

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(9), 724-733(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.9.724

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

확장칼만필터를 이용한 항공기 비정상 비행상황 판단 및 방지를 위한 실시간 대처법 연구

우범기***, 박온**, 김승균*, 석진영**, 김유단****

Real-time Aircraft Upset Detection and Prevention Based On Extended Kalman Filter

Beomki Woo***, On Park**, Seungkeun Kim*, Jinyoung Suk** and Youdan Kim****

Agency for Defence Development***

Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University* , **

Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Seoul National University****

ABSTRACT

Accidents caused by upset condition leads to fatal damage to both manned and unmanned aircraft. This paper deals with real-time detection of these aircraft upset situations to prevent further severe situations. Firstly, the difference between sensor measurement and predicted measurement from Extended Kalman filter is monitored to determine whether a target aircraft goes into an upset condition or not. In addition, repeating the time update stage of the Extended Kalman filter for a specific length of time can enable future upset situation prediction. The results of aforementioned both the approaches will build a bridge to upset prevention for future generation of manned/unmanned aircraft.

초 록

비정상 비행(Upset) 상황으로 인한 항공기 사고는 유인항공기와 무인항공기 모두에 치명적인 피해를 발생시킨다. 본 논문은 항공기의 비정상 비행상황에 대한 실시간 대처와 추가적인 위험상황을 방지하기 위한 기법을 연구한다. 먼저 확장칼만필터(Extended Kalman Filter) 방법을 이용해 얻게 되는 예측값과 센서를 통해 실제로 얻게 되는 측정값 사이의 차이를 모니터링하여 현재 항공기의 비정상 비행 진입 여부를 판단한다. 또한, 확장칼만필터의 시간 업데이트를 반복 연산하여 얻은 수 초 후의 예측값을 통해 항공기의 상태가 비정상 비행상황으로 진입할 것인지를 예측하여 사전에 판단할 수 있게 된다. 본 연구결과는 차세대 유무인 항공기의 비정상 비행 상태 진입 방지 시스템 구축을 위한 가 교 역할을 할 것으로 사료된다.

Key Words : Extended Kalman Filter(확장칼만필터), Upset Detection(비정상 비행상황 탐지), Upset Prevention(비정상 비행상황 방지), Backstepping Controller (백스텝핑 제어기), Aircraft Upset(항공기 비정상 비행상황), F-18 HARV

† Received : September 13, 2016 Revised : August 17, 2017 Accepted : August 29, 2017

* Corresponding author, E-mail : skim78@cnu.ac.kr

1. 서 론

오늘날 지속적으로 발전하고 있는 항공기 기술과 함께 항공기의 운항 횟수는 지속적으로 증가하고 있다. 비행 중인 항공기가 맞이하는 비정상 비행상황은 항공기의 안전을 크게 위협한다. 발생 가능한 비정상 비행상황의 원인들로는 조종면 고장이나 자동항법장치의 고장과 같은 시스템 오류 요인들과 결빙(Icing), 항적난류(Wake turbulence), 악천후(Severe weather), 윈드시어(Wind shear) 같은 환경적 요인들이 있다. 특히, 비행 중 조종성 상실(조종성 상실, Loss-of-Control In-flight) 상황은 대부분 실속(Stall), 스피, 특이자세, 한계속도 초과, 하중계수 초과와 같은 항공기 비정상 비행상황에 기인하여 발생한다. 최근 2010~2014년 동안 발생한 항공사고 중 조종성 상실에 의한 사고의 비율은 국제항공운송협회(IATA, International Air Transport Association)에서 발표한 통계에 따르면 전체 항공 사고 중 약 10%를 차지한다[1]. 또, Boeing사의 2005~2014년간 발생한 항공 사고에 의한 사망자 통계에 따르면 조종성 상실에 의한 사망자는 전체의 약 42%를 차지한다[2]. 앞선 통계자료들의 결과로, 비행 중 발생한 사고는 거의 모든 경우 항공기의 특성 상 치명적인 결과가 발생한 것을 알 수 있다.

美공군의 AIB(Accident Investigation Board)에 의하면 유인항공기가 경험하는 비정상 비행상황의 주요 원인들은 무인항공기의 사고사례에서도 발견된다[3]. 무인항공기의 임무는 제어기술의 발달에 의해 나날이 복잡해지는 등 운용의 필요성이 증대되고 있어 유인항공기와 마찬가지로 위와 같은 비정상 비행상황에 의해 위험한 상황에 처할 가능성이 높아지고 있다. 비록 비행영역보호 기법(Flight envelope protection method)[4,5]을 통해 무인항공기의 비정상 비행상황 방지를 위한 시도가 연구되었으나 비정상 비행상황 특성상 예측이 힘들어 적절한 대처가 힘든 경우가 다수 발생한다. FAA(Federal Aviation Administration)의 요청으로 항공기 제조사에서는 비정상 비행 회복에 관한 교육용 자료를 만들고 특정 회복절차를 수행할 것을 당부하지만[6] 무인항공기의 경우 원격 계기 비행만으로 비정상 비행상황에 대응하는 것은 한계가 존재한다. 따라서 무인항공기를 위한 적절한 비정상 비행상황 자동 대처법이 필요하다.

비정상 비행상황 분석 및 극복을 위한 대표적인 연구로는 NASA의 GTM(Generic Transport

Model) 연구[7,8]와 SUPRA(Simulation of Upset Recovery in Aviation) 프로젝트[9]가 있으며 이 연구 결과들은 비정상 비행 모델을 정량적으로 분석하는 한편 이를 회복 절차 연구에 이용하고 있다. 또, 비정상 비행상황에 의한 상태변수 변화를 모니터링하기 위해 관측기를 설계하고 이를 통해 항공기의 현 상태를 점검하는 방법들이 등장하였다[10,11].

국내 연구에서는 서울대학교의 연구 중 임무 수행 중인 무인항공기에 문제가 발생할 경우 신속하게 고장의 원인을 진단하고 분리하여 항공기에 심각한 피해를 주지 못하도록 하는 고장진단 및 분리 기법 연구를 진행한 바 있다. 연합형 칼만필터를 이용해 실시간으로 무인항공기의 상태변수를 추정하고, 추정된 상태 변수를 바탕으로 센서의 고장을 진단하고 분리하여 자세 센서의 신뢰성을 높이는 연구를 진행하였으며[12], 무인항공기의 센서 고장에 대한 효과적 대처로서 분산형 정보 필터(Decentralized Information Filter)와 정보 필터를 이용해 실시간으로 무인항공기의 상태변수를 추정하고 센서의 고장에 대한 대처 신뢰성을 확보하는 연구로 진행하였다[13]. 또 다른 연구로, 표적 추적(Target tracking) 분야에서 연구되던 칼만필터 기반의 다중센서 데이터 융합 기법을 무인항공기 센서 시스템에 적용해 수치 시뮬레이션을 통해 성능을 비교한 연구를 수행 한 사례가 있다[14].

본 논문에서는 앞서 언급된 연구들에서 사용한 분기분석법(Bifurcation method)이 아닌, 확장칼만필터(Extended Kalman Filter) 방법을 바탕으로 상태변수 값을 실시간 모니터링하는 방법을 주안점으로 하는 비정상 비행상황 대처법을 연구한다. 분기분석법은 복잡한 비선형모델의 해(상태변수) 간의 관계를 받음각 등과 같은 파라미터 변화에 대한 수학적 해석이 수반되는 기법으로 오프라인 해석 결과를 온라인에 적용하기 쉽지 않으며, 모델링 오차 등으로 분기가 일어나는 지점의 판단이 쉽지 않은 단점이 있다. 따라서, 확장칼만필터의 수행 결과인 추정값과 실제 측정값을 연산하여 무인기 스스로 현재 기체가 비정상 비행상황에 진입했는지 여부를 판단하는 것과, 확장칼만필터의 시간 업데이트 과정을 반복적으로 수행하여 특정 수 초 후에 항공기가 비정상 비행에 진입하기 전 이를 미리 예측하여 수 초 후 맞닥뜨릴 비정상 비행상황을 현재 시간에 앞서 방지하는 기법을 개발하는 것을 목표로 한다.

본 논문 구성으로 2장에서는 동역학 모델링과 확장칼만필터의 예측 과정에서 예측 제어입력을 구하기 위한 백스텝핑 제어기 설계를 다루고, 또 확장칼만필터 알고리즘과 비정상 비행상황 판단

및 방지 기법에 대해 설명한다. 3장에서는 시뮬레이션 수행과 함께 결과 분석을 하며, 4장에서 결론을 통해 앞선 내용들을 정리한다.

II. 본 론

2.1 동역학 모델링 및 제어기 설계

2.1.1 동역학 모델링

본 연구에서 사용된 항공기 모델은 NASA에서 고받음각에서의 항공기 움직임 모사를 위해 개조한 F-18 HARV(High Angle of Attack Research Vehicle)이며, 제원은 아래 Table 1과 같다.

NASA에서 공개한 추력편향(Thrust vectoring) 데이터가 제외된 공력데이터를 참고하였으며 이때 받음각 범위는 $-14^{\circ} \sim 90^{\circ}$ 까지 4° 간격이며, 총 33가지의 공력계수를 갖는다[15,16].

Figure 1은 항공기의 기체고정 좌표계이며, 이를 중심으로 $\dot{u}, \dot{v}, \dot{w}, \dot{V}, \dot{\alpha}, \dot{\beta}$ 의 Force 식과 $\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$ 의 Moments 식을 얻을 수 있다. 또한 지면좌표계를 기준으로 $\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$ 의 Kinematics 식과 $\dot{N}, \dot{E}, \dot{H}$ 의 Navigation 식을 표현할 수 있다. 본 연구에서는 비정상 비행상황으로 인해 통상적인 자세각 범위를 벗어나는 경우를 다루므로 특이성(Singularity)으로 인한 연산 오류를 방지하기 위해 쿼터니언

Table 1. F-18 HARV specification

Quantity	Value	Unit
Wingspan b	11.23	m
Maximum thrust	7200	kg
Aircraft mass	16463.23	kg
Wing area S	37.16	m ²
Mean aerodynamic chord c	3.46	m
I_{xx}	30897.73	kg·m ²
I_{yy}	239720.82	kg·m ²
I_{zz}	259969.96	kg·m ²
I_{xz}	-3125.16	kg·m ²

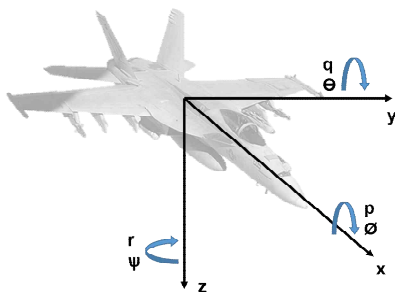


Fig. 1. 6 Degree of freedom

(Quaternion) 식을 이용하여 항공기의 자세를 계산하며, 항공기의 상태변수는 다음과 같다.

$$x = [V, \alpha, \beta, p, q, r, \phi, \theta, \psi] \quad (1)$$

2.1.2 제어기 설계

항공기의 비정상 비행상황은 심한 비선형성을 동반하고, 시스템 안정도 변화가 크다. 때문에 일반적인 선형 제어기나 선형칼만필터(Linear Kalman Filter)를 사용하는데 어려움이 따르므로 비선형 시스템 제어기법으로 효과적인 백스텝핑(Backstepping) 제어기를 설계한다[17]. 비정상 비행 영역은 일반적으로 모델오차가 크고 외란이 강하지만, 백스텝핑 제어기를 사용해 안정한 제어기를 설계할 수 있다. 이러한 백스텝핑 제어기는 르야프노프(Lyapunov) 안정성 이론을 통해 안정성이 보장되는 장점을 갖는다[18]. 설계된 백스텝핑 제어기의 구조는 아래 Fig. 2와 같다.

내부루프는 빠른 동특성을 가지는 각속도 변수로 구성하였고 외부루프는 상대적으로 느린 동특성을 가지는 오일러 각 변수로 구성하였다. 속도 제어는 별도의 PID 제어기를 설계하였다. 항공기의 자세명령을 추종하기 위한 오일러 각 변수·각속도 변수·제어입력은 각각 식 (2)과 같다.

$$\begin{aligned} x_1 &= [\phi, \theta, \beta]^T \\ x_2 &= [p, q, r]^T \\ u &= [\delta_{e_l}, \delta_{e_r}, \delta_{a_l}, \delta_{a_r}]^T \end{aligned} \quad (2)$$

최초 명령으로부터 외부루프를 거쳐 나온 p, q, r 명령과 동적 요소로부터 피드백 된 상태변수를 받아 내부루프에 입력된다. 마찬가지로 방법으로 별도로 설계되어 속도 명령을 내보내는 PID 제어기로 부터의 속도 명령과 함께 조종면을 제어하는 명령을 동적 요소에 입력해 제어가 이루어진다. 식 (2)와 항공기의 운동방정식을 이용하여 다음과 같은 식 (3)으로 표현할 수 있다.

Affine system

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= f_1 + g_1 x_2 + h_1 u \\ \dot{x}_2 &= f_2 + g_2 u \end{aligned} \quad (3)$$

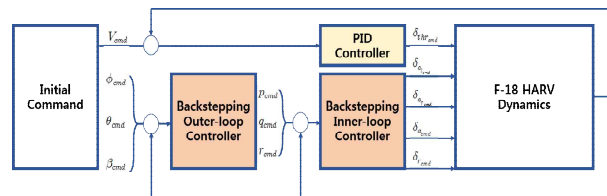


Fig. 2. Backstepping controller structure

제어입력을 생성하기 위해 르야프노프 후보함수를 정의하기 위해 식 (4)를 정의하고, 르야프노프 후보함수 V_1 을 시간에 대하여 미분하여 식 (5)를 구한다.

$$\dot{V}_1 = \frac{1}{2} z_1^T \dot{z}_1 \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= z_1^T \dot{z}_1 \\ &= z_1^T [f_1 + g_1 x_2 + h_1 u - \dot{x}_2^d] \end{aligned} \quad (5)$$

이때 $z_1 = x_1 - x_1^d$ 로, 명령 값과 상태변수의 오차벡터로 정의한다.

Lyapunov 안정화 이론을 만족하기 위해 \dot{V}_1 을 음의 한정 함수로 만들어야 하므로 식 (6)으로 제어 입력을 계산하고, 식 (5)에 대입해 식 (7)을 계산한다.

$$x_2 = g_1^{-1} [-f_1 - h_q u - k_1 z_1 + \dot{x}_1^d] \quad (6)$$

$$\dot{V}_1 = -k_1 z_1^T z_1 < 0 \quad (7)$$

여기서 k_1 은 backstepping 제어기의 제어이득 값이고, 양의 한정 행렬이고 위 식들을 통해 Lyapunov 후보함수의 미분값이 음의 행렬 조건을 만족함을 확인할 수 있다.

이어 내부루프의 제어입력을 계산한다. x_2^d 를 x_2 의 가상 입력으로, $z_2 = x_2 - x_2^d$ 로 정의하고 식 (8)과 같이 새로운 Lyapunov 후보함수 V_2 를 정의한 뒤 이를 시간에 대하여 미분하면 식 (9)를 정의할 수 있다.

$$V_2 = \frac{1}{2} z_1^T z_1 + \frac{1}{2} z_2^T z_2 \quad (8)$$

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= z_z^T \dot{z}_z \\ &= z_1^T [f_1 + g_1 x_2 + h_1 u - \dot{x}_2^d] \end{aligned} \quad (9)$$

또, 앞선 정의들을 이용하여 후보함수 V_2 를 전개하면 식 (10)을 계산할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= z_z^T [f_1 + g_1 x_2 + h_1 u - \dot{x}_2^d] + z_2^T [f_2 + g_2 u - \dot{x}_2^d] \\ &= z_z^T [f_1 + g_1 (z_2 + x_2^d) + h_1 u - \dot{x}_2^d] \\ &\quad + z_2^T [f_2 + g_2 u - \dot{x}_2^d] \quad (10) \\ &= z_z^T [f_1 + g_1 z_2 + g_1 g_1^{-1} [-f_1 - h_1 u - k_1 z_1 + \dot{x}_1^d] \\ &\quad + h_1 u - \dot{x}_2^d] + z_2^T [f_2 + g_2 u - \dot{x}_2^d] \\ &= z_z^T [g_1 z_2 - k_1 z_1] + z_2^T [f_2 + g_2 u - \dot{x}_2^d] \end{aligned}$$

마찬가지로 \dot{V}_2 를 음의 한정 함수로 만들기 위해 식 (11)을 정의하여 제어입력 u 를 계산한다.

$$u = g_2^{-1} [-f_2 + x_2^d - g_2^T z_1 - k_2 z_2] \quad (11)$$

k_2 는 백스텝핑 제어기의 제어이득값이고 양의 한정 행렬이다. 그러나 식 (11)의 좌변과 우변이 $[4 \times 1] = [3 \times 1]$ 의 계산형태가 되므로 Pseudo inverse를 이용하여 최종제어입력 식 (12)를 계산할 수 있다.

$$u = g_2^T (g_2 g_2^T)^{-1} [-f_2 + x_2^d - g_2^T z_1 - k_2 z_2] \quad (12)$$

$$\dot{V}_2 = -z_1^T k_1 z_1 - z_2^T k_2 z_2 < 0 \quad (13)$$

식 (12)에 특이성이 존재하지 않고, 식 (10)과 식 (12)을 통해 식 (13)이 계산되며, 후보함수 V_2 의 미분값이 음의 행렬 조건을 만족함을 확인할 수 있다.

2.2 확장칼만필터

2.2.1 확장칼만필터 개요 및 알고리즘

R. E. Kalman의 연구에 따라[19] 칼만필터 알고리즘은 연산 결과로 과거와 현재의 상태를 측정하며, 이를 바탕으로 미래의 상태 역시 예측한다. 선형칼만필터에서는 기본적으로 모델의 선형성을 가정하고 있지만, 실제로 시스템에 적용해야 할 경우 많은 모델이 비선형 구조를 가지고 있다. 본 연구에서 다루는 비정상 비행상황 역시 비선형 구조를 가지며, 일반적인 선형칼만필터를 그대로 근사화에서 적용하면 성능이나 근사 정도가 좋지 못한 결과를 얻을 가능성이 높다. 따라서, 비선형 시스템에서도 칼만필터를 사용할 수 있도록 수정한 방법인 확장칼만필터가 사용된다. 입력과 출력이 하나인 구조를 예시로 할 때, 확장칼만필터 알고리즘은 다음 Fig. 3과 같다[20].

2.3 비정상 비행상황 판단 기법

본 연구에서 확장칼만필터를 이용한 비정상 비

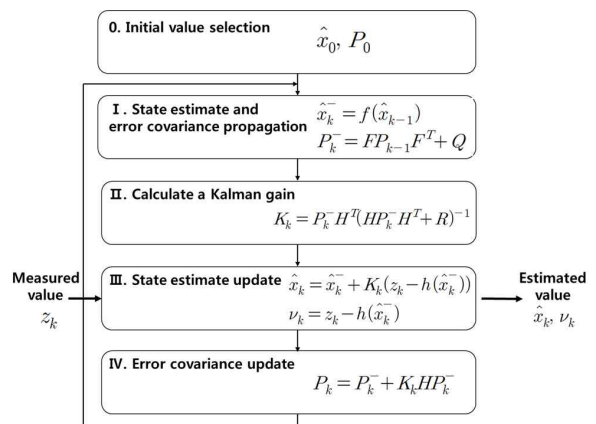


Fig. 3. EKF(Extended Kalman Filter) Algorithm

행상황 판단(Upset detection)의 개념은 다음과 같다. 판단 기법의 목표는 Fig. 3의 칼만필터 알고리즘 III 단계의 결과인 \hat{x}_k, ν_k 의 변화 추이를 바탕으로, 현재 기체의 상태가 비정상 비행상태로 변화하고 있는지를 판단하는 것이다. 해당 기법과 유사한 개념인 고장진단기법은 수학적 시스템 모델에 특정 신호를 입력하여 얻을 수 있는 값과 실제로 센서를 통해 시스템으로부터 얻게 되는 값을 비교하여 고장 여부를 찾아내는 해석적 여분(Analytical redundancy)을 이용한다 [21]. 이와 같이 판단 기법에서는 항공기 모델에 신호를 입력시켜 확장칼만필터를 거쳐 발생하는 상태변수 출력과 실제로 항공기의 센서에서 측정되는 출력을 비교하여 비정상 비행상황 진입 여부를 판단한다. 1차적 비교 지표로는 확장칼만필터의 연산으로 얻는 예측값 \hat{x}_k^- 와 센서에서 실제로 출력되는 상태 변수인 z_k 를 비교하며, 이후 두 값의 차이 ν_k 의 변화 추이를 살핀다. 만약 ν_k 값이 0으로부터 증가하거나 감소하는 변화를 보인다면, 실제 출력값과 확장칼만필터의 측정값이 일치하지 않다는 의미이므로 현재 항공기의 예측되는 상태가 점진적으로 비정상 비행상태로 진입하고 있다고 판단할 수 있게 된다. 따라서 최종적으로는 비정상 비행상태를 실시간 판단하고 이를 벗어나 정상 상태를 회복하는 것을 목적으로 한다.

2.4 비정상 비행상황 방지 기법

비정상 비행상태에 진입한 항공기의 피해를 줄이기 위해, 현재의 기체 상태를 단순히 판단하는 것보다 효과적인 방법은 현재 시점에서 기체가 맞이할 미래 상태를 파악하여 위험을 미리 대비하는 것이다. 따라서 본 연구의 비정상 비행상황 방지 기법(Upset prevention)은, 앞서의 판단 기법과 달리 시간 업데이트만을 진행하기 때문에 비정상 비행 상황에 대한 지표로 \hat{x}_k^- 을 사용한다.

$$\hat{x}_k^- = f(\hat{x}_{k-1}) \quad (14)$$

확장칼만필터를 이용한 비정상 비행상황 방지 기법은 시간 업데이트 식인 식 (14)를 반복 계산하여 수 초 후에 기체가 나타낼 상태변수 값 \hat{x}_k^- 을 현재 시점에서 얻고, 현재의 상태변수 값 z_k 과 비교하여 모니터링 결과를 통해 수 초 후 항공기가 비정상 비행상태에 들어설 것인지를 판단하는 것이 목적이다. 이때, 시간 업데이트 연산 후 미래 시점의 상태변수를 얻기 위해 해당 시점의 제어

입력을 생성하고 이를 각각의 계산에 이용한다. 비정상 비행상태를 판단하기 위해 F-18 HARV 모델의 특성을 고려한 비정상 비행상태 영역(Upset envelope)의 한계(Threshold)와 경계(Boundary)를 설정하며, 시간 업데이트 연산결과 수치가 이를 넘어선다면 기체가 곧 비정상 비행 상태에 들어설 것으로 판단할 수 있다. 차후 연구에서는 비정상 비행 상태로 진입이 예상될 경우 경고 플래그(Flag)를 표시하며, 플래그를 바탕으로 항공기는 비정상 비行的 종류를 파악한다. 또, 정상 비행 상태로 회복하기 위해 기입력된 자세회복 절차를 수행함으로써 비정상 비행상태에 들어서지 않도록 앞서서 대처할 수 있게 된다.

III. 시뮬레이션

3.1 시뮬레이션 환경

3.1.1 확장칼만필터 시뮬레이션 설계

본 연구에 적용된 시스템 식별(System identification)을 위한 초기조건(Initial condition)은 다음과 같다. 상태변수 ($=\hat{x}$)는 피토티브로 획득하는 V, α, β 와 자이로센서로 획득하는 p, q, r , IMU로 획득하는 ϕ, θ 의 총 8가지로 정한다. 마찬가지로 측정치(Measurements) 역시 $V, \alpha, \beta, p, q, r, \phi, \theta$ 로 정한다. 본 연구는 센서의 고장이 없고 redundancy management 등의 센서 고장에 대한 대처가 되어 있는 상태를 가정한다. 시스템 노이즈와 측정치 노이즈는 다음과 같다.

$$\sigma_w = [0.2 \ 0.5 \ 2 \ 1.5 \ 1.5 \ 1 \ 2 \ 2] \\ \sigma_v = [0.2 \ 0.5 \ 0.5 \ 0.5 \ 0.3 \ 0.5 \ 0.2 \ 0.2]$$

시스템 노이즈 공분산인 행렬 Q와 측정치 노이즈 공분산인 행렬 R은 각각 다음과 같으며, 모델을 이용한 예측값에 더 큰 가중치를 곱해 업데이트를 하는 구조로 만들고 시스템 모델에 대한 신뢰도를 높일 수 있도록 의도하였다.

$$Q = 1e^{-5} \text{diag}(\sigma_w^2) \quad (15)$$

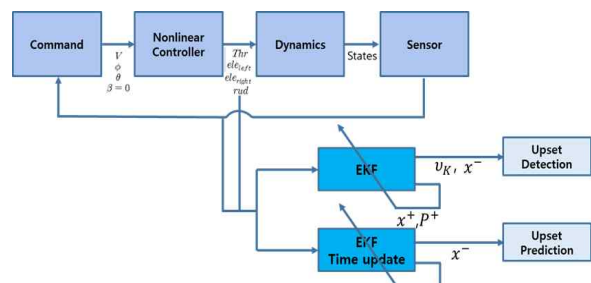


Fig. 4. Simulation structure

$$R = \text{diag}(\sigma_v^2) \quad (16)$$

시간 업데이트의 결과 \hat{x}_k^- 값을 구하기 위해 이 상화된 비선형 시스템 방정식 $f = \hat{x} + \dot{x}dt$ 을 이용하여 계산되며, 본 연구에서 사용된 연속시간 동역학 방정식은 아래와 같다[22]. 샘플링 시간 (Sampling time) dt 는 0.2초이다.

Force equations

$$\begin{aligned} \dot{x}(1) &= \frac{\cos \alpha \cos \beta}{m}(T^*dt + F_x) + \frac{\sin \beta}{m}F_y + \dots \\ &\quad \frac{\sin \alpha \cos \beta}{m}F_z + g(\sin \beta \sin \phi \cos \theta \dots \\ &\quad - \cos \alpha \cos \beta \sin \theta + \sin \alpha \cos \beta \cos \theta) \\ \dot{x}(2) &= -p \cos \alpha \tan \beta + q - r \sin \alpha \tan \beta - \dots \\ &\quad \frac{\sin \alpha}{m V_T \cos \beta}(T + F_x) + \frac{\cos \alpha}{m V_T \cos \beta}F_z \dots \\ &\quad + \frac{g}{V_T \cos \beta}(\sin \alpha \sin \theta + \cos \alpha \cos \phi \cos \theta) \\ \dot{x}(3) &= p \sin \alpha - r \cos \alpha - \frac{\cos \alpha \sin \beta}{m V_T} \dots \\ &\quad (T + F_x) + \frac{\cos \beta}{m V_T}F_z + \frac{g}{V_T} \dots \\ &\quad (\cos \alpha \sin \beta \sin \theta + \cos \beta \cos \theta \sin \phi \dots \\ &\quad - \sin \alpha \sin \beta \cos \phi \cos \theta) \end{aligned} \quad (17)$$

Moment equations

$$\begin{aligned} \dot{x}(4) &= (I_z(I_z - I_y) + I_{xz}^2)\frac{1}{\gamma}qr + (I_{xz} \dots \\ &\quad (I_x - I_y + I_z))\frac{I_m}{\gamma} + \frac{I_z}{\gamma}nm \\ \dot{x}(5) &= (I_z - I_x)\frac{1}{I_y}pr + \frac{I_{xz}}{I_y}(r^2 - p^2) \dots \\ &\quad + \frac{1}{I_y}mm \\ \dot{x}(6) &= -(I_{xz}(I_x - I_y + I_z))\frac{1}{I}qr \dots \\ &\quad + (I_x(I_x - I_y) + I_{xz}^2)\frac{1}{\gamma}pq \dots \\ &\quad + \frac{I_{xz}}{\gamma}I_m + \frac{I_x}{\gamma}nm \end{aligned} \quad (18)$$

Kinematic equations

$$\begin{aligned} \dot{x}(7) &= p + \tan \theta q \sin \phi + r \cos \phi \\ \dot{x}(8) &= q \cos \phi - r \sin \phi \end{aligned} \quad (19)$$

또, 시간 업데이트의 P_k^- 를 구하기 위한 행렬 F 를 구할 때, 오일러각의 연산에서 발생할 수 있는 특이성(Singularity)을 방지하기 위하여 자코비안(Jacobian) 계산을 수행한다. 그 식은 다음 식과 같고 연산 결과로 8×8 행렬을 얻을 수 있다.

$$F = \nabla f_x = \frac{\partial f(\hat{x}_k, \hat{u}_k)}{\partial \hat{x}_k} \Big|_{\hat{x}_k = \hat{x}_k^-} \quad (20)$$

확장칼만필터 연산 결과로 비정상 비행을 판단 및 방지 하는 것을 목적으로 하므로, α_{upset} 의 기준이 필요하다. 따라서 본 연구에서는 α_{upset} 을 50° 로 설정하였고, 50° 이후의 공력데이터에 대한 오차를 크게 적용하여 비정상 비행상황에서의 확장칼만필터 결과값에 대한 불확실성을 높였다.

3.1.2 비정상 비행상황 가정과 회복

비정상 비행상황에 대한 시뮬레이션은 임박실속(Imminent Stall)에 이은 스핀(Spin)상황을 가정하는 것으로 한다.

본 연구에서 다루는 확장칼만필터를 이용한 비정상 비행상황의 판단과 방지에 대한 효과와 결과를 시뮬레이션을 통해 보다 효과적으로 입증하기 위하여, 항공기가 실제로 비정상 비행 상태에 진입했을 경우 정상 상태로의 회복을 위해 취하는 일련의 과정을 적용하였다. 일반적으로, 실제 항공기가 비정상 비행 상태에 진입했을 경우의 대응 방법은 미국연방항공청(FAA, Federal Aviation Administration)의 항공기 조종 지침서(Airplane Flying Handbook) 매뉴얼을 따른다. 따라서 비정상 비행상황에 대한 자동 회복에 대한 기초 연구로서, 정상 상태 회복을 위해 미국연방항공청에서 제시한 훈련지침 중 임박실속회복 절차와 스핀 회복절차를 참고하여 시뮬레이션에 적용하였다. 그러므로 시뮬레이션에서, 항공기 모델이 비행 중 비정상 비행상황을 감지한다면 기입력된 회복절차를 통하여 정상 상태로 회복한다.

비정상 비행상황을 판단 기준이 되는 경계치와 한계치를 나타내는 정량적인 기준은 Boeing社와 NASA Langley 연구소가 공동 연구하여 발표한 Quantitative Loss-of-Control Criteria(QLC)에 본 연구에 사용된 항공기 모델에 대한 시뮬레이션을 반복하여 정하였다[23].

본 연구 이후, 더 다양한 비정상 비행상황에 대한 시뮬레이션 적용과 더불어 각 상황에 대응할 수 있는 회복절차를 적용하여 비정상 비행상황의 종류에 무관하게 각 상황을 판단하여 회복하거나 예측하여 방지하는 방법을 연구한다.

3.2 비정상 비행상황 판단

비정상 비행 판단 기법은 현재의 항공기 상태 변수와 확장칼만필터 알고리즘의 결과로 얻어지는 현재 예측값을 비교하고, 예측값이 지정된 비정상 비행 한계를 넘어서는지 확인한다. 결과적으로 상태변수 값 \hat{x}_k 를 비교하여 현재 항공기가 비정상 비행상황에 들어섰는지 혹은 정상 비행 상태인지 판단한다.

Figure 5에서 점선은 항공기의 현재 상태변수를 의미하며 실선은 확장칼만필터의 예측값을 의미한다. 시뮬레이션에서 정상상태 비행을 하는 것으로 가정된 항공기는, 점선의 그래프에서 확인할 수 있듯이 약 75초부터 임박실속상황에 들어서고, 이후 스핀 상황으로 돌입한다. 그러나 확장칼만필터 알고리즘을 이용해 비정상 비행상황을 판단하는 기법이 적용된 실선의 경우, 최초로 비정상 비행상황이 감지되는 75초에 정상상태를 회복하기 위해 속도를 증가시키고 각 상태변수를 0점으로 되돌리려는 회

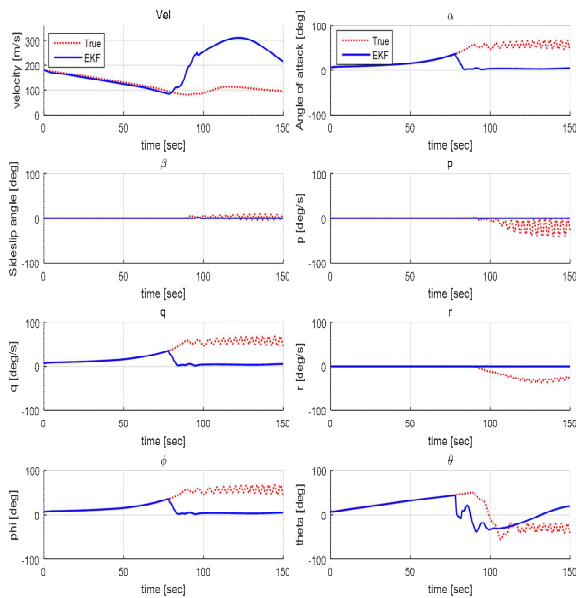


Fig. 5. The actual value(dotted), The EKF value(solid)

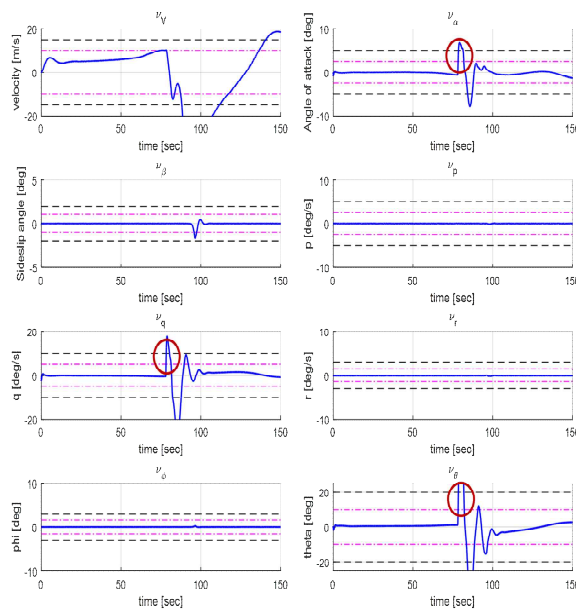


Fig. 6. The change of residual ν_k values

복기동을 수행하여 항공기가 스핀 상황에 들어서기 전에 정상상태를 회복한다.

Figure 6은 Fig. 5에서 나타난 상태변수의 차이를 보다 확실하게 나타내는 지표로서, 확장칼만필터의 연산으로 얻는 예측값 \hat{x}_k^- 와 센서에서 실제로 출력되는 상태 변수인 z_k 의 차이인 ν_k 의 그래프이다. 각 그래프에서 가장 상단과 하단에 위치한 파선(dashed line)은 비정상 비행상황으로 판단되는 한계치를 나타내며, 1점 쇄선(dash-dotted line)은 경계치를 나타낸다. 실제로 임박실속에 진입하는 약 75초 이후 α, q, θ 의 잔차값이 한계치를 넘는 것을 확인 할 수 있으며, 이를 원으로서 표시하였다.

3.3 비정상 비행상황 방지

확장칼만필터를 이용한 비정상 비행 방지의 개념은 아래 Fig. 7과 같이 Fig. 3에서 언급한 확장칼만필터 알고리즘의 I 단계, 즉 시간 업데이트를 반복 수행하여 수 초 후에 기체가 나타낼 상태변수 값을 현재 시점에서 얻음으로써 수 초 후 기체가 비정상 비행상황에 들어설 것인지를 판단하는 것이 목적이다. 확장칼만필터를 이용한 수 초 간의 예측 실행 시 제어입력 또한 그 예측을 위한 미래 시간에서 계산되어야 하며, 이를 위하여 항공기의 제어를 위해서 앞서 설계된 비선형 제어기법인 백스텝핑 제어기의 구조를 사용한다.

시뮬레이션은 비정상 비행상황 판단 기법과 같이 점진적으로 임박실속 상황에 진입하며 실속에 빠진 후 스핀 상태로 변환되는 상황을 가정한다. Fig. 8은 비정상 비행 방지 시뮬레이션의 결과이며, Fig. 6과 마찬가지로 한계치를 의미하는 파선, 경계치를 의미하는 1점 쇄선, 항공기의 현재 상태변수를 의미하는 점선과 확장칼만필터 연산에 의한 예측값을 의미한다. 그래프에서 점선은 약 75초부터 α, ϕ, θ 값이 직접적으로 큰 변화를 보이고 약 80초에서는 받음각이 한계치를 벗어나며, 임박실속 상황 이후 항공기가 스핀상황에 진입함에 따라 속도를 제외한 대부분의 상태변수가 큰 변화를 보이며 추락함을 나타낸다. 그러나 그래프의 실선은 임박실속 상황이 발생하기 전,

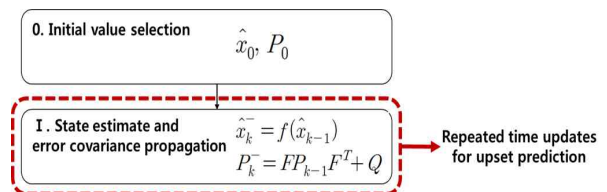


Fig. 7. Upset prediction method using EKF time update

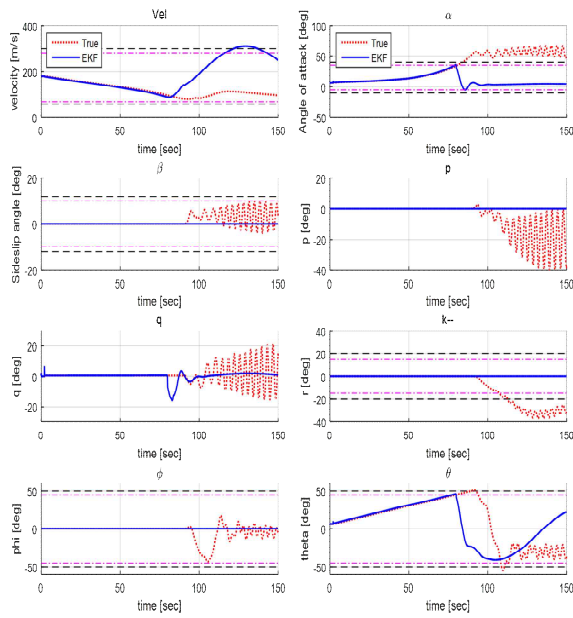


Fig. 8. Comparison of true states with predicted states after 1.5 seconds

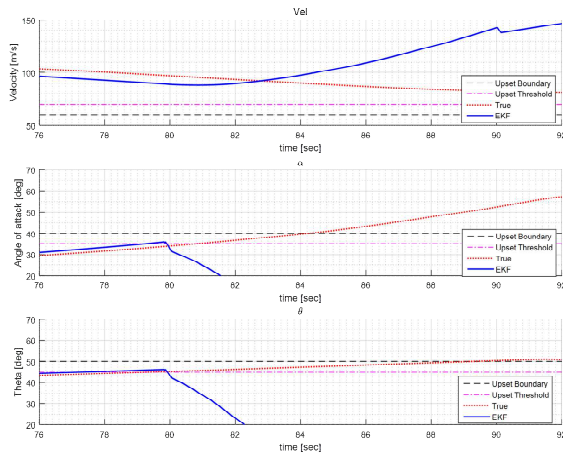


Fig. 9. Changes near the quantitative standard to the upset situation of the actual value(dotted) and the EKF predicted value(solid)

α, θ 의 예측값이 경계치에 닿은 약 75초에 정상상태 회복을 위한 조치를 취함으로써 비정상 상황에 진입하지 않았음을 보여준다.

비정상 비행상황 방지는 확장칼만필터의 예측값이 항공기가 비정상 비행상황에 진입하기 전, 정상 상태를 미리 극복하는 것이 목표이다, Fig. 9는 확장칼만필터를 이용한 방지 기법이 사건이 발생하기 전에 앞서서 판단했는지를 확인하기 위해 주요 예측값 그래프를 확대한 것을 나타낸다. 그래프에서, 확장칼만필터가 예측값이 항공기의 1.5초 후 상태변수를 연산하기 때문에, 예측값인

실선이 현재 상태변수를 나타내는 점선보다 1.5초 앞서 평행 위상 이동한 것과 같은 모습을 보여준다. 이 실선들이 약 78초에 α, θ 의 예측값들이 경계치를 나타내는 1점 쇄선을 넘어섬에 따라 항공기가 곧 비정상 상황에 들어설 수 있는 불안정한 상태임을 판단하게 되고, 스스로 정상상태 회복을 위한 조치를 수행하였음을 보여준다.

따라서, 본 시뮬레이션 결과는 비정상 비행상황에 대한 판단과 회복, 예측과 방지기법 연구에 확장칼만필터를 이용한 모델기반 실시간 상태추정 및 예측 결과가 활용될 수 있음을 보여준다.

IV. 결 론

확장칼만필터를 이용한 비정상 비행상황 판단과 방지에 관한 연구를 진행하였다. 일반적인 확장칼만필터 알고리즘을 구성하고, F-18 HARV의 시스템 모델을 적용하였으며 노이즈 요소인 Q, R, σ_w, σ_v 을 설정하였다. 또, 연구 목적 달성을 위해 받음각 50° 이상에서는 공력 데이터에 불확실성을 크게 부여하였다.

비정상 비행상황 판단 시뮬레이션 결과로, 확장칼만필터 알고리즘을 수행해 얻게 되는 예측값 \hat{x}_k 으로 실제 상태변수와의 변화 양상을 확인하였으며, 잔차 ν_k 값의 증감 변화를 통해 기체가 비정상 비행상황에 진입하였음을 판단하여 정상상태로 회복하기 위한 기동을 수행함을 확인했다. 비정상 비행상황 방지 시뮬레이션에서는 1.5초 이후에 나타날 상태변수를 현재 시간에 표시하는 결과를 표기하였고 그 결과 1.5초 이후에 진입하게 될 비정상 비행상황을 미리 판단하고 정상 상태를 유지할 수 있었다.

차후, 더 다양한 비정상 비행상황에 대한 시뮬레이션을 진행하고, 각각에 대한 대처법을 입력하여 비정상 비행상황의 종류와 관계없이 정상 상태를 유지할 수 있는 연구를 계획 중이다. 또 각 상황에 대한 정량적인 한계치와 경계치에 대한 연구를 수행함과 동시에 플래그를 통한 보다 더 객관적으로 상황을 판단하는 연구를 진행할 계획이다. 궁극적으로는 항공기의 자율 운용을 위한 기초연구로 발전시키는 것을 목적으로 한다.

후 기

본 연구는 충남대학교 학술연구비에 의해 지원되었음.

References

- 1) International Air Transport Association, Loss of Control In-Flight Accident Analysis Report 2010-2014, Technical Report, International Air Transport Association, 2015.
- 2) Aviation Safety Boeing Commercial Airplanes, Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents Worldwide Operations 1959-2014, Technical Report, Boeing Commercial Airplanes, July 2012.
- 3) U.S. Air force Information Access Policy & Compliance Branch, "Accident report", <http://www.foia.af.mil>, 2016.08.22
- 4) Well, Klaus H. "Aircraft control laws for envelope protection." AIAA Guidance, Navigation and Control Conference Keystone, Colorado. 2006
- 5) Yavrucuk, Ilkay, Suraj Unnikrishnan, and J. V. R. Prasad. "Envelope protection for autonomous unmanned aerial vehicles." *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 32.1 (2009): 248-261.
- 6) Upset Recovery Industry Team (The Boeing Company: D. Carbaugh, Airbus: L. Rockliff, and Flight Safety Foundation: B. Vandel), and Federal Aviation Administration (FAA), The Airplane Upset Recovery Training Aid, Revision 2, Aviation Safety Office, Washington, DC, 2008.
- 7) Kwatny, Harry G., and Bor-Chin Chang. "Nonlinear Modeling and Analysis Software for Control Upset Prevention and Recovery of Aircraft." AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Hawaii, Aug. 2008.
- 8) Engelbrecht, Jacobus AA, Simon J. Pauck, and Iain K. Peddle. "Bifurcation analysis and simulation of stall and spin recovery for large transport aircraft." AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. 2012.
- 9) N. B. Abramov, M. G. Goman, A. N. Khrabrov, E. N. Kolesnikov, L. Fucke, B. Soemarwoto, and H. Smaili, "Pushing Ahead - SUPRA Airplane Model for Upset Recovery," AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, Minneapolis, MN, Aug. 2012.
- 10) Chen, Jie, and Ron J. Patton. Robust model-based fault diagnosis for dynamic systems. Vol. 3. Springer Science & Business Media, 2012.
- 11) Keller, Jeffrey D., Robert M. McKillip Jr, and Sungwan Kim. "Aircraft flight envelope determination using upset detection and physical modeling methods." AIAA Paper 6259 (2009).
- 12) Jonghee Bae, Youdan Kim. Fault Detection and Isolation Algorithm for SMART UAV using Decentralized Information Filter. KSAS Conference, 702-705, (2010).
- 13) Jonghee Bae, Youdan Kim. Fault Detection and Isolation Technique for SMART UAV using Federated Kalman Filter. KSAS Conference, 692-695, (2010).
- 14) Jooyoung Lee, Yongsoo Han, Youdan Kim. State Estimation for UAV using Multi-sensor Data Fusion Filter. KSAS Conference, 1052-1055, (2008).
- 15) Ili, Kenneth W., and Kon-Sheng Charles Wang. Flight-determined subsonic longitudinal stability and control derivatives of the F-18 High Angle of Attack Research Vehicle (HARV) with thrust vectoring. Vol. 97. No. 206539. NASA, Dryden Flight Research Center, 1997.
- 16) Ili, Kenneth W., and Kon-Sheng Charles Wang. "Flight-Determined, Subsonic, Lateral/Directional Stability and Control Derivatives of the Thrust-Vectoring F-18 High Angle of Attack Research Vehicle (HARV), and comparisons to the basic f-18 and predicted derivatives." (1999).
- 17) Taeyoung Lee and Youdan Kim. "Nonlinear adaptive flight control using backstepping and neural networks controller." *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 24.4 (2001): 675-682.
- 18) Khalil, Hassan K. and J. W. Grizzle, Nonlinear Systems, 3rd ed. New Jersey, Prentice hall New Jersey, 2001.
- 19) Little, Roderick JA, and Donald B. Rubin. Statistical analysis with missing data. John Wiley & Sons, 2014.
- 20) Sunghil Kim, "Essential Kalman filter", Ajin, 2010
- 21) Youdan Kim, "Fault Tolerant Flight Control System", The Proceedings of KIEE

50(12), 2001.12, 12-5.

22) Stevens, Brian L., Frank L. Lewis, and Eric N. Johnson. Aircraft control and simulation: dynamics, controls design, and autonomous systems. John Wiley & Sons, 2015.

23) J. E. Wilborn, and J. V. Foster, "Defining Commercial Transport Loss-of-Control: A Quantitative Approach," AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Providence, RI, Aug. 2004.