

論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.8.678>

FBW 헬리콥터 모델 역변환 비행제어법칙 설계 및 검증

김종섭*, 조인제*, 이승덕*, 이한주*

Design and Validation of Model Inversion Flight Control Law
for Fly By Wire Helicopter

Chong-sup Kim* , In-Je Cho*, Seung-Duck Lee* and Han-Ju Lee*

ABSTRACT

The Fly-By-Wire(FBW) flight control system is essential to improve the stability and flying quality of the helicopter. Advanced aerospace companies, such as Bell-Sikorsky (USA) and NHI (European Consortium), have already applied the FBW flight control system to manufacture V-22 and NH-90 helicopters, respectively. This paper addresses the development of control law design using model inversion method improve the hover and low speed handling qualities of helicopter based on BO-105 model in 'Day' and 'Degraded visual environments(DVEs)' in accordance with ADS-33E-PRF. Design parameters are optimized to satisfy the handling qualities specification using Control Designer's Unified Interface (CONDUIT) commercial control law software. The result of the analysis based on CONDUIT and non-real time simulation in-house software, HETLAS (HELicopter Trim Linearization And Simulation) reveals that the provides an efficient mean to achieve Level 1 handling qualities.

초 록

우천, 안개 낀 날씨 및 먼지 등에 의해 시계가 확보되지 않는 비행 환경에서의 헬리콥터의 안정성(stability) 및 비행성(flying quality)을 향상시키기 위해 모델 역변환 제어(Model Inversion Control) 방식의 전자식 비행제어시스템(Fly-By-Wire Flight Control System)의 적용은 필수적이다. 선진 항공사인 미국의 Bell-Sikorsky사와 유럽 컨소시엄인 NHI(NH Industries)사는 FBW 비행제어시스템을 V-22와 NH-90의 헬리콥터 양산에 적용한 바 있다. 본 논문에서는 BO-105 모델을 기반으로 CONDUIT(Control Designer's Unified Interface)을 활용하여 제자리 비행영역에서 모델 역변환 비행제어법칙을 설계하였으며, 헬리콥터 비행 조종성 국제규격인 ADS-33E-PRF를 기준으로 평가하였다. 설계된 비행제어법칙을 CONDUIT과 HETLAS(HELicopter Trim Linearization And Simulation)를 기반으로 평가한 결과, ADS-33E-PRF에서 제시하고 있는 예측 조종성(predicted handling quality) 규격에 대해 비행조종성 Level 1을 만족시킬 수 있었다.

Key Words : FBW(Fly-By-Wire), CONDUIT(Control Designer's Unified Interface), HETLAS(HELicopter Trim Linearization And Simulation), ADS-33E-PRF

† 2012년 05월 08일 접수 ~ 2012년 7월 26일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주산업(주)

교신저자, E-mail : robocskim@koreaaero.co.kr

경남 사천시 사남면 유천리 802번지

I. 서 론

종래의 기계식 헬리콥터는 비행제어의 자동화가 제한적이고, 복잡한 기계장치로 인해 정비 및

기 호

u	동체 중심 x-방향 속도	V_z	수직 속도
v	동체 중심 y-방향 속도	δ_{lat}	가로축 사이클릭 조종변위
w	동체 중심 z-방향 속도	δ_{lon}	세로축 사이클릭 조종변위
p	롤각속도(roll rate)	δ_{ped}	방향축 사이클릭 조종변위
q	피치각속도(pitch rate)	δ_{co}	켈렉티브 조종변위
r	요우각속도(yaw rate)	Z_w	수직속도에 대한 수직력 변화율
θ	피치자세각(pitch attitude)	$Z_{\delta_{co}}$	켈렉티브 변위에 대한 수직력 변화율
ϕ	롤자세각(roll attitude)	A	시스템 행렬
ψ	방향각(heading)	B	제어입력 행렬
ω	주파수(frequency)	A_D	목표(desired)로 하는 A
τ	시정수(time constant)	A_m	모델 역변환에서 산출되는 A

유지 보수가 어렵다. 더구나, 시계가 확보되지 않은 비행 환경에서 제자리 비행(hovering) 시, 비행성(flying quality) 저하가 발생하여 헬리콥터의 안전성 및 임무 능력을 저하시킬 수 있다. 선진 항공사에서는 이러한 문제점을 해결하고 헬리콥터의 비행조종성(flying qualities) 및 안정성(stability)을 보장하기 위해 고도로 발달된 디지털 제어기술에 의한 전자식 비행제어시스템(digital Fly-By-Wire flight control system)을 적용하고 있다. 이러한 헬리콥터 전자식 비행제어시스템 기술은 미국과 프랑스의 유로콥터사가 NH-90, UH-60M 및 CH-47와 같은 군용 헬리콥터 기종에 적용하여 상용화 하였고, 미국의 시콜스키사가 개발한 S-92F 헬리콥터가 민수헬리콥터 최초로 인증 비행시험을 수행하고 있다. 특히, 미국은 운용중인 대다수의 군용헬리콥터의 기계식 시스템을 FBW 시스템으로 대체하는 사업을 추진하고 있다[1]. 헬리콥터 비행제어법칙은 1980년대 미국 NASA(National Aeronautics and Space Administration)의 ADOCS(Advanced Digital Optical Control System) 프로그램을 통하여 개조된 UH-60A Black Hawk에 적용하였다[2,3]. ADOCS에서 개발된 비행제어법칙은 V-22 Osprey 및 RAH-66 Comanche에 적용하였으며, 나아가 AH-64 Apache, UH-60M, CH-47 Chinook 및 S-92 등 다양한 헬리콥터 FBW 비행제어시스템에 활용되고 있다[4-7].

본 논문에서는 BO-105 모델을 기반으로 하여 모델 역변환 제어(Model Inversion Control) 방법을 적용하여 제자리 비행 영역에서 조종성(HQR: Handling Quality Rating) Level 1을 만족하는 비행제어법칙을 설계하고 평가하였다. 비행조종성 평가 기준은 ADS-33E-PRF에 명시되어 있는 제자리 비행에 대한 예측 비행조종성

(predicted flying quality) 평가 기준을 적용하였다[8]. 그리고 설계계수(design parameter)의 최적화와 평가기준의 충족여부는 CONDUIT(Control Designer's Unified Interface)를 활용하였으며, 본 연구에서 개발한 비실시간 6-자유도 시뮬레이션 환경인 HETLAS(Helicopter Trim Linearization And Simulation)와 실시간 X-plane 환경을 이용하여 시간영역의 동특성을 평가하였다[9]. 주파수 및 시간 영역에서의 평가 결과, 모델 역변환 제어 방식의 적용으로 제자리 비행 영역에서 ADS-33E-PRF에서 제시하고 있는 예측조종성 평가 기준에 대해 비행조종성 Level 1을 만족시킬 수 있었다.

II. 개발 환경

헬리콥터 비행제어법칙을 개발하기 위해 Fig. 1과 같이 개발 환경을 구성하였다. 비행제어법칙 구조는 SIMULINK를 SBM(System Build Model) 형태로 설계한다. 제어법칙 내의 주요 설계계수는 선형모델을 적용하여 CONDUIT 기반으로

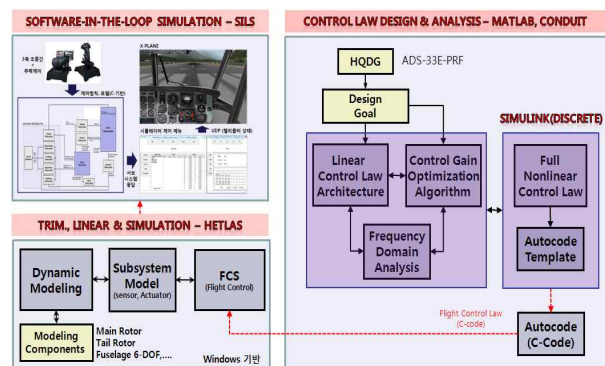


Fig. 1. Flight control law development environment

ADS-33E-PRF에서 제시하고 있는 요구조건을 기준으로 최적화하고 평가한다. 최적화된 설계계수와 블록 형태의 비행제어법칙은 MATLAB 자동 코드 템플릿(autocode template)을 설계하여 자동으로 C-코드화 한다. 생성된 C-코드는 본 연구에서 자체적으로 개발한 비선형 6자유도 시뮬레이션 툴인 HETLAS에 적용하여 시간영역의 동특성을 평가한다[9]. 그리고 응답형태의 모드 전환 등에 따른 영향성을 평가할 수 있도록 X-plane 환경의 소프트웨어 실시간 평가 환경을 구성하였다. 개발된 헬리콥터 비행제어법칙 설계 및 검증 환경은 헬리콥터 모델의 변경 시, 단기간에 비행제어법칙을 효율적으로 개발하고 평가할 수 있도록 개발하였다.

III. 비행제어법칙 설계

3.1 응답 형태(Response Type)

대부분의 헬리콥터 응답 형태는 각속도 또는 수직 속도를 추종하는 변화율 응답형태(rate response type)를 채택하고 있다. 이러한 제어시스템에서 조종사는 원하는 자세각으로 추종을 하기 위해서는 조종간을 이용하여 지속적으로 보상해야하는 어려움이 있다. 더구나 시계가 확보되지 않은 환경(degraded visual environment)에서 지면근처에서 제자리 비행을 할 경우, 조종사의 조종 부담을 증가시켜 비행조종성의 저하로 이어지며, 위험한 상황을 초래할 수 있다. 이러한 문제를 해결하기 위해 ADS-33E-PRF에서는 UCE(Usable Cue Environment)에 따라 응답형태를 요구하고 있다[10].

Fig. 2는 본 연구에서 채택된 응답형태의 구조를 나타낸다. 세로축 및 가로축에는 자세명령/자세각 유지(ACAH: Attitude Command/ Attitude Hold), 방향축에는 변화율 명령/방향각 유지

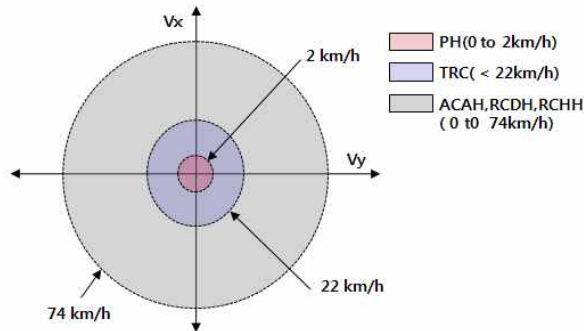


Fig. 2. Response type architecture

(RCDH: Rate Command/Directional Hold)와 고도축에는 변화율 명령/고도 유지(RCHH: Rate Command/Height Hold) 응답 형태를 설계하였다. 그리고 시계가 저하된 비행환경에서 비행조종성을 향상시키기 위하여 PH (Position Hold)와 TRC(Translational Rate Command) 응답 형태를 제자리 비행 근처에 조종사 선택사항으로 적용하였다.

3.2 모델 역변환 제어시스템

모델 역변환 제어시스템은 헬리콥터의 응답 특성이 저차화된 명령모델을 추종할 수 있도록 하여 비행조종성을 향상시키는데 목적이 있다. 제어시스템의 구성은 Fig. 3과 같이 원하는 명령을 생성하는 저차화된 명령모델(command model, $M(s)$), 외란을 억제하고 비행체를 안정화하기 위한 궤환보상(feedback compensation, $E(s)$), 역운동모델(inverse plant, $P^{-1}(s)$) 및 운동모델(dynamics model, $P(s)$)로 구성된다. 이러한 구조의 제어시스템은 역운동모델이 정확하게 표현될 수 있다면 헬리콥터 응답이 명령모델을 오차 없이 추종할 수 있다. 그러나 로터 및 구동기 등과 관련된 고주파수 운동(high frequency dynamics)과 동력학적 트립 효과, 중량(weight) 및 무게 중심(center of gravity)의 효과와 같은 저주파수(low frequency) 특성을 완벽하게 상쇄시키기 어렵다. 따라서 위와 같은 효과로 인해 발생하는 헬리콥터의 응답과 명령모델 간의 오차를 보정하기 위해 피드백 보상을 제공한다. 또한, 고주파수 대역(high frequency band)에서 모델 추종이 용이할 수 있도록 피드백 루프에 명령모델 신호를 지연(equivalent time delay)시킨다.

3.3 명령모델

명령모델은 사용자가 원하는 동적 응답을 생성하는 알고리즘으로 식 (1)과 같이 저차화(low-ordered)하여 구성하였다. 세로축과 가로축에 적용하는 명령 모델은 2차 모델, 방향축과 고도축

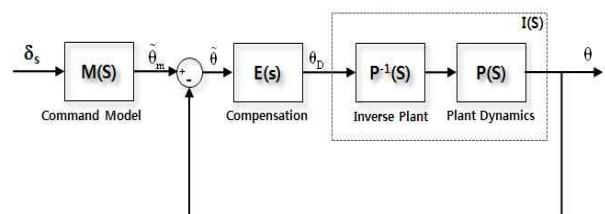


Fig. 3. Model inversion control concept

Table 1. Command model design parameter

	Pitch	Roll	Yaw	Vertical
ω	2.0	3.0		
ζ	0.7	0.7		
τ			0.5	0.5

$$\ddot{\theta}_c + 2\zeta_\theta\omega_\theta\dot{\theta}_c + \omega_\theta^2\theta_c = \omega_\theta^2\theta_{cmd}, \quad \tau_r\dot{r}_c + r_c = r_{cmd} \quad (1)$$

은 1차 모델로 구성하였다. 그리고 명령모델의 설계 계수는 타사 사례를 분석하고 ADS-33E-PRF에 정의된 대역폭(bandwidth) 요구조건을 만족할 수 있도록 Table 1과 같이 선정하였다[6].

3.4 케환보상기

헬리콥터 모델의 고주파수 및 저주파수 특성을 완벽하게 상쇄하기 어려움으로 비행체의 응답과 명령 간의 오차를 보정하기 위해 케환 보상기를 설계하였다. 케환 보상기는 식 (2)와 같이 비례-미분-적분(PID: Proportional-Integral-Derivatives) 제어기를 적용하였다.

$$\begin{bmatrix} \ddot{V} \\ \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{r} \end{bmatrix}_D = \begin{bmatrix} \ddot{V} \\ \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{r} \end{bmatrix}_m + \begin{bmatrix} K_h\tilde{h} + K_{hi}\int\tilde{h}dt + K_w\tilde{V} \\ K_\phi\tilde{\phi} + K_{\phi i}\int\tilde{\phi}dt + K_p\tilde{p} \\ K_\theta\tilde{\theta} + K_{\theta i}\int\tilde{\theta}dt + K_p\tilde{q} \\ K_\psi\tilde{\psi} + K_{\psi i}\int\tilde{\psi}dt + K_r\tilde{r} \end{bmatrix} \quad (2)$$

3.5 역운동모델

모델 역변환 제어는 이론상으로는 정확한 공력 데이터가 제공된다면 설계계수의 스케줄링이 필요 없는 시스템이다. 본 연구에서 사용되는 역운동모델은 비선형시스템을 선형시스템으로 변환하여 다음과 같이 구성하였다.

동체축(body frame)에 대한 각속도와 오일러 변화율의 관계는 식 (3)과 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\dot{\theta}c\theta \\ 0 & -\dot{\phi}s\phi & -\dot{\theta}s\theta s\phi + \dot{\phi}c\theta c\phi \\ 0 & -\dot{\phi}c\phi & -\dot{\theta}s\theta c\phi + \dot{\phi}s\theta s\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s\theta \\ 0 & c\phi & c\theta s\phi \\ 0 & -s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix}_D \quad (3)$$

식 (3)을 정리하면 식 (4)와 같이 원하는 $\dot{p}_D, \dot{q}_D, \dot{w}_D, \dot{r}_D$ 을 얻을 수 있다.

$$\dot{w}_D = \frac{\dot{V}_D + u\dot{\theta}c\theta}{c\phi c\theta}, \quad (4)$$

여기서, $\dot{V}_D = -us\theta + (vs\phi + wx\phi)c\theta$

$$\dot{p}_D = \dot{\phi}_D - A$$

$$\text{여기서 } \frac{\dot{\theta}s\phi s\theta + r_D s\phi + \dot{\phi}\dot{\psi}c\theta + \dot{\theta}\dot{\phi}c\phi s\theta + \dot{\phi}\dot{\psi}s\theta s\phi c\theta}{c\theta c\phi}$$

$$\dot{q}_D = \frac{\dot{\theta}_D + r_D s\phi + \dot{\phi}\dot{\psi}c\theta}{c\phi}$$

$$\dot{r}_D = \dot{r}$$

식 (4)와 헬리콥터 동역학 모델을 활용하면 일정한 로터 속도를 가진 헬리콥터의 제어입력에 대한 역운동모델은 식 (5)와 같이 구할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \delta_{lat} \\ \delta_{lon} \\ \delta_{ped} \end{bmatrix} = B_{22}^{-1} \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix}_D - A_{21} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} - A_{22} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} - A_{23} \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} - B_{21}\delta_{co} \quad (5)$$

$$\delta_{co} = \frac{w_D - Z_w w}{Z_{\delta_{co}}}$$

IV. 설계계수 최적화

복잡한 제어시스템에서 설계계수를 설계자가 시행착오(trial and error)를 통해 설계하는 것은 개발기간의 증가로 이어지며, 이는 개발 비용을 증가시킨다. 따라서 본 연구에서는 비행제어법칙 개발 소프트웨어인 CONDUIT을 활용하여 설계계수를 최적화하고 평가하였다. 본 틀에서 제공하는 규격(specification)은 MIL-F-8785C를 근간으로 하는 고정익 설계 규격서, ADS-33E-PRF를 근간으로 하는 회전익 설계 규격서 및 제어기 설계에 공통으로 적용하는 일반적인 규격으로 구분할 수 있다. 각각의 규격은 Hard(H), Soft(S), Objective(O), Check 제약(constraint)으로 설계자의 제어법칙 설계 목적에 따라 설정할 수 있다. 설계자로부터 설정된 제약 조건에 의해 최적화는 단계적(Phase 1 ~ 3)으로 설정된 규격을 만족하도록 설계계수를 최적화한다.

4.1 최적화 방향

본 연구에서는 CONDUIT에서 제공하는 설계 규격을 적용하여 설계계수를 최적화 하였다. 표 2는 설계계수 최적화 및 해석에 적용한 규격을 나타낸다. 헬리콥터의 안정성과 관련된 안정도 여유(stability margin)와 고유값(eigenvalue) 규격은 Hard 제약 조건으로 설정하였으며, 비행성과 관련된 감쇄비(damping ratio), 대역폭(bandwidth), 외란(disturbance)에 대한 강건성

Table 2. CONDUIT specification for optimization

Requirement	Source	Spec. Name	Channel	Const. Type
Eigenvalues	Ames	EigLcG1	All	Hard
Stability Margin	9490D	StbMgG1	All	Hard
Damping Ratio	Ames	EigDpG1	All	Soft
Bandwidth	ADS-33	BnwAtH1	P,R,Y	Soft
Dist. Rejection BW	Ames	DstBwG1	All	Soft
Dist. Rejection Peak	Ames	DstLoG1	All	Soft
Crossover Frequency	Ames	CrslLnG1	All	Objective
Actuator RMS	Ames	RMSAcG1	All	Objective
Pitch-Roll Coupling	ADS-33	CouPRH2	P,R	Check
		CouPRH1		
Heave Response	ADS-33	FrqHeH2	H	Check
Generic Step Response	Ames	EnvTmG1	All	Check
Dist. Response	Ames	DstNmG1	All	Check
Pitch Rate Mod. Agility	ADS-33	MaxPiH2	P	Check
Roll Rate Mod. Agility	ADS-33	MaxRoH2	R	Check
Yaw Rate Mod. Agility	ADS-33	MaxYaH2	Y	Check
Roll Quickness	ADS-33	QikRoH2	R	Check
Pitch Quickness	ADS-33	QikPiH2	P	Check
Yaw Quickness	ADS-33	QiYaH2	Y	Check
Damping Ratio Att. Hold	ADS-33	OvsPiH1	P,R,Y	Check

※ P:Pitch, R:Roll, Y:Yaw, H: Heave

등의 규격은 Soft 제약 조건으로 설정하였다. 그리고 분할주파수(crossover frequency)와 작동기 사용에 대한 규격은 Objective 제약 조건, 민첩성(agility)과 각 축의 연계(cross coupling)에 대한 규격은 Check 제약 조건으로 하여 설계계수를 최적화하였으며, 이를 기반으로 평가하였다.

4.2 초기 설계계수

CONDUIT은 설계계수(design parameter)의 초기값에 따라 최적해가 다양하며, 수렴 여부도 초기값에 따라 결정된다. 따라서 설계계수는 고전적인 제어 기법(classical control method)을 적용하여 초기값을 적절하게 선정하는 것이 필요하다. 본 연구에서는 1987년 Tischer에 의해 제안된 계산법을 적용하여 초기 설계계수를 설정하였다 [11]. 세로축으로 달성할 수 있는 최대 분할 주파

수 $\omega_{c\theta}$, 시간 지연 τ_θ , 세로축 조종미계수(control derivatives) $M_{\delta_{lin}}$ 및 설계계수와의 관계는 식 (6)과 같다.

$$\omega_{c\theta} = \frac{0.370}{\tau_\theta}, \quad \frac{K_\theta}{K_q} = 0.442\omega_{c\theta}, \quad K_\theta = \frac{\omega_{c\theta}^2}{2.48M_{\delta_{lin}}} \quad (6)$$

식 (6)을 활용한 설계계수 설계는 CONDUIT를 활용하여 설계계수를 최적화하는데 좋은 시발점이 된다.

4.3 설계계수 최적화 결과

Table 3은 Table 2에서 제시된 규격을 만족하는 설계계수의 최적화 결과를 나타낸다. 초기에 가로축 명령 모델의 주파수를 2.0으로 설정하고 최적화를 수행한 결과, 설계계수의 최적화만으로는 롤 신속성(roll quickness) 규격을 만족시킬 수 없었다. 이에 롤축 명령 모델의 주파수를 3.0으로 증가시켜 최적화를 수행한 결과, 롤 신속성 규격을 만족시킬 수 있었다. 그리고 외란(disturbance)에 대한 강건성을 고려하지 않고 최적화를 했을 경우, 안정도 여유, 감쇄, 민첩성 등의 규격을 모두만족시킬 수 있었으나, 외란에 취약한 설계계수를 생성하였다. 따라서 CONDUIT를 활용하여 설계계수를 설계할 경우에는 안정도 관점에서 외란에 의한 헬리콥터 응답에 대한 규

Table 3. Optimized controller gains

Gains	Description	Opt. Gains
K_n	Vertical proportional gain	7.051090
K_{ni}	Vertical integral gain	0.935310
K_w	Vertical derivatives gain	1.600000
$K_{\phi p}$	Lateral proportional gain	13.10450
$K_{\phi i}$	Lateral integral gain	1.028890
K_ρ	Lateral derivatives gain	14.17720
K_θ	Longitudinal proportional gain	9.400560
$K_{\theta i}$	Longitudinal integral gain	0.627563
K_q	Longitudinal derivatives gain	6.587240
K_ψ	Directional proportional gain	5.919260
$K_{\psi i}$	Directional integral gain	1.027350
K_r	Directional derivatives gain	1.600000
K_u	Longitudinal velocity proportional gain	0.05000
K_{ui}	Longitudinal velocity integral gain	0.000799
K_v	Lateral velocity proportional gain	0.050000
K_{vi}	Lateral velocity integral gain	0.000799
K_x	Longitudinal position proportional gain	0.20000
K_{xi}	Longitudinal position integral gain	0.000496
K_y	Lateral position proportional gain	0.20000
K_{yi}	Lateral position integral gain	0.00049

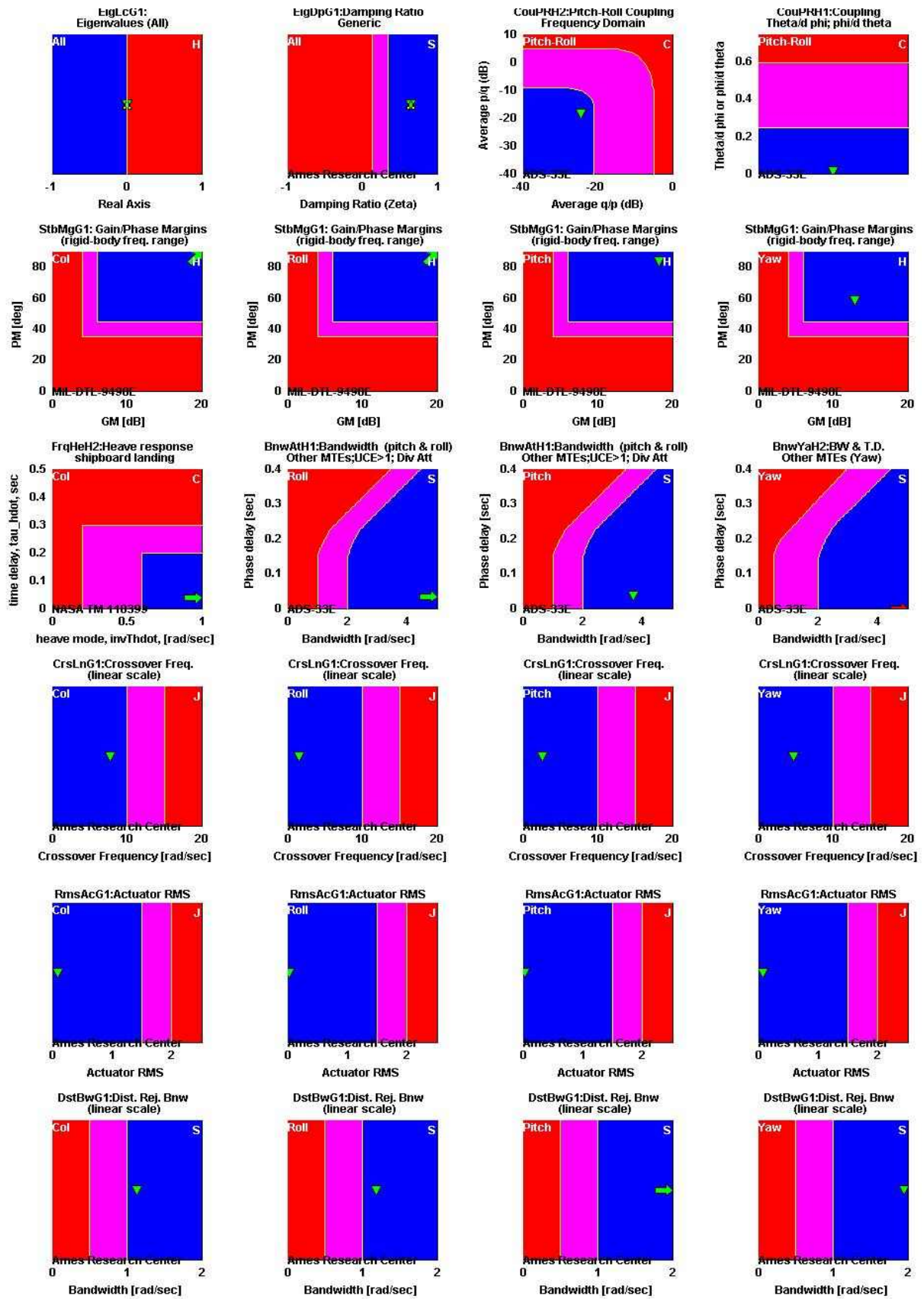


Fig. 4. CONDUIT analysis result(1/2)

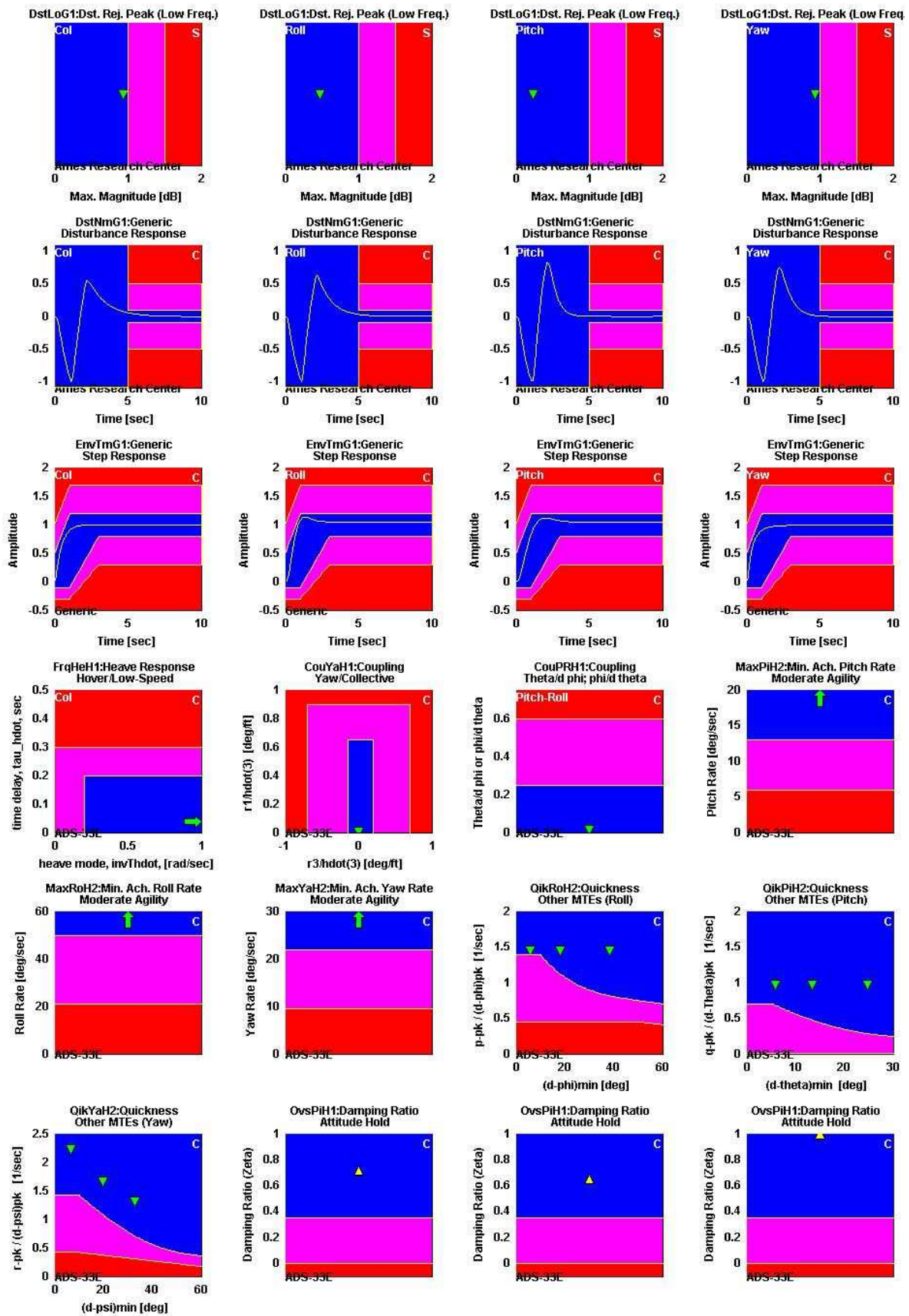


Fig. 5. CONDUIT analysis result(2/2)

격을 도입하여 설계 계수를 최적화 하여야 할 것이다. 또한, 모델 역변환 기법을 적용하여 선형화 행렬 전체를 역변환하여 적용할 때의 이점은 대부분의 연계효과를 별도의 제어기를 설계하지 않고서도 제거할 수 있었다. 모델 추종 제어법칙과 같은 경우에는 오차보상기가 제어기 후반에 위치하여 역변환 모델의 결과에 보상되는 구조로 각 축 간의 연계효과를 제거하기 위해 연계제거(decoupler) 알고리즘을 설계하여야 한다.

V. 평 가

5.1 CONDUIT 평가

Fig. 4와 5는 최적화된 설계계수를 기반으로 CONDUIT을 활용하여 평가한 결과를 나타낸다. 초기 조건의 설계계수로는 ADS-33E-PRF에서 제시하는 비행조종성 Level 1을 만족시킬 수 없었으나, CONDUIT으로 최적화를 수행한 후에는 전 규격에 대해서 비행조종성 Level 1을 만족시킬 수 있었다. 모델 역변환 제어 구조에서 역운동모델을 3.5절에서 설명한 바와 같이 헬리콥터 모델의 연계특성을 포함함으로 특별한 연계 제거 알고리즘(decoupling algorithm) 없이 연계효과에 대한 규격을 만족시킬 수 있었다. 방향축 위상여유(phase margin)가 다른 축보다 다소 작은 것으로 보이나 요구도는 Level 1을 만족하는 것으로 나타났다. 롤축으로의 신속성은 설계계수의 최적화로는 규격을 만족시킬 수 없었으며, 이를 만족시키기 위해 롤축에 대한 명령 모델의 주파수를 2.0에서 3.0으로 증가시킨 결과, 롤 신속성을 Level 1으로 만족시킬 수 있었다.

5.2 응답형태에 따른 응답특성 평가

본 절에서는 ACAH, RCDH, RCHH, TRC 및 PH 명령 형태에 따른 응답특성을 평가하였다. Table 4는 응답 형태에 따른 헬리콥터 응답 특성을 나타낸다. 조종사 계단 명령에 대해 ACAH는 자세각을 추종, RCDH와 RCHH는 변

Table 4. Characteristic of helicopter response type

Res.Type	Response Characteristics				
	Cmd.	Att.	Rate	Vel.	Pos.
ACAH	Att	Tracking	-	-	-
RCDH	Rate	-	Tracking	-	-
RCHH	Rate	-	Tracking	-	-
TRC	Vel	-	-	Tracking	-
PH	Pos	-	-	-	Hold

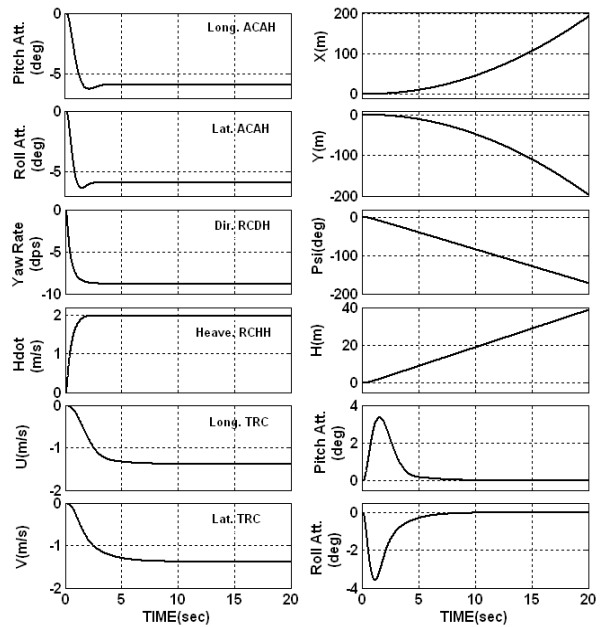


Fig. 6. Simulation result to step input for response type

화율을 추종, TRC는 속도를 추종하고 PH는 헬리콥터의 위치를 유지하는 명령 형태이다. Fig. 6은 계단 명령에 대한 각각의 응답 형태에 대한 헬리콥터 응답을 나타낸다. 시뮬레이션 결과, 조종 명령에 대하여 명령 형태에 따라 응답의 추종이 용이하다는 것으로 확인 할 수 있었다.

5.3 상사성 검증

헬리콥터 선형 모델을 기반으로 설계된 비행제어법칙은 CONDUIT 평가 환경에서 ADS-33E-PRF 규격을 만족하는 것을 확인하였다. 선형 모델 환경에서 설계된 제어법칙을 비선형 6-자유도 평가 환경인 HETLAS에 적용하여 동일 조종 입력에 대한 응답의 상사성(similarity)을 확인함으로써 CONDUIT 해석결과의 타당성을 검증하였다. 검증방법은 제자리 비행영역에서 각 축으로 계단(step) 명령 및 가진(doublet) 명령을 가하여 나오는 응답 특성을 선형 모델을 기반으로 한 시뮬레이션 결과와 상호 비교하였다. 표 5는 제자리 비행영역에서 수행한 시뮬레이션 방법과 결과를 제시한다. 시뮬레이션 결과, 조종 입력에 대한 응답 특성이 명령 형태에 따라 추종이 용이하다는 것을 확인할 수 있었다. 그리고 비선형 6-자유도 모델을 활용하여 시뮬레이션을 수행한 결과와 선형 모델을 기반으로 시뮬레이션을 수행한 결과가 상사성을 갖는다는 것을 확인하였다. 본 절에서는 대표적으로 3가지 영역에 대한 결과를 도시한다.

Fig. 7은 RCHH 응답 형태에서 고도축으로 가진 명령을 주었을 때의 응답 특성을 나타내는데, 고도축 속도의 감쇄비 정도가 1-오버슈트 이내로 만족스럽다는 것을 확인할 수 있으며, 가진 후에는 고도가 유지된다는 것을 확인할 수 있다. Fig. 8은 ACAH 응답형태에서 가로축 계단 명령에 대한 응답 특성을 비교한 결과를 나타낸다. ACAH 응답형태에서 계단 명령에 대해 헬리콥터는 목표로 하는 롤자세각을 추종함을 확인할 수 있었다. Fig. 9는 TRC 응답형태에서 세로축 계단 명령에 대한 응답 특성을 비교한 결과를 나타낸다. TRC 모드에서는 속도를 추종하는 응답

형태임으로 주어진 계단 명령에 대해 전진 방향의 속도를 유지하는 것을 확인할 수 있다. 그리고 위의 시뮬레이션 결과는 CONDUIT에서 선형 모델로 시뮬레이션 결과와 HETLAS에서 비선형 6-자유도 모델로 시뮬레이션을 수행한 결과가 상사성을 갖는다는 것을 확인할 수 있었다. 이는

Table 5. Result of simulation similarity

CommandType			Res. Type	Response Tracking	Similarity
Axis	Type	Mag.			
Pitch	Step	-0.1	ACAH	Att. Hold	O
Roll	Step	0.1	ACAH	Att. Hold	O
Pitch	Step	-0.1	TRC	Vel. Hold	O
Roll	Step	0.1	TRC	Vel. Hold	O
Yaw	Step	0.1	RCDH	Att. Hold	O
Heave	Step	±0.2	RCHH	Att. Hold	O
Pitch	Doublet	±0.2	ACAH	Att. Hold	O
Roll	Doublet	±0.2	ACAH	Att. Hold	O
Yaw	Doublet	±0.2	RCDH	Att. Hold	O
Heave	Doublet	±0.2	RCHH	Att. Hold	O

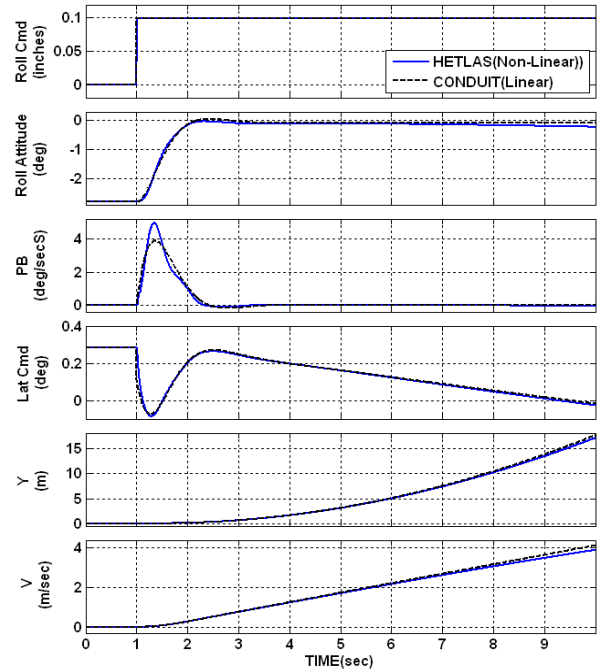


Fig. 8. Simulation result for roll step input(ACAH)

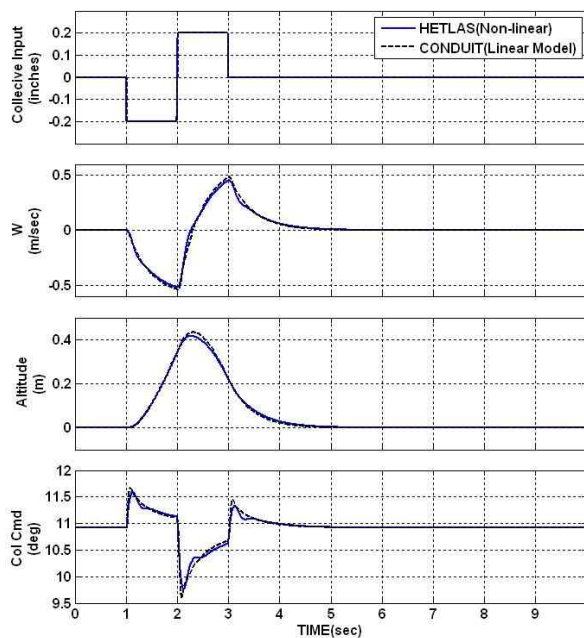


Fig. 7. Simulation result for vertical doublet input(RCHH)

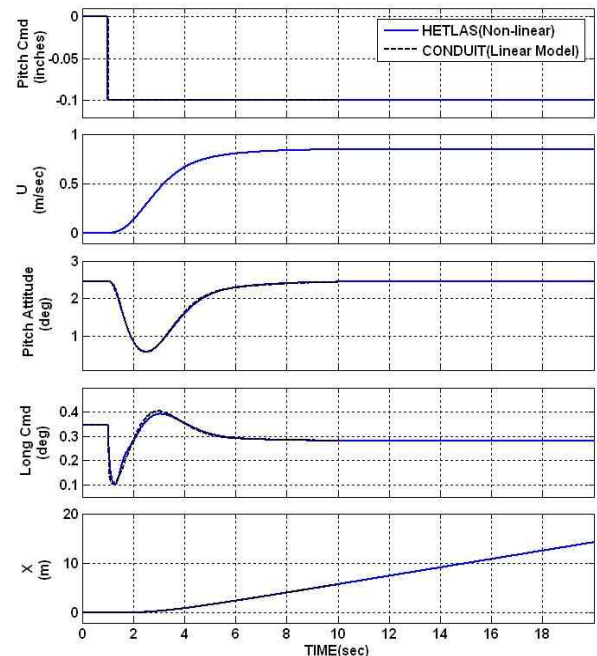


Fig. 9. Simulation result for pitch step input(TRC)

헬리콥터의 선형모델을 기반으로 하여 ADS-33E-PRF 기준으로 CONDUIT 환경에서 주파수 및 시간 영역에서 수행한 해석 결과의 타당성을 간접적으로 확인 할 수 있었다.

VI. 결 론

해외 선진 항공업체에서는 헬리콥터의 비행조종성 및 안정성을 보장하기 위해 ADS-33E-PRF 기준을 충족할 수 있도록 고도로 발달된 디지털 제어기술에 의한 전자식 비행제어시스템을 적용하고 있다. 특히, 시계가 확보되지 않는 제자리 비행 영역에서는 모델기반의 제어법칙 설계를 통해 비행조종성(Handling Quality Rating: HQR) Level 1을 확보하고 있다.

본 논문에서는 모델기반의 헬리콥터 비행제어법칙 개발환경을 구성하였으며, BO-105 선형모델을 기반으로 하여 모델역변환제어(Model Inversion Control) 방법을 적용하여 제자리 비행 영역에서 비행제어법칙을 설계하고 검증하였다. 설계계수의 최적화는 CONDUIT를 기반으로 ADS-33E-PRF에서 제시된 규격을 만족할 수 있도록 설계하였다. 그리고 비선형 시뮬레이션 환경인 HETLAS를 개발하여 시간 영역에서의 응답 특성과 상사성을 검증하여 설계된 제어법칙의 신뢰성을 검증하였다. 평가 결과, CONDUIT 활용하여 설계된 비행제어법칙은 제자리 비행영역에서 ADS-33E-PRF에 명시된 HQR Level 1을 만족하는 것을 확인할 수 있었다. 본 논문에서 제시된 비행제어법칙의 설계 결과는 향후 국내에서 개발 예정인 FBW 헬리콥터 제어시스템에 적용하여 비행조종성을 향상시킬 계획이다.

후 기

본 연구는 지식경제부가 주관하는 산업융합원천기술개발사업(신산업·주력산업)의 일환으로 수행되었으며 연구를 지원해주신 관계자 여러분께 감사드립니다.

참 고 문 헌

1) "Impossible to Resist; The Development of Rotorcraft Fly-By-Wire Technology", AHS 60th Annual Forum, 2004

2) Kenneth H. Landis, Steven I. Glusman, "Development of ADCOS Controllers and Control Law", NASA Contractor Report 177339

3) Glusman, S.G., et al., "Handling Qualities Evaluation of the ADOCS Primary Flight Control System," American Helicopter Society 42nd Annual Forum, Washington, DC, June 1986.

4) Landis, K.H., J.M. Davis, C. Dabundo, J.F. Keller, "Advanced Flight Control Technology Achievements at Boeing Helicopters," International Journal of Control, Vol. 59, No. 1, 1994, pp. 263-290.

5) Boczar, B., D. Borgstrom, and P. Everett, "Key Aspects and Attributes of the RAH-66 Comanche Flight Control System," American Helicopter Society 55th Annual Forum, Montreal, Canada, 1999.

6) Tischler, M.B., Blanken, C.L., Cheung, K.K., Swee, S.S.M., Sahasrabudhe, V., and Faynberg, A., "Optimization and Flight Test Results of Modern Control Laws for the UH-60 Black Hawk," American Helicopter Society 4th Decennial Specialists'

7) Harding, J., Moody, S., Jeram, G., Mansur, M., Tischler, M., "Development of Modern Control Laws for the AH-64D in Hover/Low Speed Flight," Proceedings of the 62nd Annual Forum of the American Helicopter Society, Phoenix, Arizona, May 9-11, 2006.

8) "Aeronautical Design Standard Performance Specification Handling Qualities Requirements for Military Rotor Craft", ADS-33E-PRF, 21 March, 2000

9) 윤영훈, 양창덕, 김창주, 조인제, "헬리콥터 FBW 시스템 개발을 위한 비행역학 프로그램 (HETLAS)," 한국항공우주학회 2012년 춘계학술대회, 하이원 리조트, 강원도

10) "CONDUIT® Version 4.1 User's Guide," Raytheon, Report. ITSS 41-071403, Moffet Field, CA, July 2003.

11) Tischler M. B., "Digital Control of Highly Augmented Combat Rotorcraft" NASA-TM 88346, 1987.