

KTX-1 자동러더트림 장치 제어 법칙에 관한 연구

A Study on the Control Law of Automatic Rudder Trim System for KTX-1

°박완기, 김병수, 이대열, 이재명

국방과학연구소

Abstract This paper presents the control law of Automatic Rudder Trim System (ARTS) for the KTX-1. The proposed ARTS is designed mainly to reduce the pilot's work load for trimming in the various conditions of engine torque, airspeed, and aircraft configuration. The ARTS partially compensates the transient yawing motion due to change of engine power in turboprop aircraft because of the limitation of the actuation speed of the trim motor. In this paper flight test data are analyzed to understand the phenomena and the dynamics of the reversible rudder flight control system is derived. Finally, the control concept and control law of ARTS are described and the characteristics of the ARTS are analyzed through simulation study.

Keywords Automatic Rudder Trim , Flight Control System, Turboprop Aircraft, Trim Map

Symbols

C_h	: 러더 힌지 모멘트 계수	V	: 항공기의 속도
C_r	: 러더의 코드(Chord)	β	: 옆미끄럼 각
F_P	: 페달력 (Left Pedal Positive)	δ_r, δ	: 러더 변위
G_{FCs}	: 기어비 [rad/ft]	δ_t	: 러더 트림 탭 변위
I_r	: 러더 무게중심에서의 관성 모멘트	ψ	: 요우각
I_q	: 러더 힌지점에서의 관성 모멘트	${}^A \vec{a}^Q$: 관성좌표계에서 Q점의 가속도 벡터
m	: 러더 질량	${}^A \vec{a}^Q$: 관성좌표계에서 Q점의 각가속도 벡터
\bar{q}	: 동압	$\hat{e}_x, \hat{e}_y, \hat{e}_z$: 러더에 고정된 좌표계
S_p	: 러더 페달 변위	i_0, j_0, k_0	: 항공기에 고정된 좌표계
S_r	: 러더의 변적	${}^Q \vec{r}^P$: Q점으로부터 점 P까지의 거리

1. 서 론

프로펠러 항공기는 엔진 토크 효과, 엔진/프로펠러 회전운동에 의한 효과, 프로펠러 후류 효과 등으로 인한 몇 가지 바람직하지 못한 현상을 특성으로 갖는다. 터보 프롭 항공기인 KTX-1 항공기는 그 중에서도 엔진 출력 변동시 프로펠러 후류에 의한 영향이 크게 나타나는 것으로 평가되고 있다. 즉, 항공기의 속도, 엔진 토크 및 형상 변화시 트림을 위해 조종사의 작업 부하(Work Load)가 적지 않게 필요하다. 이러한 불필요한 조종사의 작업 부하를 최소화하기 위한 방안으로 자동러더트림 장치의 도입이 필요하게 되었다. 현재 KTX-1과 유사한 항공기인 JPATS MK-II에서는 Trim-Aid Device (TAD), EMB-312H TUCANO 항공기에서는 Auto Rudder Trim Unit (ARTU)란 이름으로 개방 회로 제어방법을 이용한 자동러더트림 장치를 개발하였다.

본 논문은 KTX-1에 적용할 자동러더트림 장치 개발에 대한 내용이다. 비행시험을 통해 엔진 출력에 따른 항공기의 운동변화를 분석하였고, 자동러더트림 장치에 대한 설계 목표 및 요구 조건을 도출하였다. 또한 가역(Reversible) 시스템인 러더 비행 조종 장치의 운동방정식을 유도하였고, 시뮬레이션을 통한 제어

법칙의 특성을 분석하였다. 특히 느린 속도의 트림 모터를 이용한 폐회로 제어 방법이 항공기 운동 특성에 미치는 영향을 분석하였다.

2. 설계 요구도

2.1 엔진 출력 변화에 따른 항공기 반응

자동러더트림 장치 개발에 앞서 엔진출력 변동시 항공기 비행특성 영향 파악을 위해 비행시험을 실시하였다. 각 형상(순항, 이륙, 착륙)에 대해 수평 트림 비행으로부터 엔진 출력 레버를 최대 출력까지 급격히 변화시키며 항공기 요우측 운동을 분석하였다. 이때 러더 페달은 자유롭게 놓아둔 상태이다.

그림 1은 이러한 시험 조건 및 방법에 따라 수행된 비행시험 결과에 대한 대표적인 비행 특성을 보여준다. 비행시험 분석 결과는 다음과 같다.

- 엔진 출력 레버를 급격히 최대 출력 위치로 변화시킬 경우 엔진 출력의 척도인 엔진 토크(Tq)의 증가는 프로펠러 후류 영향을 증폭시켜 기수가 좌측으로 틀어지는 요우 모션을 유발시킨다.

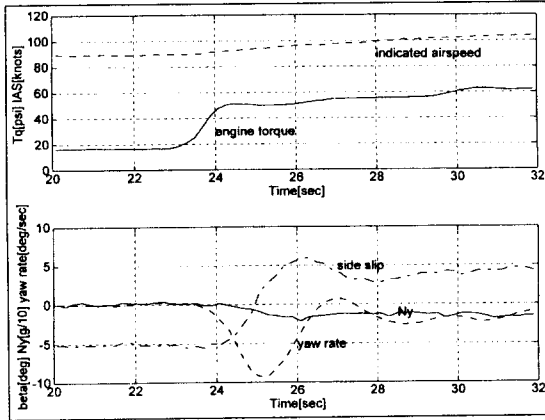


그림 1 엔진출력 변동시의 항공기 반응

Fig. 1 Aircraft response to changing engine torque

출력 레버를 변화시킨 후 2~3초 내에 요우 가속도의 Peak 치가 존재하며, 속도가 증가하면서 옆미끄러짐(Sideslip) 및 횡방향 가속도(N_y)는 일정값을 갖는다. 이러한 특성은 터보 프롭 항공기에서는 엔진 출력을 변화시킬 때마다 나타나는 현상으로 출력 변화가 클수록, 저속으로 갈수록 특히 두드러진다. 또한 같은 속도에서도 엔진 토오크치에 따라 트림 상태(옆미끄러짐 β)의 비행을 위해 새로운 러더 및 러더 트림 값이 요구된다.

2.2 설계 요구도

비행시험 결과에서 보듯이 조종사는 속도 및 엔진 출력에 따라 트림 상태 유지를 위해 계속적으로 트림 탭 스위치 조작을 해야한다. 이는 조종사의 작업 부하를 가중시키는 결과가 된다. 이러한 조종사의 작업 부하를 감소시키기 위해 자동러더트림 장치를 도입한다. 즉, 엔진 토오크, 항공기 속도, 항공기 형상 변화에 따라 트림 상태 유지를 위해 자동적으로 트림 탭을 변화시킴으로써 조종사에게 요구되는 작업 부하를 감소시키도록 설계한다.

자동러더트림 장치를 개발함에 있어 기본 방향은 항공기의 외형에 변화를 주지 않아야 하며, 특히 기존의 저속 트림 모터를 그대로 사용하는 것으로 제한하였으며, 자동러더트림 장치를 위한 새로운 센서 장착은 고려하지 않았다. 트림 모터 속도가 저속이므로 순시 운동(Transient Motion)에 대한 보상은 어느 정도 감수하는 것이 불가피하다. 그 밖의 설계 요구사항으로는 장착 무게 및 부피, 고장시 타 시스템에 미치는 영향 최소화, 기존의 수동 트림과의 관계 정립 등이 있다.

3. 자동러더트림 장치 설계 개념

설계 요구도를 만족시키기 위한 KTX-1 자동러더트림 장치는 트림 맵(Trim Map) 이라는 일종의 데이터 베이스에 의해 러더 트림 탭 명령이 제공되는 개방회로 제어 방법과 횡방향 가속도의 귀환에 의해 구성되는 폐회로 제어 방법이 합쳐진 혼합형 시스템으로 구성되었다. 트림 맵이란 그림 2와 같이 항공기의 형상, 엔진 토오크, 속도 조건에서 트림을 위해 요구되는 러더 트림 탭 각도에 대한 데이터 베이스이다. 그러므로 개방 회로 제어 방법에서는 러더 트림 맵의 정확성이 그 성능을 결정한다. 그러나, 보간(Interpolation)시의 오차 또는 항공기 제작 오차에 따른 트림값의 차이에 의해 개방회로 제어 방법은 그 성능에 한

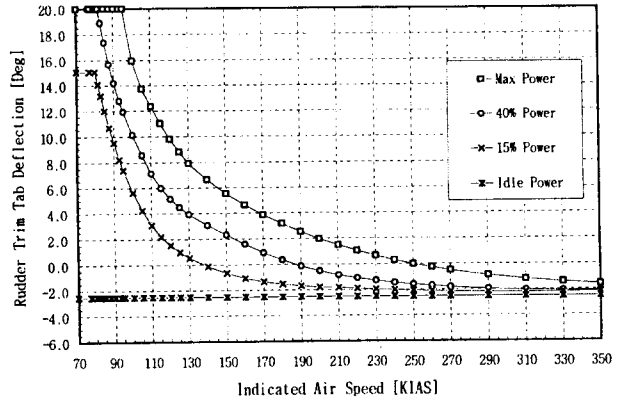


그림 2 러더 트림 Map (순항 형상)

Fig. 2 Example of Rudder Trim Map(Clean)

계가 있다. 이를 보완하기 위해 폐회로 제어 방법을 추가하였다. 폐회로 제어 방법은 요우 가속도(r) 또는 횡방향 가속도를 귀환시켜, 트림상태를 유지하도록 러더 트림 탭을 지속적으로 제어하는 시스템이다. 따라서 폐회로 제어 방법을 통해 트림 탭 오차를 보상할 수 있다.

그림 3은 이러한 개념으로 구성되는 자동러더트림 장치의 개념도이다.

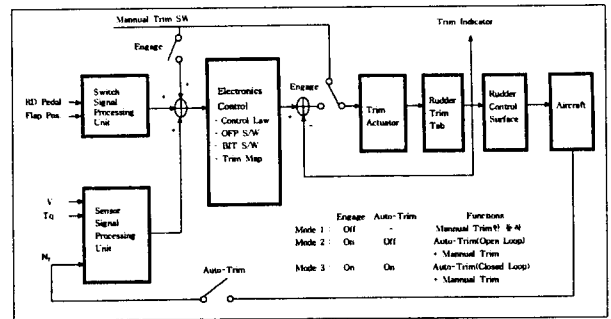


그림 3 자동러더트림 장치 개념도

Fig. 3 Conceptual Diagram of ARTS

그림에서 'Engage', 'Autotrim' 스위치는 조종사에 의해 제어되는 스위치로서 'Engage' 스위치 Off 시에는 트림 스위치 입력이 트림 모터로 직접 전달되어 수동 트림만이 동작되고, 'Engage' 스위치 On 시에는 'Autotrim'의 On/Off 조작에 따라 트림 맵에 의해 동작되는 개방회로 제어 방법 또는 개방회로 제어 방법과 횡방향 가속도 신호의 귀환에 의한 폐회로 제어 방법이 통합되는 모드로서 동작한다.

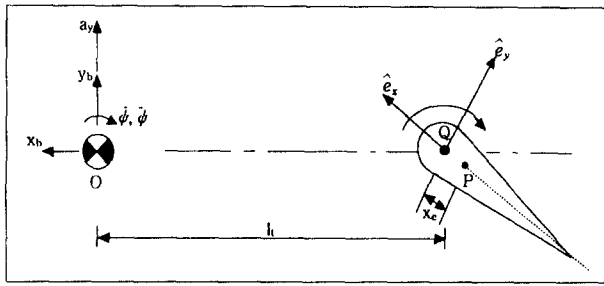
4. 러더 운동방정식

자동러더트림 장치의 분석 및 이해를 위해서는 기본적인 항공기 운동방정식에 가역(Reversible)시스템인 러더 조종장치의 모델이 연동되어야 한다. 러더 조종면에 대한 운동은 그림 4와 같이 표현할 수 있다. 러더 힌지축을 중심으로 움직이는 러더의 운동은 항공기의 무게중심(C.G)을 중심으로 하는 방향축 운동에 영향을 받는다. 항공기 무게 중심의 운동은 그림 4에서와 같이 선가속도는 a_y, \dot{a}_y , 각 가속도는 $\dot{\beta}, \dot{\delta}$, 각속도는 $\ddot{\beta}, \ddot{\delta}$ 로 표시할 수 있다.

항공기의 Y축 방향의 가속도(a_y)는 옆미끄러짐(β)과 요 가속

도(ψ)를 이용하여 식(1)과 같이 표시된다.

$$a_y = V(\beta + \psi) \quad (1)$$



O : 항공기 무게중심, P : 러더 무게중심, Q : 러더 힌지 점

그림 4 항공기 러더 조종면에 대한 운동
Fig. 4 Kinematics of Rudder Control Surface

관성 좌표계에서 점 Q의 가속도는 다음과 같이 표시할 수 있다.

$$\begin{aligned} {}^A \vec{a}^Q &= a_y \hat{j}_h + \dot{\psi} \hat{k}_h \times (\psi \hat{k}_h \times (-l_1 \hat{i}_h)) + \ddot{\psi} \hat{k}_h \times (-l_1 \hat{i}_h) \\ &= l_1 \dot{\psi}^2 \hat{i}_h + (a_y - l_1 \ddot{\psi}) \hat{j}_h \end{aligned} \quad (2)$$

두 종류의 좌표계 \$\hat{e}_x, \hat{e}_y, \hat{e}_z\$ 와 \$\hat{i}_h, \hat{j}_h, \hat{k}_h\$ 의 관계를 이용하여 식 (2)를 다시 정리하면

$$\begin{aligned} {}^A \vec{a}^Q &= l_1 \dot{\psi}^2 (\cos \delta \hat{e}_x - \sin \delta \hat{e}_z) + (a_y - l_1 \ddot{\psi}) (\sin \delta \hat{e}_x + \cos \delta \hat{e}_z) \\ &= [l_1 \dot{\psi}^2 \cos \delta + (a_y - l_1 \ddot{\psi}) \sin \delta] \hat{e}_x + [(a_y - l_1 \ddot{\psi}) \cos \delta - l_1 \dot{\psi}^2 \sin \delta] \hat{e}_z \end{aligned} \quad (3)$$

가 된다. 한편 러더의 무게중심 P점에서의 가속도는 식 (4)와 같이 표시된다.

$$\begin{aligned} {}^A \vec{a}^P &= {}^A \vec{a}^Q + x_c(\dot{\psi} + \delta)^2 \hat{e}_x - x_c(\ddot{\psi} + \ddot{\delta}) \hat{e}_x \\ &= [l_1 \dot{\psi}^2 \cos \delta + \{(V(\beta + \psi) - l_1 \ddot{\psi}) \sin \delta + x_c(\dot{\psi} + \delta)^2\}] \hat{e}_x \\ &\quad + [-l_1 \dot{\psi}^2 \sin \delta + \{(V(\beta + \psi) - l_1 \ddot{\psi}) \cos \delta - x_c(\ddot{\psi} + \ddot{\delta})\}] \hat{e}_z \end{aligned} \quad (4)$$

러더의 힌지에서의 모멘트 방정식은 식 (9)와 같다.

$$I_r \cdot {}^A \vec{a}^Q + {}^Q \vec{r}^P \times m \cdot {}^A \vec{a}^P = HM + \frac{F_r}{G} \quad (5)$$

한편,

$$HM = \bar{q} S_r c_r (C_{h_r} + C_{h_r} \delta r + C_{h_r} \beta + C_{h_r} \delta t + C_{h_r} \delta r + C_{h_r} \psi) \quad (6)$$

식 (5)를 관계 \$I_r = I_Q - m x_c^2\$ 를 이용하여 정리하면 식(7)이 된다.

$$\begin{aligned} I_Q (\ddot{\delta} + \ddot{\psi}) - V m x_c (l_r \cos \delta + \psi) \cos \delta + m x_c l_r \dot{\psi} \cos \delta + m x_c l_r \dot{\psi}^2 \sin \delta \\ = \bar{q} S_r c_r (C_{h_r} + C_{h_r} \delta r + C_{h_r} \beta + C_{h_r} \delta t + C_{h_r} \delta r + C_{h_r} \psi) + \frac{F_r}{G_{FCS}} \end{aligned} \quad (7)$$

수평비행 트림 조건에 대해 러더 운동방정식을 선형화 하면 식 (8)과 같다.

$$\begin{aligned} I_Q \Delta \ddot{\delta} - \bar{q} S_r c_r C_{h_r} \Delta \delta - \bar{q} S_r c_r C_{h_r} \Delta \beta \\ = -(I_Q + m x_c l_r \cos \delta_0) \Delta \ddot{\psi} + (\bar{q} S_r c_r C_{h_r} + V m x_c \cos \delta_0) \Delta \dot{\psi} + V m x_c \cos \delta_0 \Delta \beta \\ + \bar{q} S_r c_r C_{h_r} \Delta \beta + \bar{q} S_r c_r C_{h_r} \Delta \delta t + \frac{\Delta F_r}{G_{FCS}} \end{aligned} \quad (8)$$

식 (8)을 상태 방정식으로 표시하면 식(9)가 된다.

$$\begin{pmatrix} \dot{\delta}_1 \\ \dot{\delta}_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ -\frac{\bar{q} S_r c_r C_{h_r}}{I_Q} & -\frac{\bar{q} S_r c_r C_{h_r}}{I_Q} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta_1 \\ \delta_2 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 1/I_Q \end{pmatrix} U \quad (9)$$

한편,

$$\begin{aligned} U &= -(I_Q + m x_c l_r \cos \delta_0) \Delta \ddot{\psi} + (\bar{q} S_r c_r C_{h_r} + V m x_c \cos \delta_0) \Delta \dot{\psi} + V m x_c \cos \delta_0 \Delta \beta \\ &\quad + \bar{q} S_r c_r C_{h_r} \Delta \beta + \bar{q} S_r c_r C_{h_r} \Delta \delta t + \frac{\Delta F_r}{G_{FCS}} \end{aligned} \quad (10)$$

5. 시뮬레이션 모델 및 결과 분석

5.1 시뮬레이션 모델

제 4 절에서 유도된 러더 운동방정식 및 항공기 횡·방향축의 운동방정식을 통합하여 전체 항공기의 러더 조종면 조작에 의한 횡·방향운동에 대한 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션에 사용된 공력 계수는 비행시험으로 얻어진 자료를 사용하였다. 횡·방향축 항공기 운동방정식의 상태 변수는 \$(\Delta \beta \Delta p \Delta r \Delta \theta)^T\$ 이고, 러더 조종장치의 상태 변수는 \$[\delta, \dot{\delta}]\$ 이다. 그림 5는 Matlab Simulink를 이용하여 만든 자동러더트림 장치 시뮬레이션을 위한 블록선도로서 비행 조종장치의 가역성(Reversibility)을 묘사하여 구성된 모델이다. 러더 비행조종장치의 모델인 'Rudder FCS Dynamics' 블록을 통해 구해진 러더 조종면의 변위량은 에일러론 조종면의 변위와 합쳐져 항공기 횡·방향축 모델인 'KTX-1 Lat-Dir Linear Dynamics' 블록의 입력으로 사용되며, 항공기 상태 변수는 가역 비행조종장치 입력으로 재사용된다. KTX-1 트림 모터는 지속이며 등속 모터로서 이는 'Trim Motor' 블록에 나타내었으며, 폐회로를 구성하기 위해 트림 모터를 제어하는 'Motor Controller' 블록과 횡속 가속도를 귀환시키는 'Ny Feedback' 제어가 블록을 추가하였다.

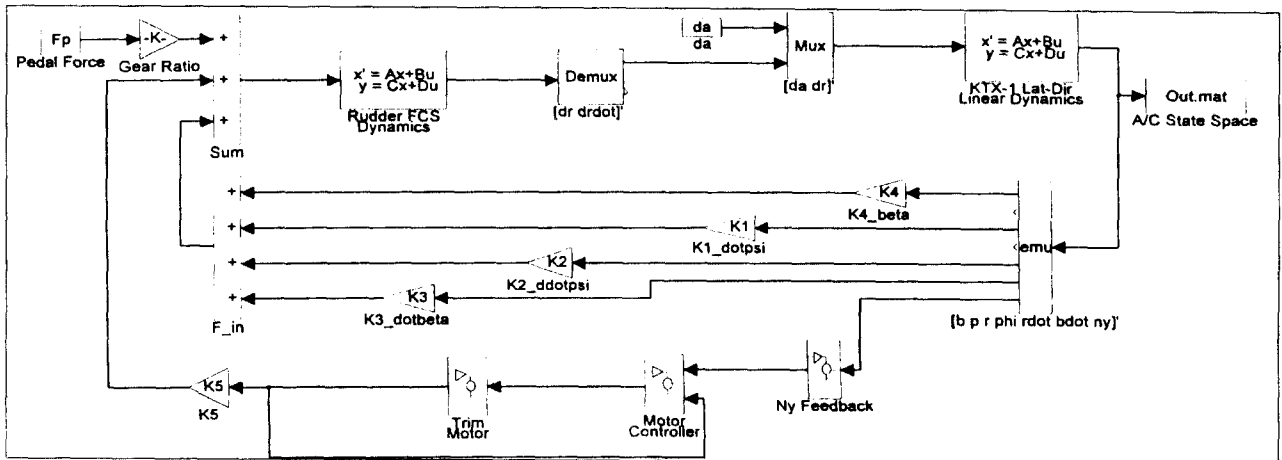


그림 5 러더 FCS를 포함한 항공기 횡·방향축 시뮬레이션 모델

Fig. 5 Simulation Model of A/C Lateral-Directional Motion including Rudder Flight Control System

5.2 시뮬레이션 결과 분석

5.1절에 언급된 선형 모델을 바탕으로 폐회로 제어방법 특성을 파악하기 위한 시뮬레이션을 수행하였다. 특히, 기존의 KTX-1 저속 트림 모터를 사용한 폐회로 제어방법의 특성을 파악하는데 주안점을 두었다.

횡방향 가속도를 귀환시켜 트림 맵의 오차를 보정하는 자동러더트립 장치의 폐회로 제어 방법이 항공기 운동 특성에 어떻게 영향을 미치는지를 시뮬레이션을 통해 고찰하였다.

가. 추풍 이착륙시와 같이 조종사가 의도적으로 옆미끄럼각을 만드는 경우, 횡방향 가속도에 대한 지속적인 귀환이 발생하여 페달 조종력이 계속 증가하는 현상이 발생할 수 있다. 이를 해결하기 위해서는 조종사가 의도적으로 페달을 차고 있는지를 감지하는 센서를 부착하여 이러한 경우를 감지한 후 귀환의 작동을 멈추도록 하는 방안이 필요하다. 그러나 이러한 방안은 특수한 센서 시스템의 도입으로 인한 과도한 비용이 요구되므로 본 자동러더트립 장치에서는 귀환 신호에 의한 러더 트림 탭 명령의 크기를 제한함으로써 페달력 증가를 조종사가 조절가능한 범위내로 제한하였다. 러더를 이용한 'Flat Turn'의 시뮬레이션을 통해 이에 대하여 고찰하였다. 'Flat Turn'의 시뮬레이션 결과인 그림 6에서 보듯이 귀환 신호에 의한 명령의 제한치가 없는 경우는 최대 트림 탭 범위에 해당하는 만큼의 페달력이 증가함을 볼 수 있고, 제한하는 경우는 적정 수준에서 페달력이 제한됨을 볼 수 있다.

나. 횡방향 가속도 귀환에 의해 구성된 폐회로 제어 방법은 기존의 트림 모터가 저속으로 동작하기 때문에 Dutch Roll 특성에 있어 바람직하지 못한 결과를 야기시킬 수 있다. 이에 대한 분석을 위해 속도 180 Knots에서 러더 페달력을 50 Lbs씩 각 1초간 Doublet으로 입력한 경우에 대해 귀환 이득(Feedback Gain) Kny를 변경시켜 가며 항공기 반응을 고찰하였다. 그림 7에서 보듯이 귀환 이득이 클수록 감쇄계수가 감소되어 Dutch Roll 영향을 미치나 그 정도는 무시할 수 있을 정도로 미미하다. 또한 적은 양의 귀환 이득을 이용 귀환 회로를 구성한다면 Dutch Roll 특성에 있어서는 영향을 주지 않는다. 그러므로, 트림 맵 에러를 보상하기 위해 도입된 폐회로 제어방법은 항공기의 동 특성에 악영향을 미치지 않으므로 긍정적으로 평가된다.

6. 결 론

KTX-1 자동러더트립 장치는 트림 맵으로부터 트림 탭 명령을 내는 개방회로 제어 방법에 횡방향 가속도를 귀환 신호로 사용하는 폐회로 제어 방법을 덧붙여 트림 맵 에러를 보상하였다. 개방회로 제어 방법에 의한 자동러더트립 장치는 트림 맵의 정확도가 그 시스템의 효율 및 성능을 결정한다. 그러나, 각 항공기에 제작에 있어서의 차이 또는 다른 외부적인 조건에 따라 트림 맵의 값은 필연적으로 어느 정도의 에러를 필연적으로 동반한다. 이러한 피할 수 없는 에러를 보상하기 위해 개방회로 제어 방법에 횡방향 가속도를 귀환 신호로 사용하는 폐회로 제어 방법을 통합함으로써 트림 맵 에러를 보상하고자 하였다. 또한 조종사가 의도적으로 옆미끄럼각을 발생시키는 경우를 생각하여 귀환 회로에 조종사가 감당할 수 있는 양만큼의 제한회로(Limiter)를 둬으로써 지속적인 귀환으로 인한 조종사의 페달력의 증가 요구하는 원인을 차단할 수 있도록 하였다. 이렇게 설계된 자동러더트립 장치는 프로펠러 항공기의 특성에 의해 발생하는 조종사의 작업 부하를 줄일 수 있고, Dutch Roll 특성에 있어서도 거의 이 시스템으로 인한 문제가 야기되지 않음을 시뮬레이션 고찰을 통해 확인하였다.

앞으로 개발된 제어 법칙을 이용 현재 수행한 선형 시뮬레이션을 발전시켜 비선형 모델을 구성하여 비선형 모델에 대한 시

뮬레이션 및 개발된 제어법칙을 이용 자동러더트립 장치의 하드웨어 및 소프트웨어를 구현하여 실제 항공기에 장착될 시스템을 제작하여 지상 시험 및 항공기 비행시험을 통하여 장치에 대한 효율 및 성능을 평가할 예정이다.

참고 문헌

- [1] Peter Henley, "BEECH MKII FLIGHT TEST", Flight International, pp.30-34. 1996. 10.
- [2] Jointer Trainer, "Raytheon's Beech MKII may bury the jet-versus-turboprop debate forever", Flight International, pp.55-58, 1996. 9.
- [3] Robert C. Nelson, "Flight Stability and Automatic Control - international edition", McGraw-Hill Book Company, 1990.
- [4] Courtland D. Perkins, "Airplane Performance Stability and Control", John Wiley & Sons Inc., 1976.
- [5] Jan Roskam, "Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls - Part I", DARcorporation, 1995.

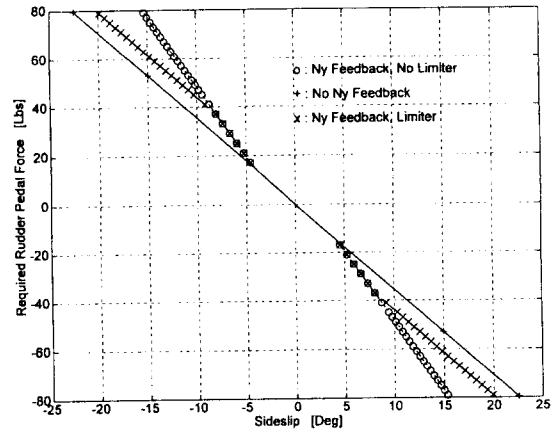


그림 6 Flat Turn시 필요한 페달력
Fig. 6 Pedal Force Required in Flat Turn

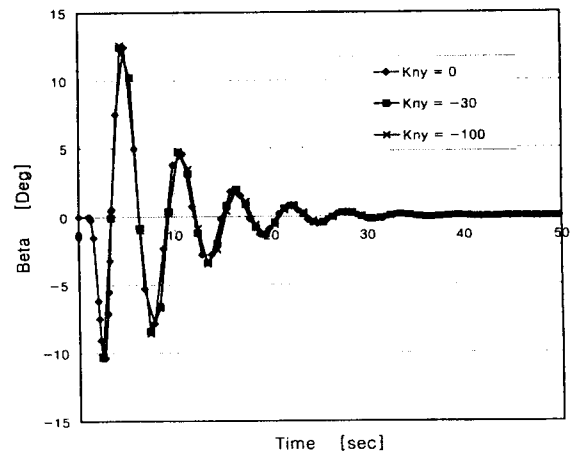


그림 7 Dutch Roll 특성 (Ny Feedback)
Fig. 7 Dutch Roll Characteristics (Ny Feedback)