

# 천음속 비행영역에서 하중제한 초과 방지를 위한 증분형 동적 모델역변환 제어 연구

진태범<sup>1,†</sup>, 김종섭<sup>1</sup>, 고기옥<sup>1</sup>, 김병수<sup>2</sup>

<sup>1</sup>한국항공우주산업(주)

<sup>2</sup>경상대학교

## Study of the Incremental Dynamic Inversion Control to Prevent the Over-G in the Transonic Flight Region

Tae-beom Jin<sup>1,†</sup>, Chong-sup Kim<sup>1</sup>, Gi-Oak Koh<sup>1</sup> and Byoung-Soo Kim<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Korea Aerospace Industries, LTD

<sup>2</sup> Gyeongsang National University

### Abstract

Modern aircraft fighters improve the maneuverability and performance with the RSS (Relaxed Static Stability) concept and therefore these aircrafts are susceptible to abrupt pitch-up in the transonic and moderate Angle-of-Attack (AoA) flight region where the shock wave is formed and the mean aerodynamic center is moved forward during deceleration. Also, the modeling of the aircraft flying in this flight region is very difficult due to complex flow field and unpredictable dynamic characteristics and the model-based control design technique does not fully cover this problem. In this paper, we analyzed the performance of the TPMC (Transonic Pitching Moment Compensation) control based on the model-based IDI (Incremental Dynamic Inversion) and the Hybrid IDI based on the model and sensor based IDI during the SDT (Slow Down Turn) in transonic region. As the result, the Hybrid IDI had quicker response and the same maximum g suppression performance and provided the predictable flying qualities compared to the TPMC control. The Hybrid IDI improved the performance of the Over-G protection controller in the transonic and moderate AoA region

### 초 록

현대 전투기는 정안정성 완화 개념을 적용하여 기동성과 성능을 향상시키는데, 천음속 비행영역에서는 충격파 형성과 더불어 감속기동 중 발생하는 공력중심 전방이동 현상에 의해 갑작스런 기수 들림이 발생하는 경향을 갖는다. 또한 천음속 중간 받음각 비행영역은 항공기 모델링이 어려워 모델 기반의 제어 방식은 이 문제를 해결하는데 한계를 갖는다. 이번 논문에서는 초음속 경전투기 모델을 이용하여 천음속 영역에서 감속선회 기동 중 모델 기반 증분형 동적 모델역변환 방식의 천음속 피칭모멘트 보상 제어(TPMC)와 모델과 센서를 기반으로 하는 Hybrid 증분형 동적모델 역변환(IDI) 제어의 성능을 분석하였다. 분석 결과, Hybrid 증분형 동적모델 역변환 제어는 천음속 피칭모멘트 보상 제어에 비해 빠른 초기 반응과 동등한 최대 수직가속도 제한 성능을 가지면서 조종사가 예측 가능한 비행성을 제공하여 천음속 중간 받음각 비행영역에서 하중제한 초과 방지 제어기의 성능을 크게 개선하였다.

**Key Words** : IDI(증분형 동적 모델역변환), Hybrid IDI(혼합 증분형 동적 모델역변환), Over-G Protection(하중 제한 초과 방지), Transonic flight region(천음속 비행영역)

## 1. 서 론

Received: Mar. 04, 2021 Revised: Jun. 11, 2021 Accepted: Jun. 11, 2021

† Corresponding Author

Tel: E-mail: taebom.jin@koreaero.com

© The Society for Aerospace System Engineering

최근에 개발되는 군용 전투기는 성능 및 조종성 향상을 위해 기체를 정적으로 불안정한 상태로 만드는 정안정성 완화 개념을 갖도록 설계한다[1,2]. 이를 통해 전투기의 기동능력은 향상시키고 디지털 전기식 비행제어계통의 적용으로 전 운용비행영역에서 항공기의 안정성과 비행성을 보장할 수 있다. 하지만 정안정성

완화 개념이 적용된 전투기는 초음속에서 천음속 비행 영역으로 감속 중 나타나는 압력중심의 전방 이동 현상에 의해, 참고문헌 [3]의 EF-2000 전투기와 같이 갑작스러운 피칭모멘트의 증가로 항공기 기수가 갑자기 들리는 반응이 나타나기 쉽다. 그리고 천음속 비행 영역은 항공기의 전방에서 충격파가 형성되어 공기흐름 특성이 불연속적이고 속도에 따른 공력 작용점의 위치 변화 등이 동반됨에 따라 동역학 계수들의 정확한 값 산출이 어렵고 수학적 모델링이 어렵다[3,4]. 일반적으로 이러한 급격한 기수 들림은 조종사가 예측할 수 없는 상태에서 발생하기 때문에 항공기 비행성을 상당히 저하시키고, 항공기의 구조적 하중 제한을 초과시킨다[3].

이번 연구에서는 천음속 비행영역에서의 하중제한 초과를 방지하기 위해, 증분형 동적 모델 역변환 제어를 기반으로 두 가지 제어 방식을 초음속 고등훈련기 모델에 적용하고 시뮬레이션으로 성능을 평가하였다. 두 가지 제어 방식의 첫 번째는 현재 많은 항공기에 적용되는 모델 기반 증분형 동적 모델역변환 방식의 TPMC 제어이고, 두 번째는 모델 기반 제어방식에 센서 기반 제어방식을 혼합하는 Hybrid IDI 제어이다. 성능평가를 통해 현재 운용되는 항공기에 거의 사용되지 않는 Hybrid IDI 제어가 모델 기반 TPMC 제어에 비해 모델링이 어려운 영역에서 더 우수한 제어 성능을 보이고 있음을 알 수 있다. 또한 센서 기반 제어방식을 사용하려면 센서 정보를 처리하는데 발생하는 시간 지연에 따른 안정성 저하에 대한 대응이 필요한데, 이를 위한 동기화 필터 설계방법을 제시한다.

## 2. 제어법칙 설계

### 2.1 대상 항공기

대상 항공기는 전폭 9.45m, 전장 13.14m 및 전고 4.94m로 단발 엔진의 초음속(supersonic) 전투기이다. 공허 중량은 14,200lbs, 최대 이륙 중량은 29,700lbs로 최대 속도는 마하수 1.5이다. 그리고 17,700lbs의 추력 성능과 최대 수직 가속도는 +8g로 고기동 능력을 보유하고 있다[5].

Fig. 1은 대상 항공기의 세로축 정적 여유 (static margin) 특성을 나타낸다[6]. 아음속 비행영역에서는 무게중심이 공력중심의 후방에 위치하여 항공기는 불안정하다. 그러나 초음속 비행영역에서는 공력중심이 후방으로 이동하여 무게중심이 공력중심보다 전방에 위치함으로써 항공기는 정적으로 안정하다.

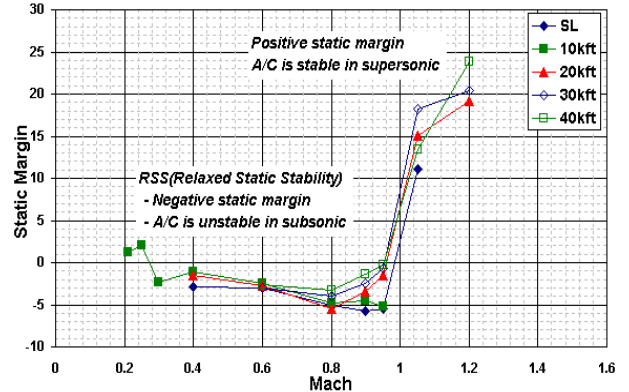


Fig. 1 Static stability of the research aircraft

### 2.2 증분형 동적 모델역변환 제어(IDI)

#### 2.2.1 IDI 이론

IDI 제어는 크게 목표 동역학과 역운동 모델로 나눌 수 있다. 목표 동역학은 항공기의 동특성을 제거하고 설계자가 원하는 제어입력을 산출하는 부분이다. 설계자가 원하는 제어입력을 산출하는 것은 항공기의 응답 특성을 결정하는 것으로, 임무 및 비행성 설계 목표를 고려하여 설계하는 것을 의미한다. 그리고 역운동 모델은 비선형 항공기의 모델을 산출하고 제거하는 부분으로 항공기의 동역학 모델은 각가속도로 표현된다 [7,8]. Fig. 2오류! 참조 원본을 찾을 수 없습니다.는 Hybrid 개념의 IDI 제어 구조를 나낸다.

식 (1)과 같이 표현되는 항공기 비선형 운동방정식을 고려한다. 여기서,  $\mathbf{x} \in \mathbf{R}^n$ 는 상태벡터(state vector),  $\mathbf{u} \in \mathbf{R}^m$ 는 제어벡터(control input vector),  $n$ 은 상태변수의 개수이고  $m$ 은 제어면의 개수이다.

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{F}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \quad (1)$$

때 제어벡터  $\mathbf{u}$ 에 대해 함수  $\mathbf{F}$ 는 선형적으로 표현할 수 있어 식 (1)은 다음과 같이 변형될 수 있다. 여기서,  $\mathbf{f}(\mathbf{x}) \in \mathbf{R}^{n \times 1}$ 인 항공기의 상태를 나타내는 편미분을 갖는 비선형 함수,  $\mathbf{g}(\mathbf{x}) \in \mathbf{R}^{n \times m}$ 인 제어행렬이다.

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{g}(\mathbf{x})\mathbf{u} \quad (2)$$

식 (2)를 아래 첨자 '0'으로 표현되는 현재 상태에 대하여 테일러 시리즈 전개하고 2차 이상의 고차항을 무시하면 식 (3)과 같다. 여기서,  $\Delta \mathbf{x} = (\mathbf{x} - \mathbf{x}_0)$ ,  $\Delta \mathbf{u} = (\mathbf{u} - \mathbf{u}_0)$ 이다.

$$\dot{\mathbf{x}} \cong \mathbf{f}(\mathbf{x}_0) + \mathbf{g}(\mathbf{x}_0)\mathbf{u}_0 + \left[ \frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}} + \frac{\partial \mathbf{g}(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}} \mathbf{u} \right]_{\substack{\mathbf{x}=\mathbf{x}_0 \\ \mathbf{u}=\mathbf{u}_0}} \Delta \mathbf{x} + [\mathbf{g}(\mathbf{x})]_{\substack{\mathbf{x}=\mathbf{x}_0 \\ \mathbf{u}=\mathbf{u}_0}} \Delta \mathbf{u}$$

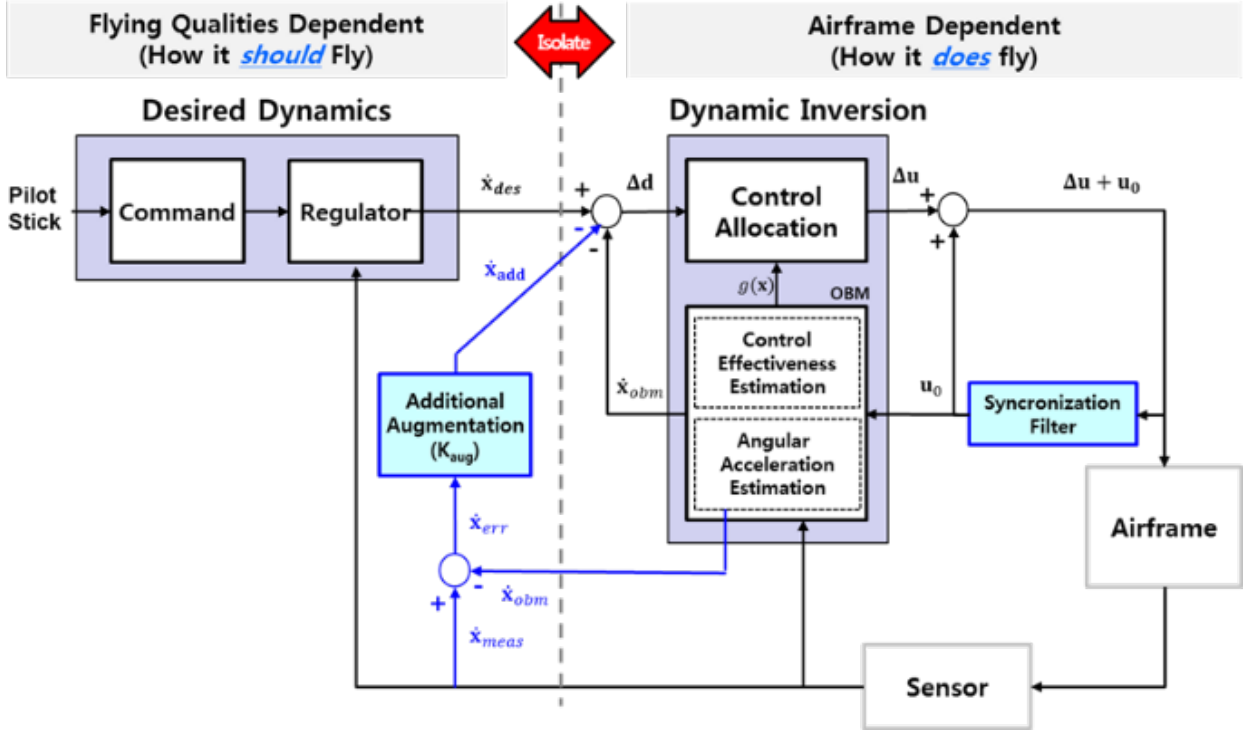


Fig. 2 Structure of the hybrid Incremental Dynamic Inversion (IDI) control [9]

$$= \dot{x}_0 + \left[ \frac{\partial f(x)}{\partial x} + \frac{\partial g(x)}{\partial x} u \right]_{x=x_0, u=u_0} \Delta x + g(x_0) \Delta u \quad (3)$$

비행제어 컴퓨터의 샘플링 간격을 고려하면  $\Delta x$  항이 매우 작아 무시할 수 있고,  $\dot{x}$  는 목표 동역학에 정의하는 설계자가 원하는 각가속도  $\dot{x}_{des}$  와 같아야 하므로 식 (3)은 식 (4)과 같이 표현된다.

$$\dot{x} = \dot{x}_0 + g(x_0) \Delta u = \dot{x}_{des} \quad (4)$$

$g(x_0)$  의 역행렬(inverse matrix)이 항상 존재한다고 가정한다.

$\dot{x}_0$  는 비선형성을 제거하기 위해  $\Delta u$  를 형성할 때 사용하는 항공기의 상태변수의 변화율로 항공기 탑재모델에서 계산하거나 센서를 이용하여 측정할 수 있다. 식 (4)의  $\dot{x}_0$  를 항공기의 현재 상태변수 변화율과 구분하기 위해  $\hat{\dot{x}}_0$  라고 하면 식 (4)는 식 (5)와 같이 표현된다.

$$\Delta u = g(x_0)^{-1} (\dot{x}_{des} - \hat{\dot{x}}_0) \quad (5)$$

위의  $\Delta u$  에 대한 식 (5)를 식 (4)에 대입하여 정리하면 식 (6)과 같다. 식 (6)에서 보는 바와 같이 항공기의 동특성이 완전히 제거되어 설계자가 원하는 각가속도가 항공기 반응으로 나타난다.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= \dot{x}_0 + g(x_0) [g(x_0)^{-1} (\dot{x}_{des} - \hat{\dot{x}}_0)] \\ &= \dot{x}_0 + \dot{x}_{des} - \hat{\dot{x}}_0 \end{aligned} \quad (6)$$

IDI 제어에서 항공기의 각가속도를 획득하는 방법에 있어 모델 및 센서기반의 2가지 방법이 제시된다. 모델기반은 풍동시험이나 비행시험으로 획득한 공력 모델과 각속도, 각변위 등의 센서 정보를 활용하여 항공기 각가속도를 추정하는 방식이며, 센서기반은 항공기에 각가속도 센서를 장착하거나, 항공기의 각속도를 미분하여 각가속도를 직접 획득하는 방식이다[9]. 위의 식 (6)에서 모델 기반 IDI 제어는 항공기의 모델링이 정확하다면  $\hat{\dot{x}}_0$  가  $\dot{x}_0$  를 상쇄하게 되어 이론적으로 설계자가 원하는 비행성 및 안정성을 확보 가능하고, 센서 기반 IDI는 센서의 측정값  $\hat{\dot{x}}_0$  가  $\dot{x}_0$  와 같아 상쇄가 되기 때문에 모델에 대한 의존성이 없어 모델 오차에 대한 강건성을 확보할 수 있다[8]. 그러나 현실에서는 항공기의 수학적 모델링 오차, 제어시스템에 포함된 작동기(actuator), 센서 모델 및 계산 시간지연 등의 요인으로 인해 항공기의 동역학적 특성을 완벽히 상쇄시킬 수 없다. 다양한 불확실성에 대처하여 비행성과 감항인증 규격서에는 항공기의 안정성을 확보하기 위한 방법으로 안정성 여유 기준을 제시하고 있다. 이번 연구에서는 안정성 여유 기준인 이득 여유  $\pm 6\text{dB}$ , 위상 여유  $\pm 45^\circ$  를 만족시킬 수

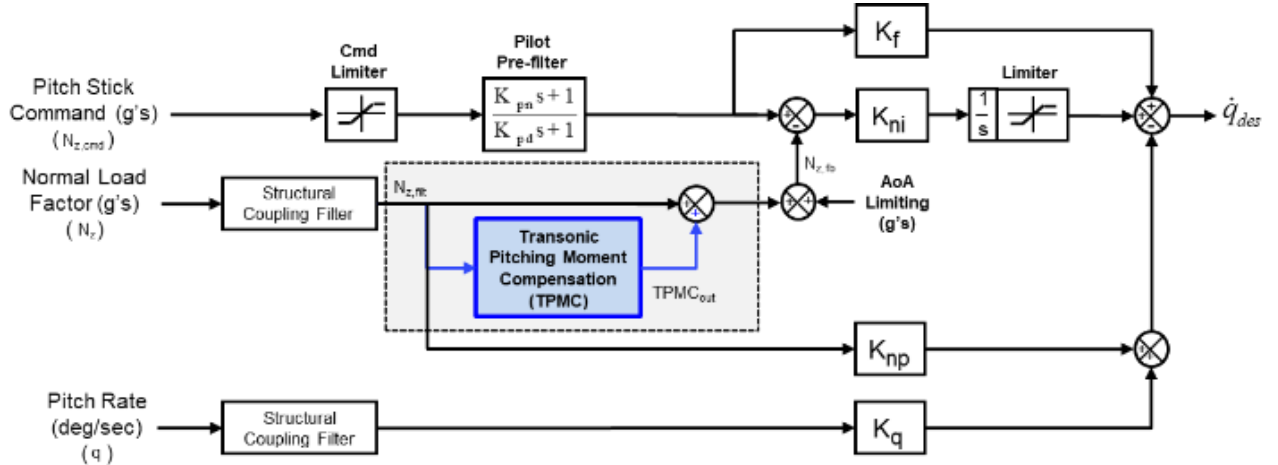


Fig. 3 Desired dynamics of longitudinal axis with TPMC [8]

있도록 제어법칙을 설계하여 불확실성에 대처하여 항공기 안정성을 확보한다[10,11].

### 2.2.2 목표동역학

Fig. 3오류! 참조 원본을 찾을 수 없습니다.은 TPMC 제어가 더해진 상태의 세로축의 목표 동역학 구조를 나타낸다. 세로축 목표 동역학은 초기 포착능력을 향상하기 위하여 수직 가속도를 제어 변수로 하여 비례-적분 제어 방식을 채택하였으며, 기동 시 초기 피치 각가속도의 증강을 위한 개루프 제어명령을 사용한다. 세로축 목표 동역학의 피드백에 사용되는 항공기 상태 변수는 피치 각속도 및 수직 가속도이다. 피치 각속도 피드백은 단주기 모드의 감쇠비를 증강시켜 주는 역할을 한다. 한편, 수직 가속도 피드백은 단주기 모드의 고유 진동수와 감쇠비 모두를 증강시킨다[10].

조종 명령에 대한 설계자가 원하는 피치 각가속도를  $\dot{q}_{des}$  (deg/s<sup>2</sup>)이라고 정의하면 식 (7)로 표현할 수 있다.

$$\dot{q}_{des} = \left(K_f + \frac{K_{ni}}{s}\right)n_{ncmd} - \left(K_{np} + \frac{K_{ni}}{s}\right)n_n - K_q q \quad (7)$$

여기서,  $n_{ncmd}$ 는 조종사의 수직 가속도 명령(g),  $n_n$ 은 항공기의 수직 가속도(g)를 나타낸다.

### 2.3 수직 가속도 피드백을 이용한 TPMC 제어

TPMC 제어는 천음속 영역에서 세로축 응답특성을 개선하기 위해 목표 동역학 내의 수직 가속도 피드백 경로에 추가되어, 마하수 및 고도와 같은 비행조건에 따라 미리 정의된 수직 가속도 값으로 구성된 테이블을 가지고 추가적인 수직 가속도 피드백을 산출하는 기법이다. 이 방법은 현재 천음속 비행영역에서 갑작스러운 수직 가속도 증가를 방지하기 위해 F/A-18, EF-2000 및 FA-50 항공기에 사용되는 제어 방법이다.

다[3,13]. Fig. 3오류! 참조 원본을 찾을 수 없습니다.은 추가적인 수직 가속도 피드백에 의해 피칭 모멘트를 보상하기 위한 TPMC 제어기의 구조를 보여주고 있다. TPMC 제어기는 고도변화에 따라  $n_z$  피드백 및 마하수 변화 피드백을 통해 천음속 영역에서 하중제한 초과를 방지하며, 1.1을 초과하는 마하수 상태에서는 수직가속도 피드백이 0이 되도록 설계되어 있다.

### 2.4 각가속도 오차를 이용한 Hybrid IDI 제어

Hybrid IDI 제어는 탑재 항공기 모델(OBM)로부터의 항공기 각가속도 추정 값과 관성측정장치(Inertial Measurement Unit, IMU)에서 측정된 항공기 각가속도와의 오차 값을 IDI 제어에 기초한 피드백 변수로 이용하여 제어시스템을 추가적으로 증강하는 방법으로, 이 연구를 통해 천음속 영역에서 감속선회 중 세로축 응답특성 개선을 위해 사용을 제안하는 방법이다.

오류! 참조 원본을 찾을 수 없습니다.2에서 탑재 항공기 모델로부터 산출된 각가속도,  $\dot{x}_{obm}$ 과 Hybrid IDI 제어를 위한 각가속도,  $\dot{x}_{add}$ 를 통해 가상 제어명령  $\Delta d$ 는 다음과 같이 얻어진다.

$$\dot{x}_{add} = K_{aug}(\dot{x}_{meas} - \dot{x}_{obm}) \quad (8)$$

$$\Delta d = \dot{x}_{des} - \dot{x}_{obm} - \dot{x}_{add} \quad (9)$$

여기에서  $K_{aug}$ 는 n차의 대각행렬로 Hybrid IDI 제어의 제어이득이다. 위의 식 (8), (9)를 이용하여  $\Delta u$ 를 산출하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \Delta u &= g(x_0)^{-1} \Delta d \\ &= g(x_0)^{-1} [\dot{x}_{des} - \{K_{aug} \dot{x}_{meas} + (I - K_{aug}) \dot{x}_{obm}\}] \quad (10) \end{aligned}$$

여기에서  $K_{aug} \dot{x}_{meas} + (I - K_{aug}) \dot{x}_{obm}$  항은  $K_{aug}$ 의 값에 따라  $\dot{x}_{meas}$ 와  $\dot{x}_{obm}$ 을 비율적으로 사용한다는 것을 의미한다. 식 (10)을 식 (4)에 대입하여 정리하면

다음과 같이 제어법칙을 포함한 운동방정식을 얻을 수 있다:

처럼 항공기에 장착된 관성측정장비로부터 측정된 각속도를 미분하여 얻어지는 각가속도는 구조연동필터를

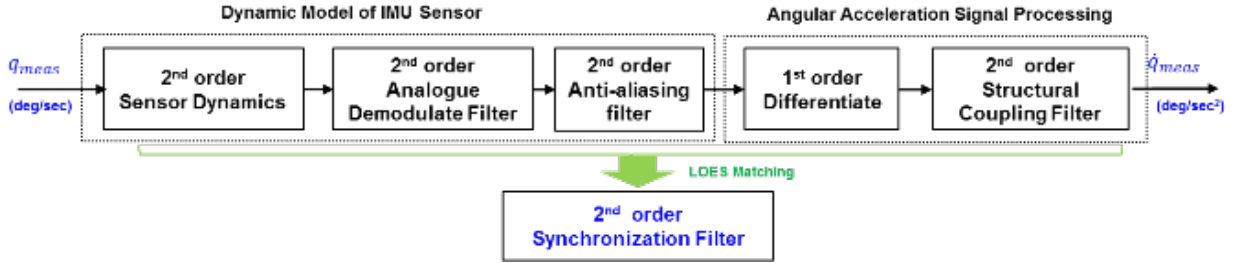


Fig. 4 Process of acquisition for angular acceleration of the aircraft

$$\dot{x} = \dot{x}_0 + [\dot{x}_{des} - \{K_{aug}\dot{x}_{meas} + (I - K_{aug})\dot{x}_{obm}\}] \quad (11)$$

### 2.4.1 Hybrid IDI 제어기의 안정성 및 강인성 분석

Hybrid IDI 제어기에 대한 안정성 및 강인성 분석은 참고문헌 [14]의 INDI 제어에 대한 안정성 및 강인성 증명을 활용한다. Hybrid IDI 제어기는 full state linearization 형태이므로 internal dynamics가 존재하지 않는다[15]. 참고문헌 [14]의 Theorem 1, Proposition 1 및 Corollary 2에 의해 모델기반과 센서기반 IDI 제어기의 선형결합 형태를 가지는 Hybrid IDI 제어기는 안정성을 가지며, 외부요란과 모델 불확실성에 대해 강인성을 가진다고 말할 수 있다. 참고문헌 [14]의 강인성 증명 마지막 부분에 각가속도 제어에 사용되는 INDI 제어기의 각속도 미분에 따른 시간지연에 의한 안정성 여유 감소 문제를 다룬다. 각속도 미분에 따른 시간지연은 다음의 동기화 필터 적용을 통해 해결하였다.

### 2.4.2 동기화 필터 설계

센서로부터 측정된 각가속도를 피드백하는 시스템에서 발생하는 시간지연은 항공기 제어시스템의 안정성에 상당한 영향을 준다. 일반적으로, 항공기의 각가속도는 각속도를 미분하여 쉽게 얻어질 수 있으나, 미분하는 방법은 잡음을 증폭시킬 수 있다는 단점을 가지는 것으로 알려져 있다. 이번 연구에서는 양산 항공기에서 적용되는 제어법칙 내의 관성측정장비(Inertial Measurement Unit, IMU)에서 측정되는 각속도를 미분하여 각가속도를 얻는다. 추가하여 잡음증폭 특성과 비행제어 컴퓨터의 샘플링 시간을 고려하여 미분필터의 시간상수를 0.047로 선택하였다. 그리고, 고주파 구조 연동을 제거하기 위해 각가속도 피드백 경로에 이차의 구조연동필터(Structural Coupling Filter, SCF)를 설계하였다.

오류! 참조 원본을 찾을 수 없습니다.에 보여지는 것

통과한 후 동적 모델역변환 부분으로 입력된다. 이러한 경로 때문에 센서로부터 동적 모델역변환까지 각가속도가 피드백 될 때 시간지연이 발생한다. 일반적으로 최대 시간지연은 약 15msec 이다. 각가속도 피드백 시간지연은 명령과 조종면 피드백 사이에 불일치를 발생시키고 제어시스템의 안정성 여유를 감소시킨다. 따라서, 각가속도의 시간지연 피드백 영향을 완화하기 위해 조종면 피드백 내에 동기화 필터 (synchronization filter) 설계가 필요하다 [14,16,17].

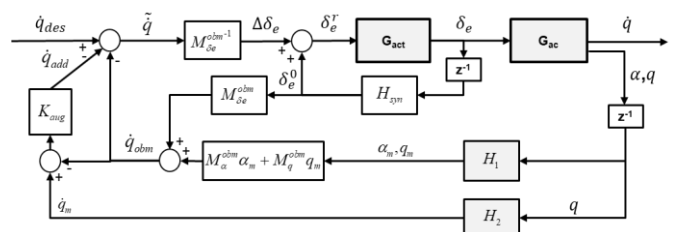
Fig. 5의 Hybrid IDI 제어 블록 다이어그램을 고려하자.  $G_{act}$ ,  $G_{ac}$ 는 각각 작동기와 항공기를 나타내는 전달함수이고  $H_{syn}$ 는 동기화 필터,  $H_1$ 은 센서 동력학과 SCT 필터를 포함하는 전달함수,  $H_2$ 는 미분필터와 SCT필터를 포함하는 전달함수이다. 아래의 Fig. 5에서  $\dot{q}_{fb} = \dot{q}_{add} + \dot{q}_{obm}$  이라 하면,  $\frac{\delta_e}{\Delta\delta_e}$ 와  $\frac{\dot{q}}{\dot{q}_{des}}$ 의 전달함수는 다음과 같이 구해진다.

$$\frac{\delta_e}{\Delta\delta_e} = \frac{G_{act}}{1 - G_{act}H_{syn}e^{-sT_s}} \quad (12)$$

$$\frac{\dot{q}}{\dot{q}_{des}} = \frac{M_{\delta_e}^{obm-1} \frac{\delta_e}{\Delta\delta_e} G_{ac} \dot{q}}{1 + M_{\delta_e}^{obm-1} \frac{\delta_e}{\Delta\delta_e} \dot{q}_{fb} e^{-sT_s}} = \frac{M_{\delta_e}^{obm-1} \frac{G_{act}}{1 - G_{act}H_{syn}e^{-sT_s}} G_{ac} \dot{q}}{1 + M_{\delta_e}^{obm-1} \frac{G_{act}}{1 - G_{act}H_{syn}e^{-sT_s}} \dot{q}_{fb} e^{-sT_s}} = \frac{G_{act}G_{ac} \dot{q}}{G_{act}(\dot{q}_{fb} - M_{\delta_e}^{obm} H_{syn})e^{-sT_s} + M_{\delta_e}^{obm}} \quad (13)$$

$\dot{q}_{fb}$  은 Fig. 5에서 다음과 같이 정리된다:

$$\begin{aligned} \dot{q}_{fb} &= \dot{q}_{obm} + K_{aug}(\dot{q}_m - \dot{q}_{obm}) \\ &= (1 - K_{aug})(M_{\alpha}^{obm} H_{1\alpha} \alpha + M_q^{obm} H_{1q} q + M_{\delta_e}^{obm} H_{syn} \delta_e) \\ &\quad + K_{aug}(M_{\alpha}^{ac} H_2 \alpha + M_q^{ac} H_2 q + M_{\delta_e}^{ac} H_2 \delta_e) \end{aligned} \quad (14)$$





**Fig. 5** Block diagram of Hybrid IDI control

$\dot{q}_{fb}$  식을  $\frac{\dot{q}}{q_{des}}$ 의 분모에 대입한 후,  $\alpha$ ,  $q$ ,  $\delta_e$ 에 대한 항으로 모아 정리하고  $\frac{\alpha}{\delta_e} = G_{ac}^\alpha$ ,  $\frac{q}{\delta_e} = G_{ac}^q$ 라 하면

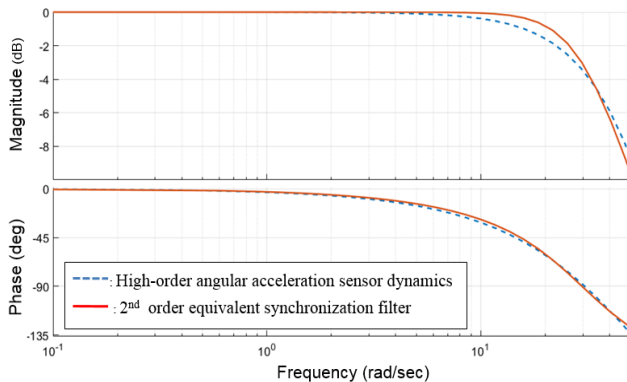
$$\begin{aligned} D\dot{q} = & G_{act}[G_{ac}^\alpha e^{-sT_s}\{(1 - K_{aug})M_\alpha^{obm}H_{1\alpha} + K_{aug}M_\alpha^{ac}H_2\} \\ & + G_{ac}^q e^{-sT_s}\{(1 - K_{aug})M_q^{obm}H_{1q} + K_{aug}M_q^{ac}H_2q\} \\ & + e^{-sT_s}\{(1 - K_{aug})M_{\delta_e}^{obm}H_{syn} + K_{aug}M_{\delta_e}^{ac}H_2 - \\ & H_{syn}\}] + M_{\delta_e}^{obm} \end{aligned} \quad (15)$$

와 같이 정리할 수 있다. 식 (15)에서  $(1 - K_{aug})M_{\delta_e}^{obm}H_{\delta_e} + K_{aug}M_{syn}^{ac}H_2 - M_{\delta_e}^{obm}H_{syn}$ 는 센서 기반 IDI에서만 나타나는 항으로, 이 항목을 0으로 하는 것이 완전한 동기화를 달성하는 것이다. 따라서,  $H_{syn}$ 는 다음과 같이 얻어진다:

$$H_{syn} = \frac{M_{\delta_e}^{ac}H_2}{M_{\delta_e}^{obm}} \quad (16)$$

이와 같이 Hybrid IDI 제어에서 순수한 모델 추정과 각가속도 센서 값을 결합하여 완전한 동기화를 달성할 수 있다. 위의 식은 완전한 동기화 필터 구현을 위해 센서 모델, 미분 필터, 구조연동필터 등을 모두 고려해야 함을 의미하는데, 이것은 제어 시스템 추가적인 계산의 복잡함이라는 부담을 주게 된다. 이를 완화하기 위해 저차 등가시스템의 동기화 필터 사용이 필요하다. 이번 연구에서는 2차의 동기화 필터를 고려한다.

Fig. 6은 9차의 각가속도 동력학과 2차의 동기화 필터의 이득 및 위상 반응을 보여준다. 9차의 각가속도 동력학과 2차의 동기화 필터의 반응은 오차가격함수가 3.2이하를 보여주며 상당히 일치하는 것을 볼 수 있다. 동기화 필터의 감쇄비는 0.707, 고유 주파수는 29.7 rad/sec로 설정되었다.

**Fig. 6** Control surface synchronization filter

### 3. 비행성 및 안정성 평가 결과

#### 3.1 평가 영역 및 항목

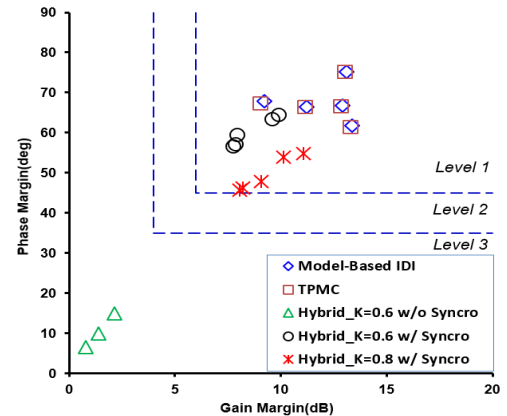
Table 1에서 제시하고 있는 주요 비행영역에서 앞에서 설명한 2가지 제어 방식을 평가한다. 천음속 비행영역에서 세로축 응답특성을 평가하기 위한 주요 비행영역은 고도 30kft에서 M0.90, M0.95, M1.00, M1.10 및 M1.20이다. 이때, 항공기의 세로축 무게중심(Longitudinal Center of Gravity, XCG)은 내부연료 60% 상태인 34.78%MAC이 유지된다.

**Table 1** Test points and CG position

Case	Flight Condition						XCG (% MAC)
	Alt (kft)	Mach	VCAS (knots)	AoA (deg)	HT (deg)	Thrust (%)	
1	30	0.90	346	1.6	0.2	68	34.78 (내부연료 60%)
2	30	0.95	368	1.7	0.1	81	
3	30	1.00	390	1.8	-1.1	106	
4	30	1.10	435	2.0	-2.4	120	
5	30	1.20	479	1.8	-2.1	122	

#### 3.2 안정성 여유 해석

Fig. 7과 Fig. 8에서 볼 수 있듯이 1g와 7g에서 모델 기반 IDI, TPMC 및 Hybrid IDI 제어기가 모두 안정성 여유를 만족한다. Hybrid IDI 제어기의 경우, 안정성 여유 확보를 위해 동기화 필터 사용이 필수적임을 알 수 있다.

**Fig. 7** 1g stability margin analysis result

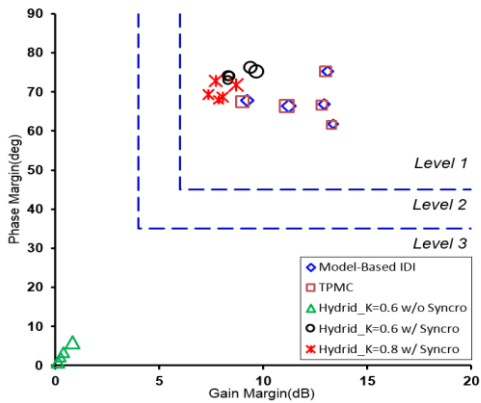


Fig. 8 7g stability margin analysis result

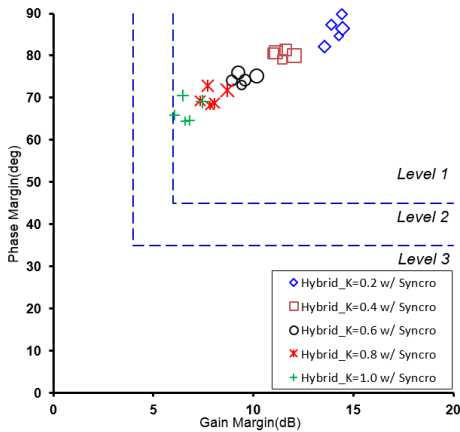


Fig. 91 7g stability margin analysis of Hybrid IDI with  $K_{aug}$  variations

Fig. 919에서는  $K_{aug}$  값 변화에 따른 Hybrid IDI 제어기의 안정성 여유 분석 결과를 보이고 있다.  $K_{aug}$  값이 1.0이 되면 안정성 여유가 Level 1과 Level 2 경계에 위치하게 되므로 시간 영역 시뮬레이션에는  $K_{aug}$  값 0.8을 사용하는 것이 추천된다.

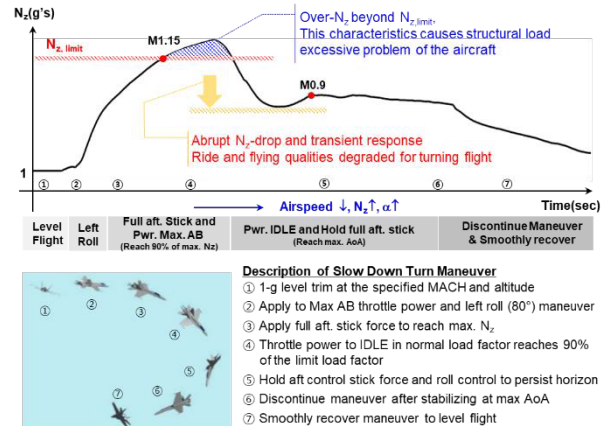


Fig. 10 Expected aircraft response and procedure for SDT

### 3.3 시간 영역 시뮬레이션

#### 3.3.1 평가 기동 정의

천음속 비행영역에서 항공기의 응답 특성을 평가하기 위해 M1.20에서 항공기를 트림한 후 최대 조종간 입력을 사용하여 M0.90 이하까지 감속선회 기동을 수행하였다. 감속선회 기동 중 중점적으로 살펴볼 사항은 운용제한 수직 가속도를 기준으로 최대 수직 가속도를 제한하는 정도 및 이후 항공기의 수직 가속도 및 AOA 반응이다. Fig. 10은 이러한 평가항목 및 이를 수행하기 위한 기동을 보여주고 있다.

#### 3.3.2 시간 영역 시뮬레이션 결과

**오류! 참조 원본을 찾을 수 없습니다.** 1은 각 제어기 별 시간 영역 시뮬레이션 결과를 비교한 것이다. 마하 수 변화에서 80%  $K_{aug}$  값을 사용한 Hybrid IDI 제어 방식이 더 빠른 시간에 감소되는 결과를 보여 선회성능과 감속성능이 다른 제어기들보다 우수하다. 수직 가속도 반응에서는 천음속 비행 특성을 고려하지 않은 모델 기반 IDI 제어가 최대 8.8g 를 보여 운용하중 제

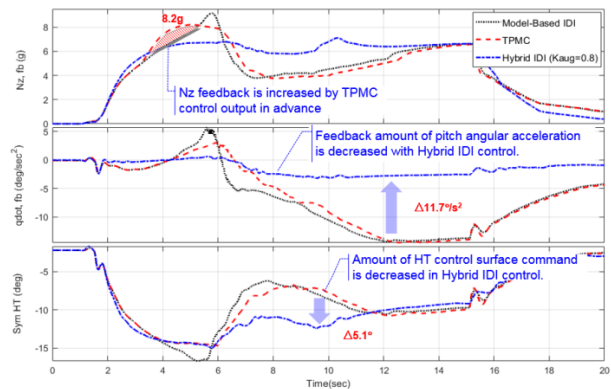
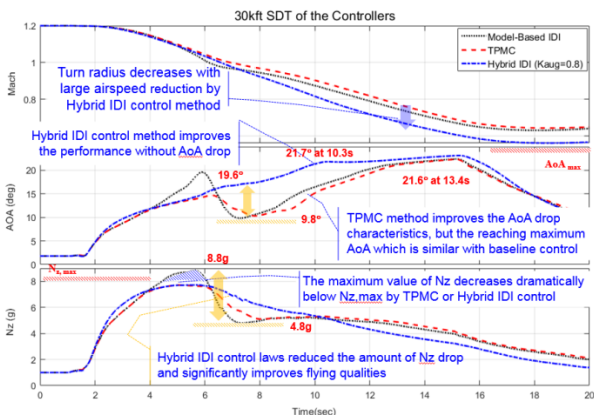


Fig. 21 Time response comparison of the controllers

한을 초과하고 있음을 보여준다.

TPMC 제어와 Hybrid IDI 제어는 최대 수직 가속도 반응을 적절하게 억제하여 운용하중 제한 이내에 머무르게 하고 있다. 최대 수직 가속도 이후 모델 기반 IDI 제어는 4.4g의 수직 가속도와 9.8°의 받음각 감소를 보이고, TPMC 제어는 수직 가속도와 받음각 감소의 크기는 모델 기반 IDI 제어보다는 2/3 수준으로 작으나 경향성은 유사하다. 반면 Hybrid IDI 제어는 초기 최대 수직 가속도에 도달하는 반응이 TPMC 제어기보다 빠르고, 수직 가속도와 받음각 모두 서서히 변화되는 반응을 보여 조종사가 예측 가능한 항공기 조종을 수행할 수 있게 한다. 수직 가속도 피드백에서는 TPMC 제어방식이 운용하중 제한 초과를 방지하도록 많은 수직 가속도 피드백 량을 보인다. 피치 각가속도 피드백에서는 모델 기반 IDI 제어와 TPMC 제어가 갑작스러운 수직 가속도와 받음각 감소 이후에 피치 각가속도 피드백 량이 증가하여 조종면 사용량이 감소하지만, Hybrid IDI 제어에서는 피치 각가속도 피드백 량의 변화가 거의 없어 조종면 사용량도 다른 제어 방식에 비해 약 5.1° 더 사용하는 것을 보이고 있다.

Hybrid IDI 제어에서 조종면 사용이 많은 것은  $K_{aug}$  값이 증가할 때 안정성 여유가 감소하는 것과 일치하는 결과로 볼 수 있다.

한 가지 주의를 끄는 것은 대상 항공기의 정적 여유가 매우 빠르게 양에서 음으로 변하는 M1.05 ~ M0.93 사이에서 기수가 들리는 방향의 조종면 사용량이 매우 빠르게 감소하는 현상을 모든 제어방식이 보여주고 있는 것이다. 정적여유가 빠르게 변하는 상황에서 조종면 감소량을 볼 때, 다른 제어방식에 비해 Hybrid IDI 제어의 조종면 감소량이 크지 않다. 이것이 바로 센서 정보를 활용하여 IDI 제어기를 구성할 때 천음속 영역의 불확실한 모델 정보에 대한 강건성이 크다는 사실을 보이고 있는 것으로 해석할 수 있다.

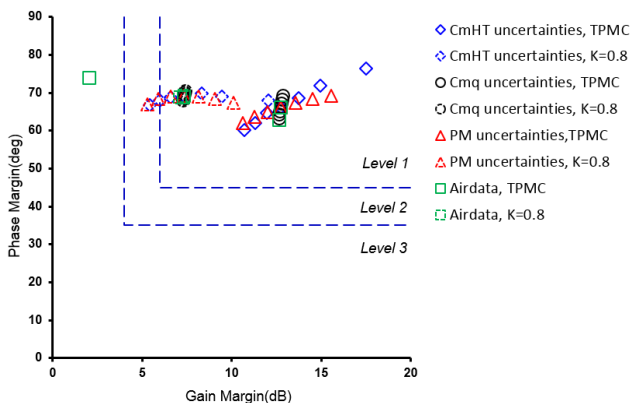


Fig. 32 7g stability margin analysis with uncertainties

### 3.4 모델 및 대기정보 불확실성에 따른 민감성 평가

#### 3.4.1 안정성 여유 분석

MIL-HDBK-516C에서는 설계의 강건성을 시범하기 위해 항공기 안정성에 영향을 주는 주요 패러미터 변화에 대한 민감도 분석을 요구한다. 주요 패러미터 들은 가장 좋지 않은 영향을 주는 방향으로 25%까지 변화된다. 대기정보 시스템에 요구되는 정확도는 항공기 제어계통의 안전한 작동에 적절해야 하며 좋지 않은 효과에 대해 10%의 여유를 가져야 한다고 말한다[9].

**오류! 참조 원본을 찾을 수 없습니다.** 2는  $C_{m\delta_e}, C_{m_q}$ , 피칭 모멘트 및 대기자료의 불확실성이 있을 때 30kft, M0.95, 7g 상태에서 TPMC와 Hybrid IDI 제어의 안정성을 분석한 결과를 보여준다.  $C_{m\delta_e}, C_{m_q}$ , 피칭 모멘트는  $\pm 30\%$ 를 변화시켰고, 대기자료는 정압을  $\pm 10\%$ 를 변화시켰다. 대기자료의 -10% 정압변화는 고도 +3,667ft, Mach 0.142, 속도 23kts, 그리고 AOA를 -0.08° 변화시킨다. TPMC 제어기는  $C_{m\delta_e}, C_{m_q}$ , 피칭 모멘트의  $\pm 30\%$  변화에 대해

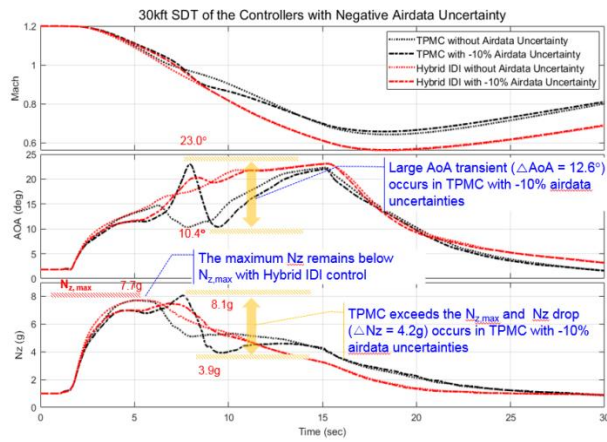
서는 모두 비행성 수준 1의 안정성 여유를 보였다. 하지만 대기자료가 -10% 변할 때 이득 여유가 6dB보다 작은 2dB까지 감소하였다. 이것은 정확한 마하수를 기반으로 작동하는 TPMC 제어기에서 속도가 증가하는 방향으로의 대기자료의 불확실성이 안정성을 상당히 저하시키는 것을 볼 수 있다. Hybrid IDI 제어에서는 조종면 사용과 관련된  $C_{m\delta_e}$ 와 피칭 모멘트의 + 방향으로의 불확실성이 이득여유를 감소시키지만, 비행성과 감항인증 규격서에서 요구하는 안정성 여유 6dB에 조금 못 미치는 5dB 이상의 안정성 여유를 보이고 있다.

#### 3.4.2 시간 영역 시뮬레이션

**오류! 참조 원본을 찾을 수 없습니다.** 3은 -10%의 대기자료 불확실성이 있을 때 TPMC와 Hybrid IDI 제어의 감속선회기동 시간 영역 시뮬레이션 결과를 보여주고 있다. TPMC 제어기가 M1.0 미만으로 속도가 감속되는 순간 불확실성이 없는 상태의 시뮬레이션 결과와 많이 차이를 보이고 있는 반면 Hybrid IDI 제어는 별 차이를 보이지 않는다. 특히 TPMC 제어기는 8.06g까지 수직 가속도가 증가하여 최대 운용하중 제한을 초과하는 결과를 보인다. 여전히 TPMC 제어기에서는 최대 수직 가속도 이후 4.2g의 수직 가속도 감소를 보이지만, Hybrid IDI 제어에서는 이러한 현상이 두드러지게 나타나지 않는다. TPMC 제어에서 최대 수직 가속도 이후 갑작스런 피치 각가속도 피드백 량이 급격히 증가했다가 감소하며, 이에 따라 조종면 사용량이 갑자기 감소했다가 다시 증가하는 현상을 보인



다. Hybrid IDI 제어에서는 비교



의 항공기 탑재모델 불확실성에 따른 갑작스런 수직

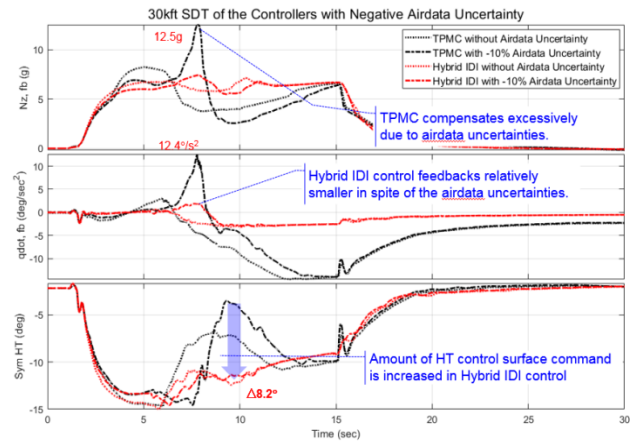


Fig. 43 Time response comparison of the controllers with airdata uncertainty

적 피드백 량과 조종면 사용량이 일정하게 유지되고 있어 대기자료 불확실성에 대해 더욱 강건성을 보인다.

#### 4. 결 론

최근에 개발되는 전투기는 기동성을 향상시키고 중량을 감소시키기 위해 정 안정성 완화 개념을 적용하여 개발한다. 그러나 정적 안정성 완화 특성과 천음속 비행영역의 공력중심 전방이동 현상이 결합되면 빠른 속도변화나 수직 가속도 변화가 발생하는 기동 시에 갑작스러운 기수들림이 발생하기 쉽다.

이번 논문에서는 천음속 비행영역에서 감속 중 발생하는 세로축 응답을 개선하여 하중제한 초과를 방지함으로써 비행성을 확보하고 제어성능을 향상시키기 위하여, 두 가지 제어 방식을 설명하고 비교 평가한 결과를 제시하였다. 천음속 비행영역에서 감속선회 기동 중 TPMC 제어는 최대 수직 가속도를 운용한계 미만으로 제어하지만, 최대 수직 가속도 이후 갑작스러운 수직 가속도와 받음각 감소 현상은 완전히 제거하지 못한다. TPMC 제어는 모델의 불확실성에 대해서는 강인성을 보이나 대기자료의 속도를 증가시키는 불확실성에 대해서는 안정성 수준이 감소되므로 개선이 필요하다. 항공기 탑재모델과 센서로부터의 각가속도 오차를 피드백하는 Hybrid IDI 제어는 TPMC 제어와 동등한 최대 수직 가속도 제어 능력을 가지면서, 초기 최대 수직 가속도에 도달하는 반응이 TPMC보다 빠르고, 최대 수직 가속도 이후 완만한 수직 가속도 감소와 받음각 증가를 보여 예상 가능한 비행성을 제공한다. 또한, 조종면 효과에 영향을 주는 모델 불확실성에 대해서는 약간의 안정성 여유 감소를 보이나, 대기자료의 불확실성에 대해서는 TPMC 제어에 비해 매우 큰 강인성을 보인다. 따라서, Hybrid IDI는 TPMC 제어

가속도 감소 현상과 정확한 대기자료 측정자료 요구를 확실하게 개선한다.

천음속과 같이 항공기 동력학의 모델링이 어려운 영역에서는 모델 기반 IDI 방식에 기초를 두는 TPMC 제어보다 센서의 정보를 활용하여 항공기의 동력학을 바로 측정할 수 있는 Hybrid IDI 제어 방식이 향상된 제어성능과 더욱 일관된 비행성을 제공하는 것이 확실하다. 특히 각가속도 오차를 피드백하여 사용하는 Hybrid IDI 제어 방식은 모델과 대기자료 불확실성에도 강인성을 유지할 수 있는 방안이므로, 모델이나 대기자료 불확실성이 발생할 수 있는 영역에서 모델 기반의 제어를 대체하여 주 제어기로 사용되거나 주 제어기의 성능을 보완하는 보조 제어기로 사용될 수 있다.

#### References

- [1] J. Emfinger and J. Flannigan, 1972, "Fly By Wire technology", *American Institute of Aeronautics and Astronautics Guidance and Control Conference*, Stanford, California, 14-16 Aug. 1972.
- [2] J. M. Schuler, 1983, "New flying qualities criteria for relaxed static longitudinal stability", *American Institute of Aeronautics and Astronautics Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 15-17 Aug. 1983.
- [3] M. Hanel, W. Neuhuber, R. Osterhuber, G. Hofinger and M. Barrio, 2004, "Asymmetric stiffness pitch control - transonic pitch-Up mitigation for the EF2000", *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, 16-19 August 2004.
- [4] Jeffrey J Harris, James Richard Standard, 2018, "F-35 Flight control law design. Development and verification", *2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, Atlanta, Georgia

- [5] H. G. Bae, D. Y. Cho, J. S. Park, 2007, "Flight load analysis based on T-50 aircraft developing experience", Cheong Mun Gak.
- [6] C. S. Kim, 2006, "A study on the sensitivity analysis of the aircraft longitudinal center-of-gravity movements", *Journal of The Korean Society Aeronautical and Space Science*, Vol. 34, No. 6, pp.83 ~ 91.
- [7] C. S. Kim, J. M. Sung, I. S. Yang, M. S. Kang and I. J. Cho, 2017, "Nonlinear dynamic inversion control law development of high performance fighter aircraft", *Journal of Institute of Control, Robotics and System*, Vol. 23, No. 9, pp.786-802.
- [8] C. S. Kim, I. S. Yang, G. O. Koh, B. S. Kim, 2018, "A study on longitudinal control law design and flying quality parameter optimization for highly maneuverable fighter", *Journal of Institute of Control, Robotics and System*, Vol. 24, No. 8, pp.767-776.
- [9] C. S. Kim, I. S. Yang, G. O. Koh, B. S. Kim, 2018, "Development of the model-/sensor-based nonlinear dynamic inversion control technique for highly maneuverable fighter", *Journal of Institute of Control, Robotics and System*, Vol. 24, No. 7, pp.639-654.
- [10] Department of Defence, 1997, "Flying qualities of piloted aircraft", MIL-HDBK-1797, Department of Defence Handbook.
- [11] Department of Defence, 2014, "Airworthiness certification criteria", MIL-HDBK-516C, Department of Defence Handbook.
- [12] C. S. Kim, 2019, "Dynamic inversion control of highly maneuverability fighter with center-of-gravity travel for improving flying qualities", *Gyeongsang National University Graduate School, School of Mechanical and Aerospace Engineering, Doctor's degree thesis*
- [13] Jennifer Long, William Koyama, 1999, "F/A-18A/B/C/D 9G flight test program", *1999 IEEE Aerospace Conference*.
- [14] Xuerui Wang, Erik-Jan van Kampen, and Qiping Chu, 2019, "Stability analysis for incremental nonlinear dynamic inversion control", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*
- [15] Hassan K. Khalil, 2002, "Nonlinear systems 3<sup>rd</sup> edition", *Prentice Hall*.
- [16] W.F.J.A. Rouwhorst, E.J. van Kampen, T.S.C. Pollack, O. Stroosma, R. De Valois, M.L. Hoogendoorn, W.W.M. Heesbeen, 2019, "4<sup>th</sup> consultancy report for KAI: Flight envelope expanded control law analysis and design using a high precision F-16 model", NLR-CR-2019-406, NLR-Netherlands Aerospace Centre.
- [17] W.F.J.A. Rouwhorst, E.J. van Kampen, T.S.C. Pollack, O. Stroosma, R. De Valois, M.L. Hoogendoorn, W.W.M. Heesbeen, 2020, "5<sup>th</sup> consultancy report for KAI: Refined control law analysis and design using a high precision F-16 model", NLR-CR-2020-034, NLR-Netherlands Aerospace Centre.