 Table 6의 설계 요구조건을 적용하고 CONDUIT을 활용하여 롤 자세 및 방위각 제어기의 이득을 동시에 최적화한 경우이다. 이득 최적화 결과 및 초기치는 Table 7에 정리하였다.

Case 1의 경우는 Table 8에 나타난 바와 같이 시간응답특성 및 안정도 여유 등 5개의 비행성 수준이 Level 2만을 만족시키기 때문에 Fig. 5와 6의 롤자세 및 방위각 명령에 대한 계단응답 특성에서 오버슈트(overshoot)가 크고, 상승시간(rising time)이 크게 나타난다. Case 2의 경우, 최적화 과정이전의 초기치를 사용하는 경우는 방위각 제어기의 시간응답특성이 Level 3로 Fig. 6에서 추종성능이 현저하게 떨어짐을 확인할 수 있으며, Fig. 5의 롤 자세각 응답특성에서도 정상

Table 7. Optimization results (Gain)

Gain	Case 1		Case 2	
	Initial	Final	Initial	Optimal
K_r	-	12.0	10.0	10.3033
K_p	-	0.1	0.1	0.2484
K_ϕ	-	10	20.0	20.0973
$K_{\phi i}$	-	0.5	0.1	0.6099
K_ψ	-	1.2	0.1	0.8635
$K_{\psi i}$	-	2.0	1.0	1.7654

Table 8. Cost and flying quality level

Spec.	Case 1		Case 2			
		HQ	Initial	HQ	Optimal	HQ
EnvTmG1	9.06E-01	L2	8.98E-01	L2	6.94E-01	L1
EnvTmU1	9.45E-01	L2	2.17E+00	L3	6.96E-01	L1
StbMgG1	7.27E-01	L2	-6.14E+00	L1	3.59E-01	L1
StbMgG1	3.27E-01	L1	-1.89E+00	L1	-7.58E-02	L1
FrqDrD3	-8.79E+01	L1	-1.22E+02	L1	-1.10E+02	L1
FrqRoD4	1.67E-01	L1	1.67E-01	L1	1.67E-01	L1
ReaDrD2	-4.81E+00	L1	-1.04E+01	L1	-7.07E+00	L1
RisTmG1	1.18E+00	L2	1.03E+00	L2	4.67E-01	L1
RisTmG1	4.22E-01	L1	5.73E+00	L3	3.00E-01	L1
DmpDrD2	-3.26E+00	L1	-5.18E+00	L1	-3.74E+00	L1
EigDpG1	6.48E-01	L1	-3.55E-01	L1	6.78E-01	L1
EigDpG1	9.03E-02	L1	-4.41E-01	L1	1.44E-01	L1
FrqDrD2	-9.30E+00	L1	-4.24E+00	L1	-9.30E+00	L1
OvsTmG1	-5.79E+00	L1	-5.79E-01	L1	-3.39E-01	L1
OvsTmG1	7.25E-01	L2	-5.79E-01	L1	2.56E-01	L1
Sum of Cost	-1.05E+02		-1.42E+02		-1.27E+02	

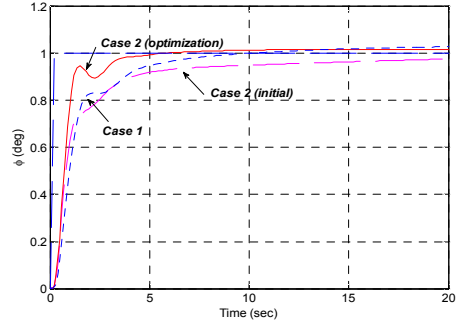


Fig. 5. Comparison of step response (roll controller)

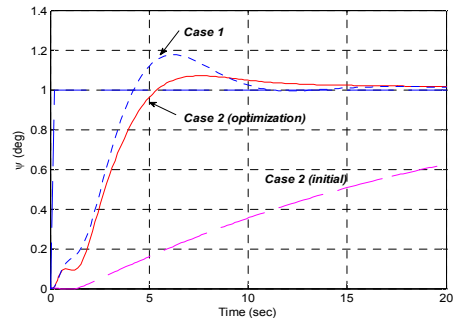


Fig. 6. Comparison of step response (heading controller)

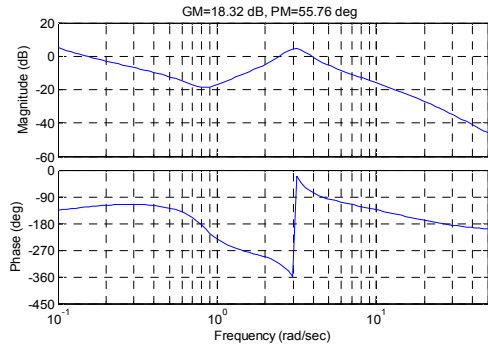


Fig. 7. Bode diagram of aileron control

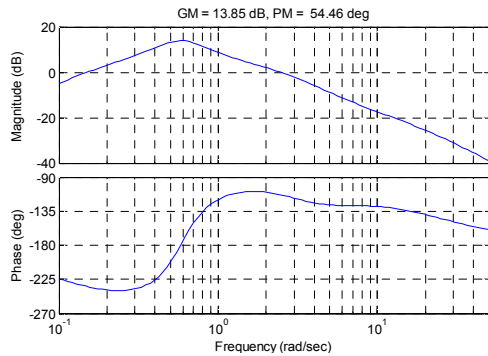


Fig. 8. Bode diagram of rudder control

상태오차(steady-state error)가 크게 존재한다. 최적화를 통해 얻은 Case 2의 결과는 모두 Level 1을 만족하는 결과를 제공하였으며, Table 8의 목적함수 값에서도 가장 우수한 결과를 나타내었다. 최종 설계된 제어기의 보드선도(Bode diagram)은 Fig. 7과 8에 나타내었는데, 에일러론의 경우는 GM = 18.32 dB, PM = 55.76 deg이며, 러더의 경우는 GM = 13.85 dB, PM = 54.46 deg의 안정도 여유를 가진다.

V. 결 론

통합 최적화 프로그램인 CONDUIT을 적용하여 소형 무인기의 횡운동 SCAS를 설계하고, 시간응답특성만으로 설계한 제어기의 성능과 비교하였다. CONDUIT의 가장 큰 장점은 여러 가지 비행성 규정 및 제어기 설계요구조건을 동시에 고려하여 최적화 설계를 수행할 수 있으며, 모델 기반 제어기 설계 프로그램과의 호환성을 기반으로 성능이 우수한 제어기 설계가 가능하며, 설계 과정에서 투입되는 시간을 절감시킴으로서 설계의 효율성을 증대시킬 수 있다는 것이다. 향후 민감도 해석(sensitivity analysis) 및 강건성 해석(robust analysis) 등의 부가적인 해석 기능을 확대 적용하여, 설계된 제어기 해석을 추가 수행하고 최종적으로 비행시험을 수행하여 최종적인 제어기 성능을 확인할 계획이다.

후 기

본 연구는 기초기술연구회에서 지원한 주요사업 “전기비행체 자동비행 핵심기술 연구” 결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌

1) Lee, Sangjong, and Bang, Hyochoong, "Three Dimensional Ascent Trajectory Optimization for Stratospheric Airship Platform in Jet Stream", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 30, No. 5, 2007, pp.1341~1352.
 2) Krishinakumar, K. and Goldberg, D.,

"Control System Optimization using Genetic Algorithms," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol.15, No.3, 1992, pp.735~740.

3) 류혁, 탁민제, "파라미터 최적화기법을 이용한 항공기 제어설계 자동화," *한국항공우주학회지*, 제26권, 제1호, 1998, pp.111~119.

4) 김윤환, 원대연, 탁민제, "유도탄의 오토파일럿 제어이득 최적화를 위한 성능함수 결정," *한국항공우주학회 추계학술발표회*, 2008, pp.1010~1013.

5) Kim, Young-Sam and Tahk, Min-Jea, "Optimization for Flight Control System with Constraints Supplemented Handling Qualities," *Proceedings on 26th International Congress of the Aeronautical Sciences, AIAA*, 2008.

6) Tischler, M. B. 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, 2005, pp.964~978.

7) Downs, J. et al., "Control System Development and Flight Test Experience with the MQ-8B Fire Scout Vertical Take-Off Unmanned Aerial Vehicle (VTUAV)," *Proceedings of the American Helicopter Society 63rd Annual Forum*, 2007, pp.566~592.

8) "Flying Qualities of Piloted Airplanes", MIL- F-8785C, 1980.

9) "Flying Qualities of Piloted Aircraft," MIL-HDBK-1797, 1997.

10) "Flight Control Systems - General Specifications for Design, Installation, and Test of Piloted Aircraft," MIL-DTL-9490E, 2008.

11) "RPV Flying Qualities Design Criteria", AFFDL-TR-76-125, 1976.

12) Nye, W. T. and Tits, A. L., "An Application-oriented, Optimization-based Methodology for Interactive Design of Engineering Systems," *International Journal of Control*, Vol. 43, No. 6, 1986, pp.1693~1721.

13) "CONDUIT Version 5.2 User's Guide", UARC, Moffett Field, 2008.