

터보 프로프 항공기 자동러더트림장치 제어법칙에 관한 연구

A study on the control law of Automatic Rudder Trim System for turbo prop aircraft

박 완 기 · 이 광 현 · 김 병 수
Park Wan-ki · Lee Kwang-hyun · Kim Byoung-soo

초 록

프로펠러 항공기에서는 추력효과 때문에 엔진 출력 변동시 트림 상태를 유지하기 위해서 지속적인 트림 스위치 조작을 하여야 한다. 자동러더트림장치는 고출력 터보 프로프 항공기에서 추력효과가 발생할 때 트림 상태를 유지하기 위해 러더 트림 조작에 필요한 조종사의 조종부담을 경감시키기 위해 도입된 장치이다. 본 논문은 자동러더트림장치 개발을 위한 기술적인 해석, 제어법칙에 대한 설계, 그리고 장치 적용에 따른 비행운동에 있어서의 효과를 분석한 내용이다. 자동러더트림장치의 제어 법칙은 항공기 특성 분석과 설계 요구도 및 제약 조건 등을 고려하여 설계되었고, 트림 맵을 이용하는 개루프 제어 방법과 횡축 가속도를 궤환 신호로 사용하여 개루프 시스템의 에러를 보상하도록 하는 폐루프 제어 방법의 통합으로 구현되었다. 설계된 제어 법칙을 이용한 자동러더트림장치를 실제 항공기에 장착하여 시험한 결과 방향축 트림을 위한 조종사의 조종부담을 효과적으로 감소시켰고, 엔진 출력이 변할 때 발생하는 순간 요우 모션도 크게 보상시킴을 확인하였다.

ABSTRACT

Automatic Rudder Trim System(ARTS) is a device to reduce the pilot's work load for rudder trimming greatly required in varying abruptly aircraft's engine power. This paper represents a technical analysis and a design of control law of the ARTS. The control law of the ARTS is designed based on the analysis of aircraft's characteristics, system's requirements, and limitations. The control law is comprised of open loop control using the rudder trim map for a specific aircraft and closed loop control to compensate the error of the open loop control system. Flight test results show that the ARTS can reduce pilot's work load for rudder trimming dramatically and can compensate the aircraft's transient yaw motion.

1. 머리말

프로펠러 항공기는 엔진 출력, 엔진/프로펠러 회전 운동, 프로펠러 후류 등의 영향으로 인해 속도나 엔진 출력의 변화시에는 피치, 롤, 요우의 3축 모두에 대한 교란을 겪게된다. 이러한 특성을 통칭 추력효과(Power Effect)라고 칭하는데, 추력효과는 조종사가 트림을 하는데 대한 부담을 증가시키게 된다. 특히 KT-1과 같은 고출력 터보 프롭 항공기의 경우에는 추력효과에 따른 교란이 매우 크기 때문에 조종사의 조종부담을 크게 증가시킨다. 항공기의 형상과 속도, 엔진 출력 등의 차이에 따라 계속적으로 변하는 추력효과로 인해 조종사는 계속적으로 많은 양의 러더트림을 조작하여야 한다. 이러한 조종부담을 경감시키기 위해 KT-1 항공기에는 자동러더트림장치를 개발하여 적용하였고, 효과적으로 조종사의 조종부담을 크게 감소시키게 되었다.⁽¹⁾⁽²⁾⁽³⁾ KT-1급 유사항공기인 JPATS MK-II 및 EMB-312H TUCANO 항공기에서는 개루프 제어방법을 이용한 자동러더트림장치를 개발하여 적용하고 있으나, 개루프 제어방법의 한계에 따라 수동 트림 스위치 조작을 보조하는 수준에 머무르고 있다.

본 논문의 내용은 자동러더트림장치 개발을 위한 기술적인 해석, 제어법칙에 대한 설계, 그리고 자동러더트림장치 적용에 따른 비행운동에 있어서의 효과를 분석한 것 등의 내용이다. 제 2 절에서는 항공기의 특성에 대한 분석과 자동러더트림장치의 설계 요구도에 대하여, 제 3 절에서는 항공기의 특성과 자동러더트림장치의 도입에 따른 영향 분석을 위한 러더 운동방정식의 유도 및 시뮬레이션에 대하여, 제 4 절에서는 자동러더트림장치에 적용되는 제어법칙에 대한 설계 및 구현내용에 대하여, 그리고 제 5 절에서는 비행시험 결과를 중심으로 자동러더트림장치에 대한 시험 및 시험결과에 대한 분석내용에 대하여 언급하였다.

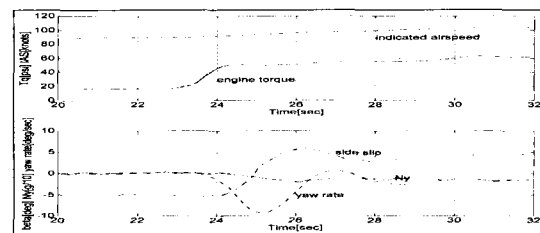
2. 항공기 특성 분석 및 설계 요구도

(1) 항공기 특성 분석

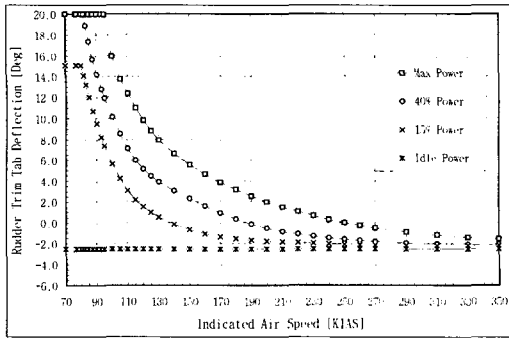
자동러더트림장치 개발에 앞서 엔진 출력을 변동시킬 때 항공기의 비행특성에 대한 영향 파악을 위해 비행시험을 실시하였다. 각 형상(순항, 이륙, 착륙)에 대해 수평 트림 비행으로부터 엔진 출력 레버를 최대 출력까지 급격히 변화시키며 항공기 요우축 운동을 분석하였다. 이때 러더 페달은 자유롭게 놓아둔 상태이다. 그림 1은 이러한 시험 조건 및 방법에 따라 수행된 비행시험 결과에 대한 대표적인 비행 특성을 보여준다. 비행시험 분석 결과는 다음과 같다.

- 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.
- 출력 레버를 변화시킨 후 2~3초 내에 요우 각 속도의 Peak 치가 존재하며, 속도가 증가하면서 옆미끄럼각(Sideslip) 및 횡방향 가속도(Ny)는 일정한 값을 갖는다.

이러한 특성은 터보 프롭 항공기에서 엔진 출력을 변화시킬 때마다 나타나는 현상으로 출력 변화가 클수록, 저속으로 갈수록 특히 두드러진다. 또한 같은 속도에서도 엔진 토크의 크기에 따라 트림 상태(옆미끄럼각 β)의 비행을 위해 새로운 러더 및 러더 트림 값이 요구된다.



(그림 1) 엔진 출력 변동시의 항공기의 반응



(그림 2) 속도 및 엔진 출력 변화에 따른 요구 트림 탭 변위

그림 2는 항공기의 순항 형상에 있어서의 엔진 출력과 항공기의 속도에 따라 요구되어지는 러더 트림 탭의 변위량에 대한 값을 나타낸다. 그림 2에서 보여주는 바와 같이 특정 엔진 출력/특정 항공기 속도의 조건에서 트림 상태 유지를 위해서는 특정 값의 러더 트림 탭의 변위량이 요구된다. 또한 그 요구되는 러더 트림 탭의 변위량은 엔진 출력이 큰 영역보다는 적은 영역에서, 항공기의 속도가 빠른 고속 영역보다는 저속 영역에서 변화량이 크다. 그리고, 이 값은 동일한 엔진 출력과 항공기 속도에서도 플랩의 각도에 따라 변화되므로 그림 2와 같은 자료가 이륙과 착륙 형상에 대해서도 필요하게 된다.

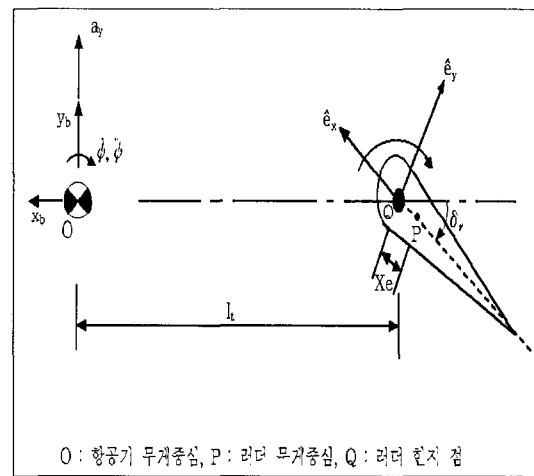
(2) 장치 설계 요구도

조종사는 속도, 엔진 출력 및 항공기의 형상이 변화에 따라 트림 상태 유지를 위해 계속적으로 트림 탭 스위치 조작을 해야한다. 이는 조종사의 작업 부하를 가중시키는 결과가 된다. 이러한 조종사의 작업 부하를 감소시키기 위해 자동러더트림장치는 엔진 토크, 항공기 속도 및 항공기의 형상이 변화에 따라 자동적으로 트림 탭을 변화시킴으로써 트림 상태를 유지하여야 한다. 또한, 항공기의 외형에 변화를 주지 않아야 하며, 기존의 저속 트림 모터를 그대로 사용하고,

새로운 센서 장착은 고려하지 않는다. 그 밖의 설계 요구사항으로는 장착 무게 및 부피, 고장시 타 시스템에 미치는 영향의 최소화, 기존의 수동 트림과의 관계에 있어 수동 트림은 장치의 동작과 상관없이 항상 동작하여야 하는 것이다.⁽¹⁾

3. 러더 운동방정식 유도 및 시뮬레이션

(1) 운동방정식 유도



(그림 3) 항공기 러더 조종면에 대한 운동

자동러더트림장치의 동작에 대한 시뮬레이션 분석을 위해 항공기 운동방정식에 가역(Reversible) 시스템인 러더 조종장치의 모델이 연동되는 시뮬레이션 모델을 구성하였다. 이를 위한 러더 조종면에 대한 운동은 그림 3과 같이 표현할 수 있다. 러더 힌지축을 중심으로 움직이는 러더의 운동은 항공기의 무게 중심(C.G)을 중심으로 하는 방향축 운동에 의해 영향을 받는다. 항공기 무게 중심에서의 운동은 그림 3에서와 같이 선가속도는 $a_y j_b$, 각 가속도는 $\ddot{\psi} \hat{k}_b$, 각속도는 $\dot{\psi} \hat{k}_b$ 로 표시할 수 있다.

항공기의 Y축 방향의 가속도(a_y)는 옆미끄럼각(β)과 요 각속도($\dot{\psi}$)를 이용하여 식(1)과 같이 표시된다.

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

관성 좌표계에서 점 Q의 가속도는 다음과 같이 표시할 수 있다.

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

두 종류의 좌표계 $\hat{e}_x, \hat{e}_y, \hat{e}_z$ 와 $\hat{i}_b, \hat{j}_b, \hat{k}_b$ 의 관계와 러더의 변위각 δ_r 을 이용하여 식 (2)를 다시 정리하면

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

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

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

러더의 힌지에서의 모멘트 방정식은 식 (5)와 같다.

$$I_P \cdot {}^A \vec{a}^Q + {}^Q \vec{r}^P \times m \cdot {}^A \vec{a}^P = HM + \frac{F_P}{G_{FCS}} \quad (5)$$

여기서, F_P 는 러더의 페달력, G_{FCS} 는 러더의 기어비이다. 한편, 힌지 모멘트는

$$\begin{aligned} HM &= \bar{q} S_r C_r (C_{h\alpha} + C_{h\alpha} \delta_r + C_{h\beta} \beta + C_{h\beta} \delta_{lr} \\ &\quad + C_{h\delta} \delta_r + C_{h\dot{\psi}} \dot{\psi}) \end{aligned} \quad (6)$$

여기서, δ_{lr} 은 러더 트림 탭의 변위각이다. 식 (5)를 관계 $I_P = I_Q - m x_c^2$ 를 이용하여 정리하면 식(7)이 된다.

$$\begin{aligned} I_Q (\delta_r + \dot{\psi}) - V m x_c (\beta + \dot{\psi}) \cos \delta_r + m x_c l_t \dot{\psi} \cos \delta_r + m x_c l_t \dot{\psi}^2 \sin \delta_r \\ = \bar{q} S_r C_r (C_{h\alpha} + C_{h\alpha} \delta_r + C_{h\beta} \beta + C_{h\beta} \delta_{lr} + C_{h\delta} \delta_r + C_{h\dot{\psi}} \dot{\psi}) + \frac{F_P}{G_{FCS}} \end{aligned} \quad (7)$$

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

$$\begin{aligned} I_Q \Delta \delta_r - \bar{q} S_r C_r C_{h\delta} \Delta \delta_r - \bar{q} S_r C_r C_{h\dot{\psi}} \Delta \dot{\psi} \\ = -(I_Q + m x_c l_t \cos \delta_{r0}) \Delta \dot{\psi} + (\bar{q} S_r C_r C_{h\alpha} + V m x_c \cos \delta_{r0}) \Delta \psi + \\ V m x_c \cos \delta_{r0} \Delta \beta + \bar{q} S_r C_r C_{h\beta} \Delta \beta + \bar{q} S_r C_r C_{h\delta} \Delta \delta_{lr} + \frac{\Delta F_P}{G_{FCS}} \end{aligned} \quad (8)$$

여기서, δ_{r0} 는 러더의 초기 변위값, C는 각 계수를 나타낸다.

식 (8)을 상태 방정식으로 표시하면 식(9)와 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{pmatrix} \dot{\delta}_r \\ \dot{\delta}_r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ -\frac{\bar{q} S_r C_r C_{h\delta}}{I_Q} & -\frac{\bar{q} S_r C_r C_{h\dot{\psi}}}{I_Q} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta_r \\ \dot{\delta}_r \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 1/I_Q \end{pmatrix} U \quad (9)$$

여기서, δ_r 은 러더의 변위량이다. 한편, 식 (9)에서

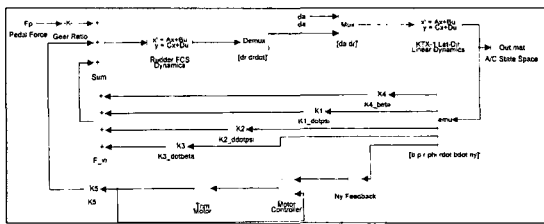
$$\begin{aligned} U &= -(I_Q + m x_c l_t \cos \delta_{r0}) \Delta \dot{\psi} + (\bar{q} S_r C_r C_{h\alpha} + V m x_c \cos \delta_{r0}) \Delta \psi \\ &\quad + V m x_c \cos \delta_{r0} \Delta \beta + \bar{q} S_r C_r C_{h\beta} \Delta \beta + \bar{q} S_r C_r C_{h\delta} \Delta \delta_{lr} + \frac{\Delta F_P}{G_{FCS}} \end{aligned} \quad (10)$$

이다.

(2) 선형 운동방정식을 이용한 페루프 제어방법 시뮬레이션 모델

3.1절에서 유도된 선형 러더 운동방정식 및 항공기 횡·방향축의 운동방정식(4)(5)(6)을 통합하여 시뮬레

이션을 수행하였다. 횡·방향축 항공기 운동방정식의 상태 변수는 $(\Delta\beta \ \Delta p \ \Delta r \ \Delta\phi)^T$ 이고, 러더 조종장치의 상태변수는 $[\delta, \delta r]$ 이다. 그림 4는 자동러더트림장치의 페루프 제어방법에 대한 시뮬레이션 블록선도로서 비행 조종장치의 가역성을 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 상태변수는 가역 비행조종장치 입력으로 재 사용된다. KTX-1 트림 모터는 저속이며 등속 모터로써 이는 'Trim Motor' 블록에 나타내었으며, 페루프를 구성하기 위해 트림 모터를 제어하는 'Motor Controller' 블록과 횡축 가속도를 제한시키는 'Ny Feedback' 제어기 블록을 추가하였다.

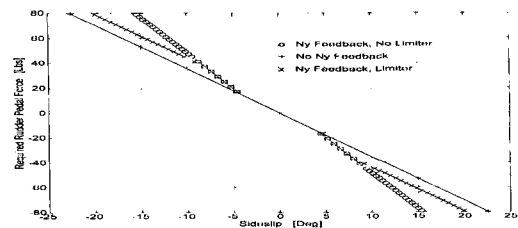


(그림 4) 러더 FCS를 포함한 항공기 횡·방향축 시뮬레이션 모델

(3) 페루프 제어 방법에 대한 시뮬레이션 결과

앞 절에 언급된 선형 모델을 바탕으로 횡방향 가속도를 제한시켜 트림 탭의 오차를 보정하는 자동러더트림장치의 폐회로 제어 방법이 항공기 운동 특성에 어떻게 영향을 미치는 지를 시뮬레이션을 통해 고찰하였다. 특히, 기존의 KTX-1 저속의 트림 모터가 폐회로 제어방법에 미치는 영향을 파악하는데 주안점을 두었다.

1) 측풍 이착륙시 러더 페달 조종력에 미치는 영향



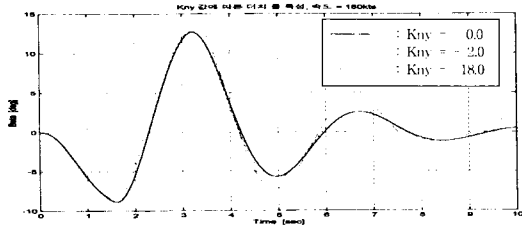
(그림 5) Flat Turn 시 필요한 러더 페달 조종력

측풍 이착륙시와 같이 조종사가 의도적으로 옆미끄럼각을 만드는 경우, 횡방향 가속도에 대한 지속적인 제한이 발생하여 페달 조종력이 계속 증가하는 현상이 발생할 수 있다. 이를 해결하기 위해서는 조종사가 의도적으로 페달을 차고 있는지를 감지하는 센서를 부착하여 이러한 경우를 감지한 후 제한의 작동을 멈추도록 하는 방안이 필요하다. 그러나 이러한 방안은 특수한 센서 시스템의 도입으로 인한 과도한 비용이 요구되므로 본 자동러더트림장치에서는 제한 신호에 의한 러더 트림 탭 명령의 크기를 제한함으로써 페달력 증가를 조종사가 조절 가능한 범위내로 제한하였다. 러더를 이용한 'Flat Turn'의 시뮬레이션을 통해 이에 대하여 고찰하였다. 'Flat Turn'의 시뮬레이션 결과인 그림 5에서 보듯이 제한 신호에 의한 명령의 제한치가 없는 경우는 최대 트림 탭 변위에 해당하는 만큼의 페달력이 증가함을 볼 수 있고, 제한하는 경우는 적정 수준에서 페달력이 제한됨을 볼 수 있다.

2) 더치 롤 댐핑에 미치는 영향

횡방향 가속도 제한에 의해 구성된 페루프 제어 방법은 기존의 트림 모터가 저속으로 동작하기 때문에 더치 롤(Dutch Roll) 특성에 있어 바람직하지 못한 결과를 야기시킬 수 있다. 이에 대한 분석을 위해 속도 180 Knots에서 러더 페달력을 50 Lbs씩 각 1.5초간 Doublet으로 입력한 경우에 대해 제한 이득(Feedback

Gain) K_{ny} 를 변경시켜 가며 항공기 반응을 고찰하였다. 그림 6에서 보듯이 궤환 이득에 따라 더치 롤 특성에 영향을 준다. 따라서, 설계시 궤환 이득에 대한 고려가 요구된다.



[그림 6] 횡축 가속도 궤환 이득에 따른 더치 롤 특성

4. 제어법칙의 설계 구현

(1) 개루프 제어 방법의 문제점

제 2 절에서 언급한 바에 따르면 항공기의 속도, 엔진 출력, 플랩의 변위에 따른 항공기의 형상 변화에 따라 요구되는 트림 데이터가 확보되면, 개루프 제어 방법에 의해 자동러더트림장치를 구현할 수 있다. 이러한 방법이 현재 JPATS-MK II 및 EMB-312H TUCANO 항공기에서 적용하고 있는 방법이다. 그러나, 러더 트림 값은 러더 및 러더 트림 탭 힌지 모멘트의 크기에 매우 민감하여 항공기의 외형에 따라 큰 차이가 발생된다. 심지어는 항공기의 제작공차 범위 내에서도 그 에러가 존재하게 된다. 일 예로 KT-1 항공기의 경우 KT-1 03C, 04A, 05호기에서는 그림 2와 같은 러더 트림 맵이 서로 상이하다. 또한, 이 러더 트림 맵은 항공기의 중량조건 및 항공기의 비행조건에 따라서도 그 차이가 발생하게 된다. 그러므로, 개루프 제어방법만을 이용해서는 정밀한 자동러더트림장치를 구현하는 것이 불가능하다. 따라서, 앞의 KT-1급 유사항공기에서 적용하고 있는 자동러더트림장치는 조종사에 의해 이루어지는 수동러더트림을 보조하는 수준에 불과하다.

(2) 페루프 제어 방법의 문제점

KT-1 항공기의 경우에는 자세 방향 기준 장치(AHRS, Attitude Heading Reference System)에서 발생하는 횡축 가속도(N_y)를 이용 페루프 제어방법을 통해 자동러더트림장치를 구현할 수 있다. 그러나, 이러한 단순한 페루프 제어방법에 의한 자동러더트림장치는 제 3 절의 시뮬레이션 결과에서 살펴보듯이 측풍 이착륙시와 같이 조종사가 러더 페달을 이용하여 의도적으로 옆미끄럼각을 발생시켜야 하는 비행 조건에서는 조종사의 러더 페달 조종력을 크게 증가시키게 된다. 또한, 제 2 절의 장치 설계 요구도에서 언급한 바와 같이 기존의 저속 러더 트림 모터를 그대로 사용하여야 하므로, 페루프 제어방법에 의한 자동러더트림장치는 제 3 절의 더치 롤 특성에 대한 시뮬레이션 결과에서 보듯이 더치 롤 특성을 악화시키는 등 항공기의 동특성에 영향을 줄 수 있다. 그리고, 페루프 시스템의 적용은 조그만 잡은 신호 및 횡축 가속도 변화에도 계속적으로 트림 모터가 동작하는 채터링(Chattering)을 발생시킬 수 있다.

(3) 문제점 해결 및 설계 방안

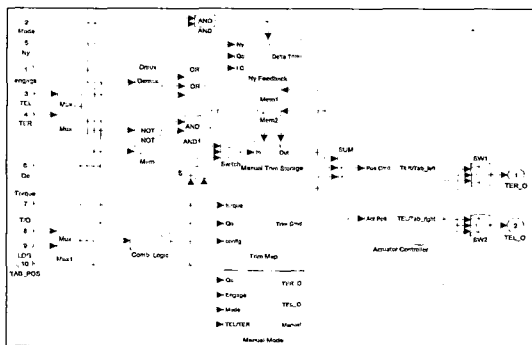
앞 절에서 언급한 개루프 제어 방법은 정밀한 제어에 있어서의 한계를, 단순한 페루프 제어방법은 측풍 이착륙시 러더 페달 조종력 증가, 항공기 동특성 악화 등 다수의 단점을 갖고 있다. KT-1 자동러더트림장치에서는 이러한, 문제점을 해결하고 보다 정밀한 자동러더트림장치를 구현하기 위하여 다음과 같은 방법을 사용하였다.

- 제어법칙의 구조는 러더 트림 맵에 의한 개루프 제어 방법을 기본으로 하고, 부가적으로 횡축 가속도를 궤환 신호로 사용하는 페루프 제어방법을 이용한다.

- 의도적인 옆미끄럼 발생시의 조종력 증가를 방지하기 위해 횡축 가속도 제한 블록의 출력값에 제한기(Limiter)를 사용하여 조종사가 조절 가능한 범위가 제한토록 한다.
- 항공기 동특성 악화를 방지하기 위해 제한 블록의 시뮬레이션을 통해 속도에 따른 적절한 이득(Gain)을 구하여 이용한다.
- 지속적인 트림 모터의 동작, 채터링을 방지하기 위하여 트림 명령에 Deadband를 설정한다.

(4) 구현 제어법칙

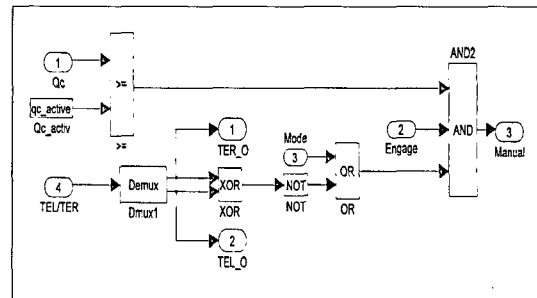
KT-1 자동러더트림장치에는 수동모드, 노말(Normal) 모드, 오토(Auto)모드의 3가지 동작모드가 있다. 수동모드는 조종석 좌측 패널에 위치한 TCP(Trim Control Panel) 상의 'Engage' 스위치가 'Off' 되어 있을 경우이고, 이 때는 조종사의 트림 스위치 작동에 의해서만 러더트림 모터가 작동한다. 노말 및 오토모드는 'Engage' 스위치가 'On' 되어 있을 때 'Mode' 스위치로 선택할 수 있다. 'Mode' 스위치가 'Normal' 위치에 있는 경우는 트림 맵 명령에 의해서만 작동하는 개루프 제어이고, 'Mode' 스위치가 'Auto'인 경우는 개루프 제어와 더불어 횡축 가속도를 제한 신호로 이용하는 폐루프 제어이다.



(그림 7) 자동러더트림장치의 제어 법칙(Top Level)

그림 7은 자동러더트림장치에 적용된 제어법칙의 최상위 레벨 기능 블록도로서, 구성은 수동모드 선택 블록(Manual Mode Selection), 트림 맵 블록(Trim Map), 수동 트림 저장 블록(Manual Trim Storage), 횡축 가속도 제한 블록(Ny Feedback), 액츄에이터 제어기 블록(Actuator Controller)의 5가지 기능 블록으로 이루어져 있다.

그림 8은 수동모드 선택 블록을 보여준다. 이 블록은 자동러더트림장치의 'Engage' 스위치가 'On'인 경우 70kts 이하의 속도에서 수동모드로만 작동하도록 하는 기능을 갖고 있다. 또한, 수동모드시 조종사의 러더 트림 맵 스위치 작동 명령을 위한 경로로 사용된다. 이 때의 트림 스위치 명령은 트림모터로 직접 전달된다.



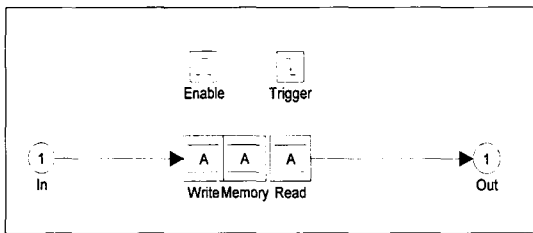
(그림 8) 수동모드 선택 블록

노말모드의 경우, 즉 'Engage' 신호가 '1'이고 'Mode' 신호가 '0'인 경우 횡축 가속도 제한 블록의 출력값은 '0'이 되므로 액츄에이터 제어기 기능 블록으로 입력되는 러더 트림 명령은 러더 트림 맵 기능 블록과 수동 트림 저장 기능 블록의 출력값의 합에 의해 결정된다. 그림 9의 트림 맵 블록은 엔진 출력(Torque), 항공기 속도(Qc) 및 플랩 형상에 따라 트림 맵 명령을 계산하는 기능 블록이고, 그림에서 보는 바와 같이 순항, 착륙, 이륙형상에 대한 3개의 트림 맵의 데이터 베이스를 갖는 Look-Up 테이블로 이루어져 있으며, 트림 맵에 의한 트림 명령은 보간법에 의해 계산된다. 그림

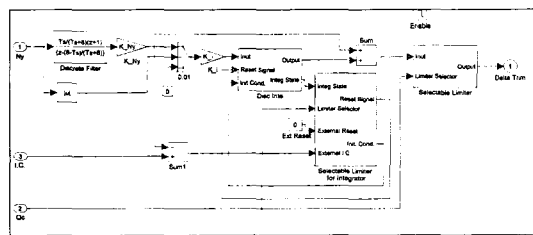
10의 수동트림 저장 블록은 노말모드로 동작하고 있을 때 조종사의 트림 스위치 조작에 의한 트림 탭 각도를 저장하는 블록이다. 이 때 메모리에 저장되는 값의 크기는 트림 스위치 입력이 끝나는 순간에 결정되고, 그 값은 그 순간의 트림 탭의 위치 값(TAB_POS)에서 트림 탭에 의한 명령(Trim Cmd)의 차에 해당한다. 내부 구조는 그림 10에서 보는 바와 같이 'Memory Write' 함수, 'Memory', 'Memory Read' 함수로 구성되어 있다.



(그림 9) 러더 트림 맵 블록



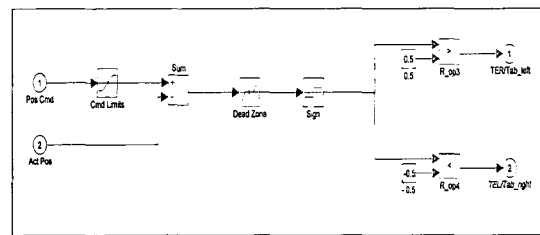
(그림 10) 수동 트림 저장 블록



(그림 11) 횡축 가속도 제한 블록

오토모드의 경우, 즉 'Engage' 신호가 '1'이고 'Mode' 신호가 '1'인 경우, 그림 11의 횡축 가속도 제한 블록이 작동한다.

회환 블록이 작동한다. 횡축 가속도 입력 신호는 항공기의 더치 롤 모드의 주파수 영역 이하의 주파수 대역 신호만을 통과시키는 저역 통과(Low-pass) 필터를 통과하게 되며, 특정값(0.01g) 이상의 횡축 가속도 값에 대해서만 기능 블록이 작동하도록 하는 스위치 회로를 통과하게 된다. 횡축 가속도 제한 블록의 출력인 트림 탭 명령 신호는 필터링된 횡축 가속도를 이용한 PI(Proportional-Integral) 제어법칙에 따라 계산된다. 사용되는 비례 이득(Proportional Gain)은 3.3.2절에서 언급한 것과 같이 더치 롤 특성에 크게 영향을 주지 않도록 선정하였으며, 동압에 따라 계인 스케줄링 하였다. 횡축 가속도 제한 블록의 출력 값은 3.3.1절에서 언급한 바와 같이 의도적인 조종사의 옆미끄럼 발생시의 조종사의 조종력 증가를 방지하기 위하여 제한기(Limiter)를 두었다. 실제 제어법칙내에서 사용되는 값은 160kts를 기준으로 160kts 이하에서는 $\pm 3^\circ$, 그 이상에서는 $\pm 1.5^\circ$ 를 설정하여 운영하고 있다.



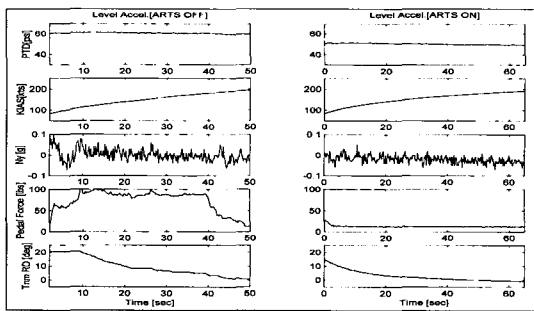
(그림 12) 액추에이터 제어기 블록

액추에이터 제어기 블록은 그림 12에 보듯이 트림 탭 명령에 따라 트림 모터를 구동한다. 트림 위치 명령(Pos Cmd) 입력신호는 탭의 작동 범위에 해당되는 신호로 제한되며, 트림 탭의 현재 위치와 명령과의 차이가 작을 경우에는 작동하지 않도록 하였다. 이러한 Deadband의 사용은 조그만 잡음 신호에도 계속적으로 트림 모터가 동작되는 채터링(Chattering)을 방지하기 위함이다. Deadband 값은 트림 탭 변위를 측정하는 센서의 정확도를 고려하여 선정하였다. 트림 모터의 구

동 방식은 제어 신호의 ON/OFF에 따라 동작하는 극성제어 방식이다.

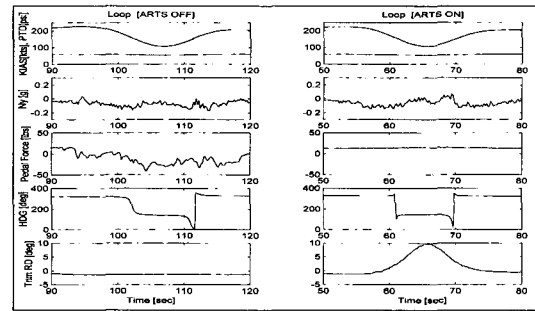
5. 시험 및 결과 분석

구현된 자동러더트림장치는 KT-1 항공기에 장착되어 비행시 러더 트림이 많이 요구되는 기동인 수평가속, 루프(Loop) 및 Touch & Go 기동에 대해 장치를 On한 경우와 Off한 경우에 대하여 비행시험을 수행하여 그 결과를 비교/분석함으로써 장치의 성능 및 효과를 입증할 수 있었다. 또한, 설계시 예상되었던 자동러더트림장치의 더치 롤 댐핑 감소와 조종사의 의도적인 옆미끄럼각(Sideslip) 발생시 페달 조종력 증가량도 확인하였다.



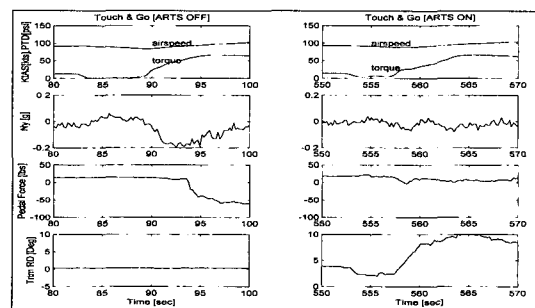
(그림 13) 수평가속 비행시험 결과

그림 13은 수평 가속시의 장치의 성능 확인을 위한 비행시험 결과로서 자동러더트림장치의 동작/비동작에 따른 조종사의 작업부하를 비교한 것이다. 속도 80kts에서 엔진 출력을 최대지속출력으로 하여 기수와 고도를 일정하게 유지하며 최대수평속도까지 가속 비행하는 것으로서, KT-1의 경우 러더 조종력은 약 70~80lbs가 요구된다(이 경우 조종사는 일반적인 트림 탭 조작을 수행하였다). 반면에 자동러더트림장치를 작동시킨 경우 조종사가 페달력을 가하지 않아도 수평가속 비행자세를 유지할 수 있다.



(그림 14) 루프 기동 비행시험 결과

그림 14는 루프(Loop) 기동에 대한 비행시험 결과를 보여준다. KT-1의 루프 기동은 약 220kts에서 진입하여 4g 피치 업하여 정점속도 약 100kts 배면자세로부터 증속하며 다시 수평자세로 회복하는 대표적인 수직기동이다. 자동러더트림장치를 동작시키지 않은 경우 루프 기동중 횡축 가속도를 '0'으로 유지하기 위해 페달 조종력이 최대 50lbs 까지 요구된다. 한편, 자동러더트림장치를 동작시키면 조종사가 러더 페달에서 발을 떼어도 러더 트림 탭이 자동적으로 움직여 횡축 가속도를 일정 수준이하로 제어하므로 우수한 루프 기동 조종성을 보인다. 러더 탭 트림 모터의 작동 반응시간이 짧을수록 급격한 기동시 조종성이 더 향상되나, 기존의 KT-1 트림 모터로도 우수한 루프 기동 조종성을 얻을 수 있었다.



(그림 15) Touch & Go 비행시험 결과

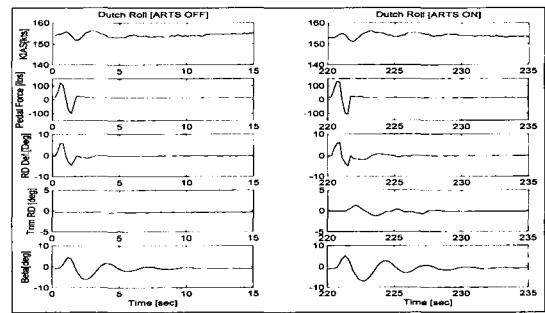
그림 15는 엔진 출력변화에 따라 요우 모션이 많이

발생되는 Touch & Go 기동에 대한 비행시험 결과이다. 그림에서 보여주는 KT-1의 Touch & Go는 착륙 접근 후 약 90kts로 지면에 접지하며, 접지 순간 엔진출력을 Idle로 하고 속도 감속 후 80kts 근처에서 엔진출력을 최대출력으로 변화시켜 다시 이륙하는 비행패턴이다. 자동러더트림장치가 없는 경우에는 엔진출력이 Idle 상태에서 최대출력으로 바뀔 때 상당한 크기의 횡측 가속도가 발생하고, 이를 보상하기 위해 70lbs 정도의 러더 페달 조종력이 요구된다. 그러나, 자동러더트림장치가 동작하는 경우 횡측 가속도를 자동적으로 보상하여 실제 항공기에 나타나는 횡측 가속도의 값은 거의 '0'의 값을 유지한다. 따라서, 부가적인 러더 페달 조종력은 요구되지 않는다.

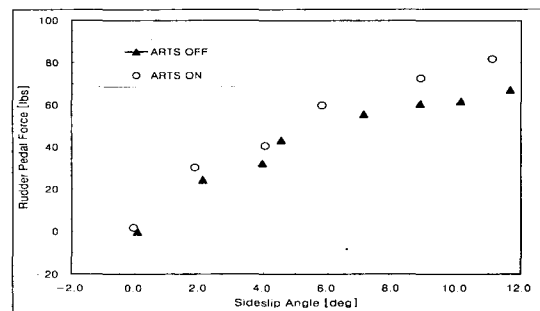
이와 같이 자동러더트림장치는 속도 및 엔진 출력이 변화함에 따라 자동적으로 러더 트림 탭을 움직임으로써 계속적으로 트림 상태를 유지할 수 있도록 하고, 급격한 엔진 출력 증가시 발생하는 요우 모션을 보상한다. 이러한 비행분석을 통해 자동러더트림장치에 적용된 제어법칙은 요구 성능에 부합되도록 동작하고 있음을 알 수 있다.

자동러더트림장치는 횡측 가속도 궤환 시스템을 사용함으로써 측풍 이착륙과 더치 롤 특성에서 항공기에 악영향을 미칠 수 있다. 이러한 문제를 해결하기 위해 횡측 가속도 궤환에 의해 보상되는 크기를 제한하고, 시뮬레이션을 통해 적당한 횡측 가속도 궤환 이득을 선정 사용하였다. 그림 16은 150kts의 속도에서의 더치 롤 특성을 보여준다. 예측된 바와 같이 저속의 트림 모터를 이용하는 횡측 가속도 궤환 시스템의 영향으로 자동러더트는 횡측 가속도 궤환 시스템의 림장치를 동작시키는 경우가 동작시키지 않은 경우보다 더치 롤 댄핑이 감소하나, 그 차이는 조종사가 느끼지 못할 정도로 작다. 그림 17은 100kts에서 Steady Heading Sideslip (SHSS) 비행시험 결과중 옆미끄럼각에

대한 러더 페달 조종력 그래프다. SHSS 비행시험은 횡측 및 방향측 안정성 확인을 위한 시험기법으로 러더로 만들 수 있는 옆미끄럼각의 크기를 알 수 있다. 옆미끄럼각에 대한 러더 페달 조종력의 크기는 자동러더트림장치가 있을 때가 없을 때보다 크게 나타나지만, 그 크기는 약 10lbs 이내로 제한되어 있다. 이는 횡측 가속도 궤환에 의해 보상되는 명령의 크기를 제한함으로써 얻은 효과이다.



(그림 16) 더치 롤 비행시험 결과



(그림 17) Steady Heading Sideslip 비행시험 결과

6. 맺음말

자동러더트림장치는 항공기의 속도, 엔진 출력 및 형상의 변화시 프로펠러 항공기의 특성인 추력 효과로 인해 트림 상태를 유지하기 위해 조종사에게 요구

되어지는 방향축 트림 조종 부담을 경감시키기 위해 도입된 장치이다. 본 논문은 자동러더트림장치를 설계/개발하여 KT-1 항공기에 적용함에 있어서의 기술적인 해석, 제어법칙의 설계 내용 및 장치 적용에 따른 성능 및 효과 분석을 위해 수행한 시뮬레이션 및 비행시험 결과 분석에 관한 것이다. 자동러더트림장치의 제어법칙은 트림 맵을 이용하는 개루프 제어 방법과 횡축 가속도를 궤환 신호로 사용하여 개루프 제어 방법의 에러를 보상하도록 하는 폐루프 제어 방법으로 구현되었다. 제어법칙에서는 폐루프 제어 방법의 적용으로 인해 의도적인 옆미끄럼각 발생시 러더 조종력이 증가하는 문제를 방지하기 위해 폐루프 제어 방법에 의한 트림 량을 제한하였고, 또한 저속 러더 트림 모터의 사용으로 인한 더치 롤 특성에의 악영향을 최소화하기 위해 횡축 가속도 궤환 시스템의 PI 제어 방법에 사용되는 비례 이득의 값을 시뮬레이션을 통해 선정하였고, 또한 이 값을 동압에 따라 스케줄링하여 사용하였다.

자동러더트림장치는 항공기의 속도, 엔진 출력 및 항공기의 형상 변화에 따라 자동으로 러더 트림 탭을 움직여 고출력 터보 프롭 항공기에 있어서 조종사의 조종 부담을 크게 감소시킬 수 있었다. 또한 급격한 엔진 출력 변화에 의한 항공기의 순간적인 요우 모션도 많은 부분 보상할 수 있었다. 그리고, 조종면 형상 차이에 민감한 트림 맵 에러를 보상하기 위해 도입된

횡축 가속도 궤환 제어 방법의 우수성을 확인하였으며, 이 제어 방법의 적용으로 인해 야기되는 측풍 이착륙시의 조종력 증가와 더치 롤 댐핑의 감소를 제어 법칙 구조 및 제어 게인 선정으로 최소화할 수 있음을 입증하였다.

참 고 문 헌

1. 박완기 외 3명, "KTX-1 자동러더트림 장치 제어 법칙에 관한 연구", '97 제 12차 한국자동제어 학술대회 논문집, 1997. 10., pp.1647-1650.
2. 박완기, 김병수, "터보 프롭 항공기를 위한 자동러더트림장치 제어법칙 시험 평가", '98 제 13차 한국 자동제어 학술대회 논문집, 1998. 10., pp 1634-1637.
3. 박완기, 김병수, "기본훈련기 자동러더트림장치 개발 및 시험", 제 6회 항공기 개발기술 심포지엄 논문집, 1998. 10., pp 99-108.
4. Robert C. Nelson, "Flight Stability and Automatic Control - international edition", McGraw-Hill Book Company, 1990.
5. Courtland D. Perkins, "Airplane Performance Stability and Control", John Wiley & Sons Inc., 1976.
6. Jan Roskam, "Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls - Part I", DARcorporation, 1995.