한국군사과학기술학회지 제14권 제6호, pp. 1026~1030, 2011년 12월

학술논문 항공기 부문

한국형 공중 시뮬레이터 항공기 연구

Study on Korean In-Flight Simulator Aircraft

고 준 수* 안 종 민* 박 성 수**
Joon Soo Ko Jong Min Ahn Sungsu Park

Abstract

This paper presented here contains development of variable stability system(VSS) control laws for the KIFS (Korean In-Flight Simulator) aircraft to simulate the dynamics of F-16 aircraft. Development of VSS Control law for pitch rate, roll rate, yaw rate simulation for three specified flight conditions using Model Following Technique with rate feedback autopilot for stability provision. The direct lift force controller was also added to the developed VSS control law to simulate the pitch rate and normal g-load simultaneously. The simulation results show high accuracy of F-16 aircraft's pitch, roll, yaw rate and g-load simulation.

Keywords : Variable Stability System, In Flight Simulation, Control Law, Model Following, Fly by Wire

1. 서 론

항공기 조종의 전적인 권한을 갖는(Full Authority) 전자식 비행제어방식(Fly-By-Wire)의 비행제어계통이 적용됨에 따라 지상 모의 비행시험과 함께 공중모의 비행시험 기법이 신규개발 항공기의 비행제어 설계 입증 수단으로 널리 이용되고 있다.

공중모의 비행시험은 비행 안전성이 검증된 항공기를 공중 시뮬레이터(IFS : In-Flight Simulator)항공기로 이용하여 개발 중인 항공기의 비행특성을 실제 비행을 통해 시험하는 기법으로서, 지상 시뮬레이션에 비해 보다 현실적인 시험 조건을 제공할 수 있는 것이 장점이다[1].

공중모의 비행시험을 수행하기 위해서는 IFS 고유의 비행제어계통과 실험대상 항공기의 제어계 및 항공기 모델이 탑재된 비행조종컴퓨터 간 비행제어 권한을 비행 중 안전하게 전환하기 위한 비행제어 권한 기술과 IFS가 실험대상 항공기와 동일한 비행운동특성을 갖도록 하는 가변안정성시스템(VSS : Variable Stability System) 설계 기술이 요구된다.

미국에서는 1995년 F-16 항공기에 '응답 되먹임(Response Feedback)' 기법의 VSS를 적용한 IFS인 NF-16D VISTA(Variable In-Flight Simulation Test Aircraft)를 개발하였고, 러시아에선 Su-27 항공기에 '모델 추종(Model Following)' 기법의 VSS를 적용하여 3축의 각속도와 n_z를 모사할수 있는 Su-27 IFS(In Flight Simulator) 항공기를 보유하고 있으며, 이를 이용하여 F-22 Raptor, F-35 JSF, Su-35 등 첨단 항공기의 공중모의 비행시험과 재형상 설계 기법, 공중 급유 기술 등 다양한 비행

† 2011년 9월 2일 접수~2011년 11월 25일 게재승인
* 국방과학연구소(ADD)
** 세종대학교
책임저자 : 고준수(kobows@hanmail.net)

제어기술의 검증에 활용하고 있다[2,3].

국내에서는 2003년, 초기 고등훈련기 형상을 대상으로 최대 불안정 영역과 착륙 접근 영역의 비행특성을 롤(Roll)/피치(Pitch)/요(Yaw) 각속도 추종의 VSS를 이용하여 공중모의 비행시험을 통해 비행성능을 평가 하였으며[4], 2008년, MIL-STD-1553 통신 방식으로 연동되는 두 비행조종컴퓨터 간 비행 중 안전하게 전환하기 위한 비행제어 전환 기술 연구가 수행되었다[5].

본 연구는 미국의 NF-16D VISTA와 러시아의 Su-27 IFS와 같은 첨단 공중모의비행시험기에서 적용하고 있는 4-parameter(Pitch/Roll/Yaw Rate & n_z) 추종 VSS를 설계하고, 이를 한국형 공중 시뮬레이터(KIFS : Korean In-Flight Simulator) 항공기에 적용함으로써 동 시뮬레이터 항공기의 공중모의 비행시험 능력을 확인하기 위한 목적으로 수행되었다.

2. 시험대상항공기 수학적 모델

본 연구는 한국형 전투기 등 미래 첨단 항공기 개발 시 공중모의비행시험을 통한 비행특성의 조기 검증 능력을 확보하기 위한 목적으로 수행되고 있다. 따라서 전투기급의 기동성을 갖춘 항공기를 시험 대상 항공기로 선정하는 것이 본 연구의 목적에 부합하여 시험대상 항공기로서 F-16을 선정하여 F-16 비선형 모델을 이용하였다[6].

종축 제어기는 피치 각속도 추종의 비례-적분 제어 법칙 구조로 설계하였으며, 계단 형태의 조종입력에 대하여 과도 응답이 적도록 제어 이득을 설계하였다. 이를 통해 Up and Away 형상에서 Nz 추종 제어법칙과 피치 각속도 응답이 큰 과도응답 특성을 갖는 KIFS와 서로 상이한 비행특성을 갖도록 하였다.

다음의 Fig. 1은 시험대상 항공기(F-16)의 피치 더블렛 조종 명령과 롤 더블렛 조종 명령에 대한 응답 특성을 그래프로 나타낸 것이다.

3. VSS 설계

가. KIFS 항공기 특성

VSS의 성능은 KIFS 항공기의 기체 특성에 의해 결정된다. 공중모의 비행시험 능력이 IFS 항공기의 물리적인 조종/안정성의 한계를 초과할 수 없기 때문이다.

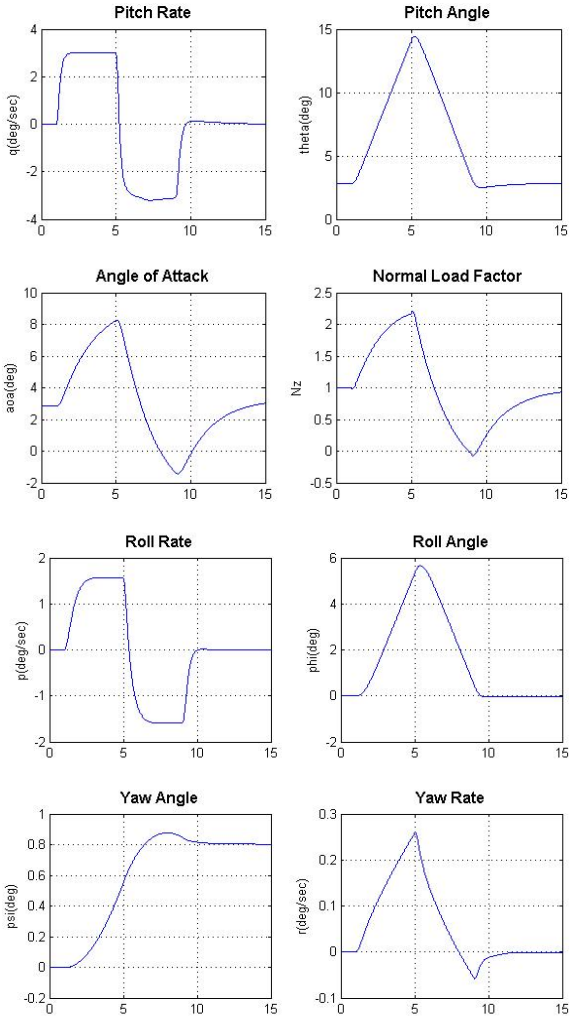

Fig. 1. 시험대상 항공기 시간 응답 특성

본 연구에서는 초음속 전투기급의 비행성능을 가진 항공기를 KIFS로 적용하였다.

KIFS는 에일러론과 플랩의 기능이 결합된 플래퍼론(Flaperon)과 all movable 테일러론(Taileron), 러더(Rudder) 등 총 5개의 주 조종면을 가지고 있고, 비행 조건에 따라 최적의 에어포일 형상을 유지하도록 스케쥴링되는 앞전플랩과 스피드브레이크가 장착되어 있다.

나. VSS 제어기 설계

4-parameter(Pitch/Roll/Yaw Rate & n_z) 추종 VSS를 설계하기 위해서는 전통적인 엘리베이터, 에일러론, 러더를 이용한 3축 제어 수단 외에 독립적인 양력 제어

수단을 추가하여야 한다.

VSS 제어기 설계를 위하여 다음과 같은 선형, 시불변 상태방정식으로 시험대상 항공기와 KIFS 항공기를 표현한다.

$$\dot{x}_p = A_p x_p + B_p u_p \qquad \dot{x}_m = A_m x_m + B_m u_m$$
$$y_p = C_p x_p \qquad y_m = C_m x_m$$

상기의 식에서 첨자 p는 KIFS 항공기를 m은 시험대상항공기(F-16)를 의미한다.

VSS의 설계 목적은 임의의 시간 t에서 두 항공기의 상태 변수가 일치하는 것이므로, VSS의 목적식을 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$x_p(t) = x_m(t) \ , \qquad \dot{x}_p(t) = \dot{x}_m(t)$$

모델추종제어기는 주 제어기(Main Control Law)과 오차 보정을 위한 오차 보정 제어기로 이루어지는데, 상기의 목적식으로부터 n_z를 추종하는 모델추종제어기에서 주 제어입력의 설계 과정은 다음과 같다.

$$\dot{n}_{z_m} = \dot{n}_{z_p}$$
$$\dot{n}_z = n_{z_\alpha}\dot{\alpha} + n_{z_{\delta_e}}\dot{\delta}_e + n_{z_{\delta_{tef}}}\dot{\delta}_{tef}$$

상기의 식을 이용해 시험대상 항공기의 n_z의 미분은 KIFS 항공기의 공력계수의 미분으로 표현이 가능하다. (KIFS 항공기를 의미하는 첨자 p는 이하 생략)

$$\dot{n}_{z_m} = n_{z_\alpha}\dot{\alpha} + n_{z_{\delta_e}}\dot{\delta}_e + n_{z_{\delta_{tef}}}\dot{\delta}_{tef} \tag{1}$$

항공기의 세로축 운동방정식으로부터,

$$\dot{\alpha} = q - Z_\alpha \Delta\alpha - Z_{\delta_e}\Delta\delta_e - Z_{\delta_{tef}}\Delta\delta_{tef}$$

상기 관계식을 수식 (1)에 대입하고 정리하면,

$$\frac{\dot{n}_{z_m}}{n_{z_\alpha}} = q - Z_\alpha \Delta\alpha - Z_{\delta_e}\Delta\delta_e - Z_{\delta_{tef}}\Delta\delta_{tef} + \frac{n_{z_{\delta_e}}}{n_{z_\alpha}}\dot{\delta}_e + \frac{n_{z_{\delta_{tef}}}}{n_{z_\alpha}}\dot{\delta}_{tef}$$

이다. 여기서 $\frac{n_{z_{\delta_e}}}{n_{z_\alpha}} = \frac{Z_{\delta_e}}{Z_\alpha}$, $\frac{n_{z_{\delta_{tef}}}}{n_{z_\alpha}} = \frac{Z_{\delta_{tef}}}{Z_\alpha}$이므로, 상기 식은 다음과 같이 된다.

$$\frac{\dot{n}_{z_m}}{n_{z_\alpha}} = q - Z_\alpha \Delta\alpha - Z_{\delta_e}\Delta\delta_e - Z_{\delta_{tef}}\Delta\delta_{tef} + \frac{Z_{\delta_e}}{Z_\alpha}\dot{\delta}_e + \frac{Z_{\delta_{tef}}}{Z_\alpha}\dot{\delta}_{tef}$$

상기의 식을 Laplace 연산자 s를 이용하여 δ_{tef}에 대한 관계식으로 정리하면 다음과 같은 주제어입력 관계식을 얻게 된다.

$$\delta_{tef} = \frac{\frac{n_{z_m}}{n_{z_\alpha}}s - Z_q q - Z_\alpha \Delta\alpha - (\frac{Z_{\delta_e}}{Z_\alpha}s + Z_{\delta_e})\delta_e}{\frac{Z_{\delta_{tef}}}{Z_\alpha}s - Z_{\delta_{tef}}} \tag{2}$$

상기의 제어 입력식은 IFS항공기의 모델 오차가 없고 대기 외란이 없다고 가정할 때 모델 항공기의 n_z를 추종하기 위한 제어식이다.

따라서, 최종 제어 입력식은 모델 및 대기 외란에 의한 오차를 보상하기 위한 되먹임 항이 추가되어야 한다. 상기 (2)식에 의해 유도된 제어입력식을 δ_{main}으로 표현하고 비례제어기를 이용한 모델 오차 제어입력식을 적용한 최종 제어입력식은 아래와 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned}\delta_{tef} &= \delta_{main} + u_{fb} \\ &= \delta_{main} + K_p(n_{z_m} - n_{z_p})\end{aligned} \tag{3}$$

피치(Pitch) 각속도와 요(Yaw) 각속도를 추종하는 VSS 제어기의 설계과정도 n_z 추종 VSS 제어기의 설계 과정과 동일하다. 그러나, roll rate의 경우 KIFS 항공기가 비대칭적으로 동작할 수 있는 수평미익을 갖고 있기 때문에 플래퍼론과 수평미익 중 선택적으로 제어입력을 결정할 수 있다. 본 연구에서는 수평미익을 비대칭적으로 동작하여 롤 각속도(Roll Rate)를 추종하도록 VSS를 설계하였다.

4. IFS 시뮬레이션

설계된 VSS는 항공기에 탑재하기 전에 비선형 비실시간 시뮬레이션, 항공기 탑재 VSS 컴퓨터를 이용한 실시간 시뮬레이션, 최종적으로 KIFS 항공기의 실 탑재 장비와 연동한 HiLS(Hardware in the Loop Simulation)를 통해 검증하게 된다.

가. 비선형 비실시간 시뮬레이션

설계된 VSS를 검증하기 위하여, 다음의 Fig. 2와 같은 시뮬레이션 모델을 구성하였다.

시뮬레이션은 고속-고고도(40,000ft, Mach : 0.95), 고속-저고도(5,000ft, Mach : 0.74), 저속-저고도(5,000ft, Mach : 0.33) 3가지 비행 조건에서 수행되었다.

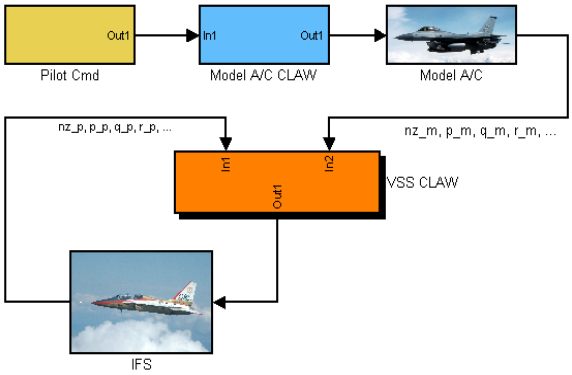

Fig. 2. VSS 시뮬레이션 모델

상기의 Fig. 3은 고속-고고도 조건에서의 시뮬레이션 결과를 그래프로 나타낸 것이다. 그래프에서 일점쇄선(Dash Dot)으로 표시된 그래프는 시험대상항공기의 응답을 나타내며, 직선으로 표시된 그래프는 VSS를 통한 KIFS 항공기의 응답특성을 나타낸다. 그래프를 통해 KIFS 항공기가 시험대상 항공기의 pitch/roll/yaw rate 및 n_z를 정확하게 모사함을 확인할 수 있다.

5. 결 론

본 연구를 통해 국내에서는 최초로 KIFS 항공기의 pitch/roll/yaw rate 및 n_z를 동시에 추종할 수 있는 4-parameter VSS가 설계되었다. 본 연구를 통해 개발된 VSS는 국내 공중시뮬레이터 항공기를 IFS로 하여 고

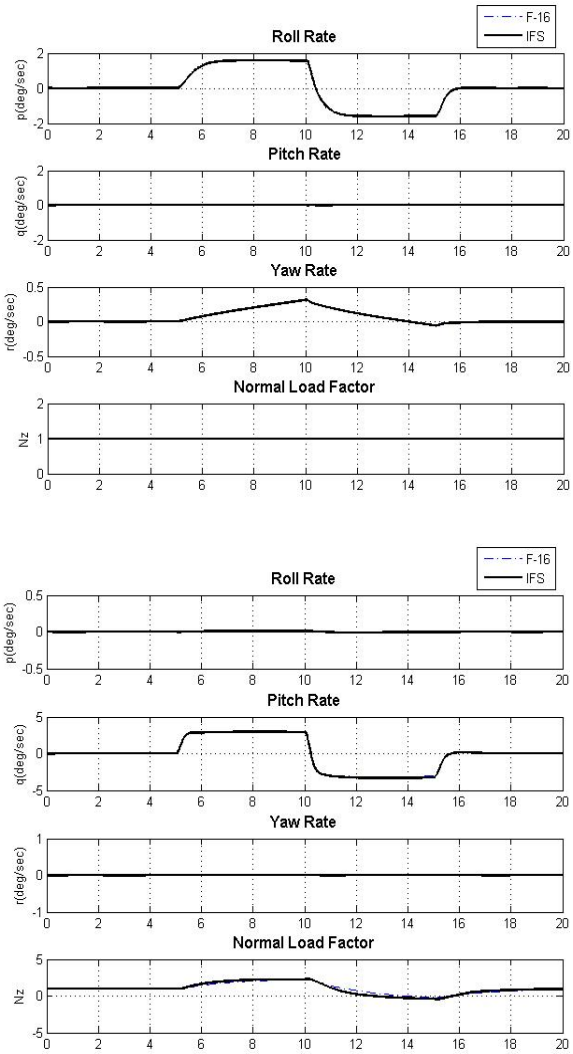

Fig. 3. 시뮬레이션 결과 그래프
(Roll Cmd. (상), Pitch Cmd. (하))

속, 고기동 전투기급 시험대상항공기(F-16)의 비행특성 모사가 가능하도록 설계되었으며, 비선형 시뮬레이션을 통해 VSS의 성능을 확인하였다.

본 연구를 통해 한국형전투기, 무인전투기 등 미래 첨단 항공기 개발 시 KIFS 항공기를 공중모의비행시험기로 활용할 수 있음을 입증하였으며, 본 연구의 성과는 향후, VSS컴퓨터를 이용한 실시간 시뮬레이션, KIFS 항공기의 비행성 평가 시뮬레이터와 연동한 HiLS 등을 통해 지속적으로 검증하고 이를 발전시킬 계획이다.

References

[1] 고준수, 안종민, “핵심기술확보를 위한 기술시범기 활용연구”, ’09 항공우주 무기체계 발전 세미나 (’09 서울 Airshow).

[2] John Minor, Major Andrew, Eric Ohmit., “VISTA-A 21'st Century UAV Testbed”.

[3] J. Kay et al., “Development of Non-Linear Low Speed Aerodynamic Model for the F-16 VISTA”, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, pp. 822～830, 1997. 8.

[4] 고준수, 이호근, 이진영, “비행제어계 평가를 위한 항공기 공중모의 비행시험”, 한국항공우주학회지 제31권 제10호, pp. 79～88, 2003. 12.

[5] 안종민, 고준수 외, “비행제어법칙 전환시스템 개발”, 한국항공우주학회지 제36권 제7호, pp. 712～718.

[6] Sungsu Park, Joon Soo, Ko, “Design of a Variable Stability Flight Control System”, KSAS International Journal, Vol. 9, pp. 161～168, May 2008.