



스포일러를 이용한 무미익 항공기의 횡방향측 제어기설계 및 시험

홍진성¹, 황선유², 이광현³, 허기봉⁴

Design and Test of Lateral/Directional Control Law of a Tailless UAV Using Spoilers

Jin-sung Hong¹, Sun-yu Hwang², Kwang-hyun Lee³ and Gi-bong Hur⁴

Agency for Defense Development

ABSTRACT

A tailless or Blended-Wing-Body(BWB) shaped configuration is highlighted for UCAV with low RCS characteristics. The BWB configuration is characterized by its directional static instability and low controllability. To control the directional movement of the BWB configured vehicle, directional thrust vectoring equipment or drag rudder typed control surfaces which utilize the drag differences of the wing can be considered. This paper deals with a BWB shaped configuration using a spoiler and describes the lateral-directional aerodynamic characteristics of the vehicle. In addition, it is shown that the lateral-directional motion can be controlled effectively by using the classical PI control structure. This control law is verified by flight test and showed adequate for the tailless BWB shaped UAV.

초 록

수직미익이 없는 전익기 형상은 낮은 레이더반사면적(RCS) 특성으로 인해 최근 UCAV를 위한 대표적인 형상으로 대두되고 있다. 무미익 전익기 형상은 방향측 관점에서 보면 정적으로 불안정하면서도 이를 효과적으로 제어하기 위한 수직 조종면이 없다는 두 가지 난제를 모두 갖고 있다. 이같은 형상을 제어하기 위해서는 추력 벡터링을 적용하거나 날개의 항력차이를 이용하는 드래그 러더(Drag Rudder) 형태의 에일러론 또는 스포일러 등을 적용할 수 있다. 본 논문에서는 전익기 형상의 횡방향측 공력특성 및 드래그 러더 중 스포일러 형태의 조종면에 대한 공력특성을 설명한다. 또한, PI 구조의 제어설계 기법을 사용하여 전익기의 횡방향측 운동을 효과적으로 제어할 수 있음을 제시하고, 비행시험을 통하여 설계된 제어기로 안정적인 비행이 가능함을 보였다.

Key Words : Lateral/Directional Control(횡방향측 제어), Tailless UAV(무미익 무인기), Spoiler Control(스포일러 제어)

† Received : February 26, 2019 Revised : May 25, 2019 Accepted : May 27, 2019

¹ Senior Researcher, ² Senior Researcher, ³ Principal Researcher, ⁴ Principal Researcher

¹ Corresponding author, E-mail : jinsunghong@gmail.com

© 2019 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

I. 서 론

최근 군사용으로 개발되는 항공기의 경우 적의 레이더에 포착되지 않는 스텔스 기능이 중요한 기능으로 여겨지는데, 무미익 항공기의 경우 수직 꼬리날개가 존재하지 않기 때문에 레이더 반사단면(RCS, Radar Cross Section)을 줄여 스텔스 기능을 요하는 군사용 기체의 형태로 많이 개발되고 있다[1]. 이와 같은 저피탐 성능을 극대화하기 위한 형상으로 미국 및 유럽에서는 B-2, X-45, Taranis, nEURON 등과 같이 전익기 형상으로 많은 연구가 이루어져 왔다[2,3]. 일반적인 항공기가 주날개의 에일러론, 수평미익의 엘리베이터, 수직미익의 러더로 각각 롤, 피치, 요 방향의 운동을 제어하는데 반해, 무미익 항공기는 주날개에 엘러본(Elevon)으로 롤과 피치를 제어한다. 한편, 무미익 항공기의 경우 러더와 같은 조종면이 없기 때문에 추력편향장치를 장착하던가, 드래그 러더(Drag Rudder) 형태의 조종면을 이용하여 요(방향)축 제어를 수행한다. 그러나 추력편향장치의 경우 기체 개발에 큰 영향을 줄만큼 복잡한 장치이며 고가이므로 시스템 요구사항에 따른 설계가 요구된다. 드래그 러더의 형태중 대표적으로는 B-2 폭격기의 경우와 같이 Split Aileron 형태로 좌/우 날개 끝부분에 아래/위 대칭으로 조종면을 움직여 요잉모멘트를 생성하여 방향축을 제어하는 경우가 있고, X-45나 nEURON과 같이 좌/우 날개 끝부분에 스포일러 형태로 조종면을 움직여 방향축을 제어하는 형태가 있다. B-2와 같은 형태는 구동기의 메커니즘이 복잡해지는 반면에 넓은 받음각(Angle Of Attack)에서 효과적인 제어가 가능하고, X-45와 같은 형태는 상대적으로 고받음각에서 공력효과가 저하되는데 반해 구동기 메커니즘은 간단해지는 형태이다. 드래그 러더 형태의 조종면에 대한 연구중 본 논문과 유사한 형태의 연구로는 ICE(Innovative Control Effectors) 프로그램으로서, 65°의 후퇴익을 갖는 전익기 형상에 장착된 스포일러의 영향을 다루고 있다[4]. 스포일러 같은 조종면은 수직 꼬리날개에 장착된 러더에 비해 효율이 떨어지므로 스포일러 크기를 설계함에 있어 비행체를 안전하게 제어할 수 있는지 세심한 검토가 요구된다[5]. 한편, 이와같은 무미익 형상의 항공기는 공력특성으로 봤을 때 정적으로 불안정한 특성을 가지므로, 지속적으로 불안정한 축에 대해 안정화 제어를 수행해 주지 않으면 비행이 불가능하다[6-9].

본 논문의 2.1 및 2.2장에서는 스포일러가 장착된 무미익 형상의 항공기의 횡방향축 특성을 보였고, 2.3장에서는 스포일러를 이용하여 정적으로 불안정한 항공기에 대한 횡방향축 자세제어를 설계결과를 제시하였으며, 2.4장에서는 실제 비행시험으로 검증한 결과를 제시하였다.

II. 본 론

2.1 횡방향축 특성

본 논문에서 다루는 비행체는 Fig. 1과 같이 수직 미익이 없는 무미익 항공기 형상으로, RCS(Radar Cross Section)를 감소시키기 위해 날개에는 일정한 각도의 후퇴각(Sweep Back Angle)을 적용하였다. 이와같은 형상은 B-2, X-45, X-47 등과 같은 형상에서 찾아볼 수 있는데, 각각 방향축을 제어하는 방식의 차이는 존재하지만 공통적으로 조종면을 통해 항력을 증가시켜 모멘트를 발생시키는 방식을 사용하고 있다. 본 논문에서는 이러한 방식 중에 방향축을 스포일러 형태의 조종면으로 제어하는 형상을 다루고자 한다. 제어에 사용하는 조종면은 Fig. 2와 같이 좌(Left)/우측(Right) 날개에 각각 4개로 구성되어 있다. 이때, 조종면 명칭은 날개 바깥쪽부터 안쪽 순으로 Spoiler(SP), Outboard(OUT), Midboard(MID), Inboard(IN)로 정의한다. 예를 들어 좌측 스포일러는 LSP로 정의한다.

스포일러 형상은 Fig. 2와 같이 날개의 끝부분에 위치하도록 설계 되었다. 스포일러는 동작할 경우 변위된 날개의 항력을 증가시키고, 양력을 일부 감소시키는 역할을 하므로, 스포일러 변위에 따른 양력 변화 및 롤 제어력에 대한 검토를 필수적으로 수반하여야 한다. 또한, 스포일러를 이용하여 러더 기능을 수행하려면, 최대한의 요잉 모멘트를 얻기 위한 공기역학적 검토가 수반되어야 한다. 이러한 스포일러의 위치 및 크기와 관련된 설계문제는 본 논문의 범위에서 배제하였다. 본 논문에서는 설계된 스포일러 형상으로 풍동시험을 수행한 결과를 바탕으로, 공력특성 해석 및 제어특성을 살펴봄으로써 기체를 안전하게 제어할 수 있는지를 연구한 것이다.

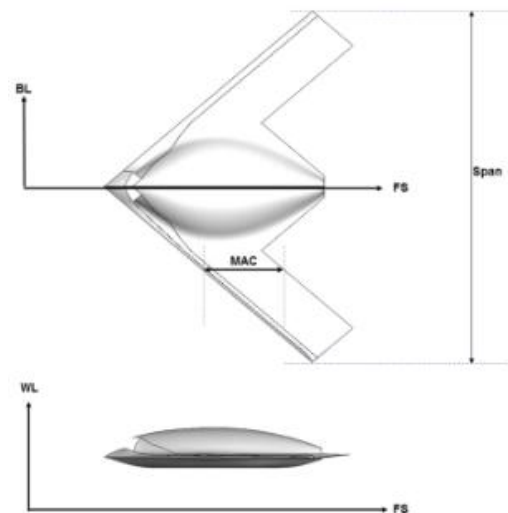


Fig. 1. Vehicle geometry

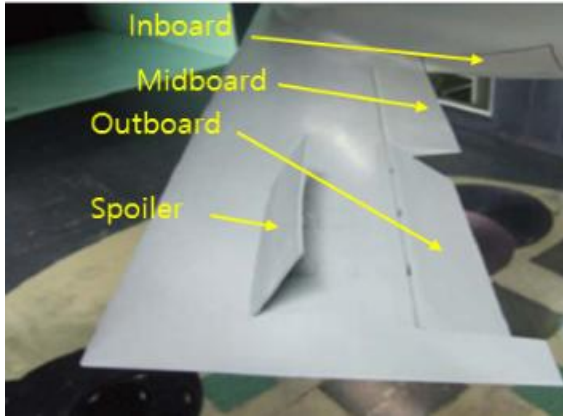


Fig. 2. Control surfaces

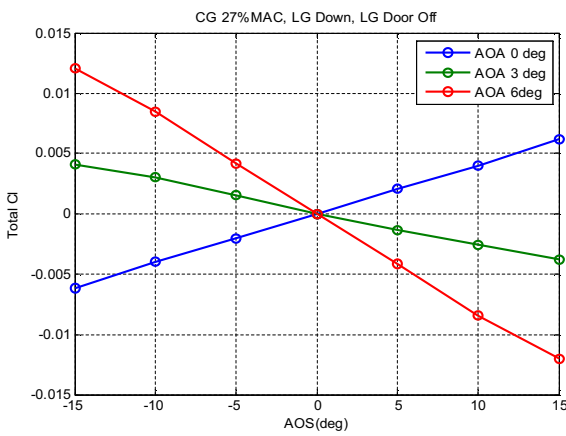


Fig. 3. Rolling moment vs AOS

한편, 조종면을 제외한 전기체 형상은 수직 꼬리날개가 존재하지 않으므로, 방향축 정적 안정성이 없다는 것을 예상할 수 있다. 따라서, 탑재된 제어기는 각속도(Yaw Rate)와 옆미끄럼각(AOS)에 대한 지속적인 안정화가 필수적임을 알 수 있다.

Figure 3은 옆미끄럼각에 대한 롤 모멘트의 변화를 보여준다. 일반적인 고정익 항공기는 정적으로 안정시키도록 Dihedral 각도 등을 조절하는데, 본 논문에서 다루는 항공기는 날개의 불임각(Wing incidence)과 비틀림각(Wing twist)을 조절하였고, 수직미익이 없기 때문에 받음각에 따라 $C_{l\beta} > 0$ 인 정적으로 불안정한 구간이 존재하는 것을 알 수 있다. 다만, 일반적인 운용 받음각 2~5deg에서는 정적으로 안정함을 알 수 있다. 횡축 제어를 위한 에일러론의 효과는 일반적인 항공기와 유사하므로 본 논문에서는 다루지 않는다.

Figure 4는 옆미끄럼각에 대한 요잉 모멘트의 변화를 보여준다. 트림 해석결과를 바탕으로 비행시 받음각은 일반적으로 2~5deg 사이가 되는 것을 알 수 있으며, 옆미끄럼각은 착륙시 비행체의 속도와 최대측풍 조건(10kts)을 고려하여 최대 10deg 수준임을 예

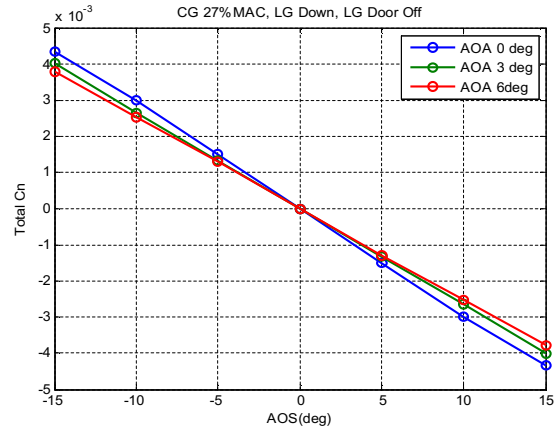


Fig. 4. Yawing moment vs AOS

상할 수 있다. 풍동시험 결과 중 설계 CG 위치, 조종면이 0deg 상태에서 방향축을 먼저 살펴보면, 옆미끄럼각에 대해서 $C_{n\beta} < 0$ 인 특성이며 이는 정적으로 불안정한 것을 그래프로 보여주고 있다. 추가적으로, 일반적인 비행 받음각에서 그 특성이 선형적인 것을 알 수 있다. 따라서, 착륙 시 최대측풍을 이겨낼 수 있는 10deg의 옆미끄럼각에서는 -0.003 수준의 요잉 모멘트가 발생하는 것을 알 수 있다.

한편, 무미익 항공기의 경우 방향축 정적 불안정한 특성에 덧붙여, 전방에 장착된 전방 랜딩기어 도어(NLG, Nose Landing Gear Door)와 동체 중앙에 있지만 보다 큰 두 개의 주 랜딩기어 도어(MLG, Main Landing Gear Door)가 방향축으로 정적 불안정성을 더욱 증가시키는 특성을 가지고 있다. 그 중에서도 NLG Door는 CG보다 전방에 존재함으로써 불안정성을 더욱 증가시키는 것을 확인할 수 있다. 풍동시험 결과로 보면 Fig. 5와 같이 랜딩기어 도어가 없을 때보다 있을 때가 AOS -10deg에서 약 0.01 수준의 요잉모멘트를 발생시키며 더 강한 정적 불안정성을 가지는 것을 알 수 있다. 하지만, 본 논문에서는 랜딩기어 도어가 없는 형상에 대해서만 다루도록 한다.

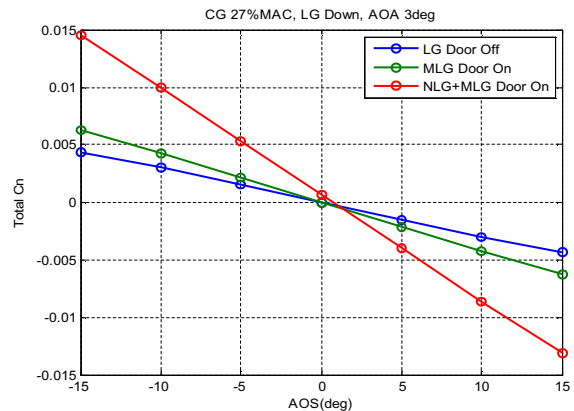


Fig. 5. Yawing moment vs AOS with LG Door On/Off

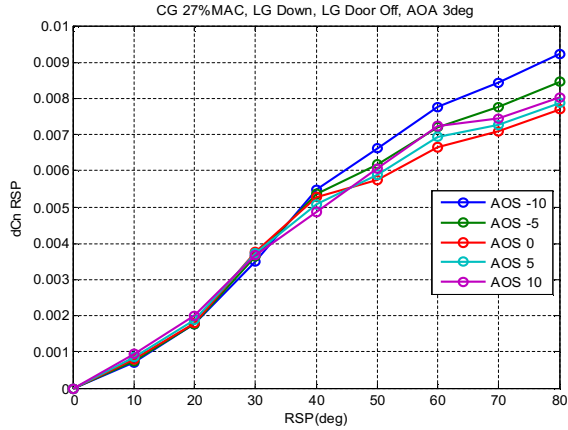


Fig. 6. Yawing moment of RSP

2.2 스포일러 공력특성 분석

Figure 6은 오른쪽 날개 스포일러(RSP, Right Spoiler)의 변위에 따라 얻을 수 있는 요잉 모멘트의 크기를 옆미끄럼 변화에 따라 보인 것이다.

스포일러는 Zero 변위에서는 날개의 경계층 아래에 잠겨 있는 상태이고, 변위가 커짐에 따라 경계층 밖으로 나오면서 효과를 발휘하는 특성을 갖고 있다. 또한 스포일러의 변위가 클 경우 스포일러 후방 영역에서는 유동장이 크게 방해받으므로 날개 전체의 효과가 변할 수도 있다. 스포일러를 단순한 양력제어가 아닌 요잉 모멘트 제어용으로 사용하려면 이러한 비선형적인 특성이 강하게 나타나지 않아야 하는데, Fig. 6의 스포일러 변위에 따른 요잉 모멘트 결과는 예상보다 스포일러의 비선형성이 강하지 않다는 것을 보여주고 있다. 설계된 스포일러는 랜딩기어 도어(Door)가 없는 경우 옆미끄럼각 10deg에서 요구되는 -0.003 수준의 요잉모멘트를 스포일러 약 30deg 수준으로 극복할 수 있는 것을 확인할 수 있다. 따라서, 랜딩기어 도어가 없는 경우에는 충분한 여유 조종력을 가지고 있는 것을 확인할 수 있다.

2.3 제어특성 검토

앞의 설명과 같이 횡/방향축이 정적으로 불안정한 항공기를 안정화시키기 위해서는 비행제어 컴퓨터에

Table 1. Matrix \bar{A}

-0.0758	0.0553	-0.9980	0.0952	0.0
-1.0493	-2.5018	0.1360	0.0	0.0
-3.6262	-0.1128	0.4523	0.0	0.0
0	1.0	0.0	0.0	0.0
0	0.0	1.0	0.0	0.0

의한 지속적 제어가 필요하다. 본 절에서는 자세 안정화를 위해 고전제어기법(SISO design Method)을 적용하여 제어기를 설계하고, 그 결과를 제시한 것이다. 제어기 설계를 위한 선형화는 정상 운용범위인 AOA 3deg에서 수행하였으며, 횡방향축 자세 제어기를 설계하기 위하여 횡방향축 상태변수(States)를 $\bar{x} = [\beta pr \phi \psi]^T$, 입력변수(Inputs)를 $\bar{u} = [\delta_{Pseudo Aileron} \delta_{Pseudo Rudder}]^T$ 이라고 할 때 선형방정식은 아래 식과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{\bar{x}} &= \bar{A}\bar{x} + \bar{B}\bar{u} = \bar{A}\bar{x} + \bar{d}_{des} \\ &= \begin{pmatrix} Y_\beta & Y_p & Y_r & & \\ V_0 & V_0 & V_0 & -1 & 0 \\ L_\beta & L_p & L_r & 0 & 0 \\ N_\beta & N_p & N_r & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 10 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta_{Pseudo Aileron} \\ \delta_{Pseudo Rudder} \end{pmatrix} \quad (1) \end{aligned}$$

위 식의 \bar{A} 행렬은 Table 1과 같다. 설계에 필요한 측정신호는 모두 다 존재하므로, $\bar{y} = \bar{C}\bar{x} + \bar{D}\bar{u}$ 방정식에서 $\bar{C} = I_{5 \times 5}$, $\bar{D} = 0_{5 \times 2}$ 로 하였다.

위 Table 1을 살펴보면, 정적안정성 계수와 연관된 N_β 가 -3.6262로 정적불안정한 결과를 알 수 있다. \bar{A} 행렬의 고유치(Eigen value)를 살펴보다라도 Table 2와 같이 양의 값을 가짐으로써 불안정한 시스템인 것을 확인할 수 있다.

식 (1)에서는 $\bar{B}\bar{u} = \bar{d}_{des}$ 형태의 Pseudo 명령으로 구성하여 Weighted Pseudo Inverse(WPI) 방식의 조종면분배 알고리즘을 사용하였다. WPI 방식은 조종면이 여러개 존재할 때 임의의 조종면에 고장이 발생하더라도 나머지 정상적인 조종면으로 제어하기 위한 기법이다. WPI 방식의 분배법칙을 사용하기 위해서는 식 (1)을 이용하여 제어 계인을 설계하고 응답 특성을 Pseudo 명령에 대해 확인한 후 아래 식 (2)와 같이 해당 Pseudo 명령을 실제 존재하는 여러개의 조종면(δ)에 할당한다[10].

$$\delta = -c + W^{-1}B^T(BW^{-1}B^T)^{-1}[d_{des} + Bc] \quad (2)$$

Table 2. Eigenvalues of matrix \bar{A}

Eigenvalue	Damping	Frequency(rad/s)
0.00e+00	-1.00e+00	0.00e+00
2.09e+00	-1.00e+00	2.09e+00
5.47e-03	-1.00e+00	5.47e-03
-2.51e+00	1.00e+00	2.51e+00
-1.70e+00	1.00e+00	1.70e+00

Table 3. Control effectiveness matrix B

	LSP	RSP	LOUT	LMID	LIN	RIN	RMID	ROUT
P	0.0008	-0.0008	0.1300	0.1644	0.0543	-0.054	-0.164	-0.130
Q	-0.0032	-0.0032	-0.086	-0.077	-0.036	-0.036	-0.077	-0.086
R	-0.0206	0.0206	0.0074	0.0075	0.0013	-0.001	-0.007	-0.007

이때, 식 (2)에서 B행렬은 조종면이 전체 8개이므로 3×8 행렬로 구성되며 Table 3과 같다. Table 3으로부터 좌/우측 스포일러(LSP, RSP)가 요잉 모멘트 관점에서는 가장 큰 효과를 나타내는 것을 확인할 수 있고, 롤링모멘트 관점에서는 MID와 OUT이 효과적이라는 것을 알 수 있다. 따라서, Pseudo 러더 명령은 스포일러의 좌/우측을 비대칭으로 사용하도록 구성하고, Pseudo 에일러론 명령은 좌/우측 MID와 OUT의 비대칭 조합으로 구성하였다. 본 논문에서 다루고 있는 스포일러의 경우 식 (1)에서 $\delta_{Pseudo Rudder} = \bar{d}_{des}$ (3) 이고, Table 3으로부터 $B_{DIR} = [B_{(3,1)} \ B_{(3,2)}]$, 스포일러의 실제 각도 명령값을 $\delta_{SP} = [LSP \ RSP]^T$ 라 정의하면 δ_{SP} 는 아래 식 (3)과 같이 계산할 수 있다.

$$\delta_{SP} = W_{DIR}^{-1} B_{DIR}^T (B_{DIR} W_{DIR}^{-1} B_{DIR}^T)^{-1} \delta_{Pseudo Rudder} \quad (3)$$

이때, W_{DIR} 은 조종면 고장에 대한 가중치 행렬 (Weighting Matrix)으로써, 예를 들어 LSP가 고장이 발생한 경우 W_{DIR} 은 아래 식 (4)와 같이 구성한다.

$$W_{DIR} = \begin{bmatrix} 10^6 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

식 (1)을 제어하기 위한 기법은 여러 가지가 있을 수 있겠지만, 본 논문에서는 고전제어 기법을 사용해보므로써 기본적으로 알려진 기법으로도 불안정한 비행체를 제어하는데 문제가 없는 것을 확인하였다.

설계를 위해서는 아래 Fig. 7과 같이 횡방향축을 안정하게 제어하기 위한 제어구조로써, 각속도(Rate) 피드백 루프에는 비례게인을 AOS 및 롤 자세제어 루프에서는 비례 및 적분게인을 설계하였다. 설계한 구동기는 4Hz의 대역폭(Bandwidth) 및 0.85의 댐핑계수를 갖는 2차 전달함수로 모델링하였다. 구동기 및 센서의 시간지연(Delay)은 비행조종 컴퓨터의 동작 속도를 고려하여 각각 20ms씩 적용하였다.

설계 시에는 구동기의 최대속도 제한(60deg/s)를 고려하여 장착된 구동기의 한계이내에서 설계가 되도록 게인을 설정하였다. 횡방향축 설계를 위한 기준은 MIL-Spec 9490D를 준용하였으며 기본적으로는 Overshoot 10% 이내, Rising Time 1sec 이내가 되도록 하였다. 횡방향축 루프를 설계하기 위해서는 기체가 불안정하므로, 횡축과 방향축을 같이 설계하면서 반복적인 게인튜닝 방법이 필요하다. 일반적으로 안정한 항공기의 설계와 같이 횡/방향축에서 각속도 피드백만을 사용하여서는 횡/방향축의 댐핑계수를 좋게 만들 수 없기 때문에, Fig. 7에 구성된 게인들의 조합의 범위를 구해서 선형시뮬레이션을 수행해야 한다. 본 논문에서 설계된 게인은 아래 Table 4와 같다.

Table 4. Designed gains

Gain	Kp_p	Kp_r	Kp_phi	Kp_aos	Ki_aos
Value	0.09	0.14	2.5	2.0	0.4

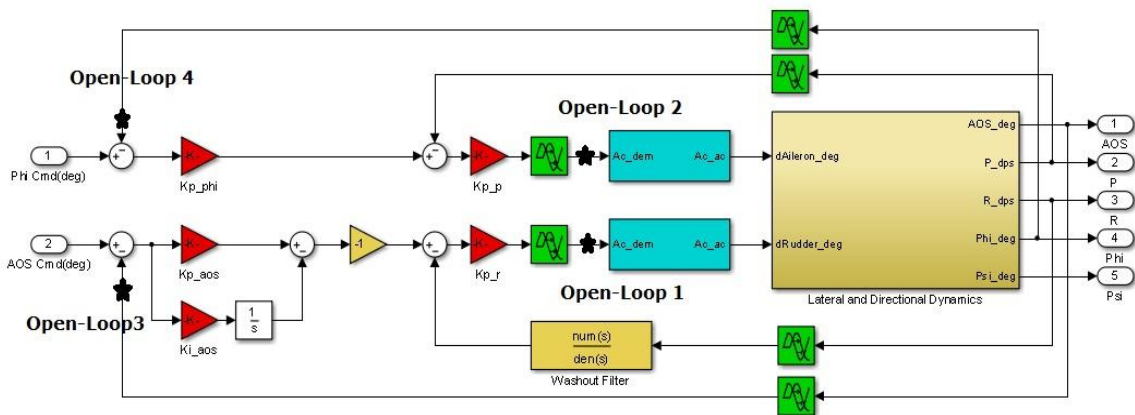


Fig. 7. Control Structure

Figure 8 및 Fig. 9는 설계 결과의 시간응답을 나타낸다. 수직 미익이 존재하지 않는 항공기의 경우 급격한 롤 기동에 민감한 특성을 갖는 것을 확인할

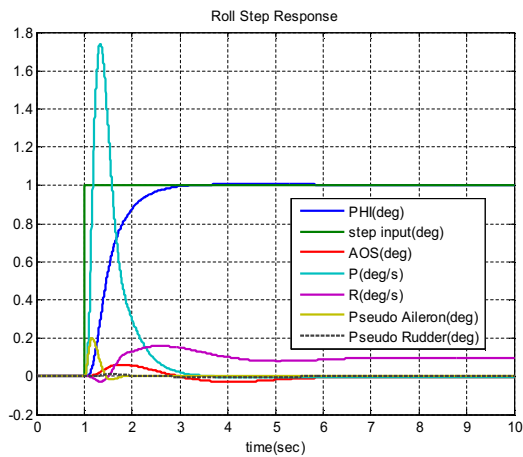


Fig. 8. Roll step response

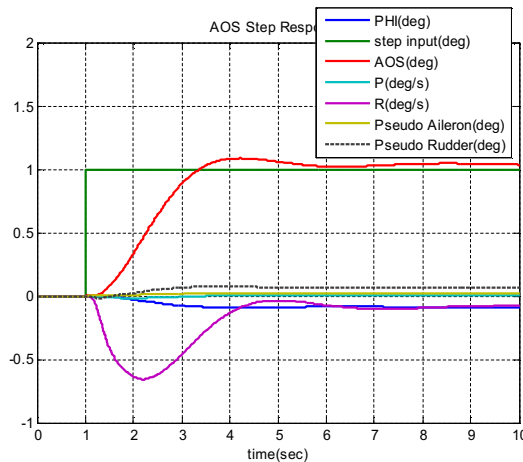


Fig. 9. AOS step response

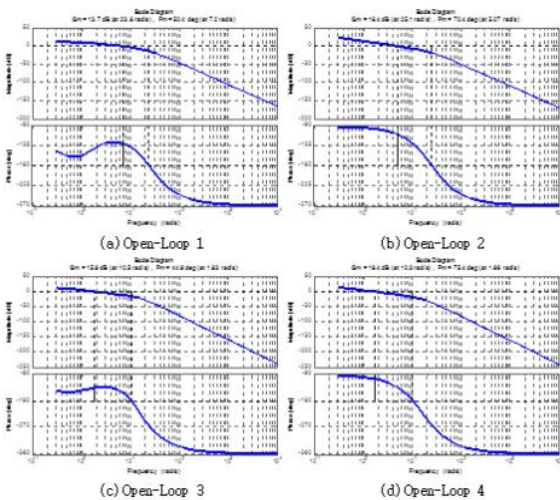


Fig. 10. Bode plots

Table 5. Gain and phase margins

Open Loop No.	Gain Margin (dB)	Phase Margin (deg)	Gain Crossover Freq. (rad/s)	Phase Crossover Freq. (rad/s)
1	13.7	50.4	7.2	23.8
2	18.4	70.4	5.0	25.1
3	15.9	44.9	1.8	10.5
4	18.4	75.4	1.6	10.3

수 있었다. Fig. 10으로부터 설계된 계인은 Fig. 7에 표기된 Open Loop 1~4에서 계인여유(Gain Margin) 6dB, 위상차여유(Phase Margin) 45deg 이상을 만족하는 것을 알 수 있으며, 각 Open Loop에 대한 안정성 해석 결과는 Table 5와 같다.

2.4 비행시험 결과

설계한 제어기는 무미익 비행시험을 통하여 스포일러를 통한 횡방향축 자세 안정화가 가능한지 검증하였다. Fig. 11은 횡축 더블릿(Doublet) 결과를 나타낸다. 더블릿 이후 감쇠가 정상적으로 되는 것을 확인할 수 있다. Fig. 12는 방향축 결과를 나타낸다. 비행 시험에서는 좌/우 스포일러를 10deg를 기본적으로 사용하였는데 이는 스포일러가 0deg에 가까워지는 경우 날개흐름의 경계층에 잠기면서 발생하는 비선형적인 특성을 보완해주기 위함이다. 또한 스포일러를 동일하게 변위시키는 경우 날개의 후퇴각(Sweepback Angle)과 연관되어 날개의 방향축 정안정성이 증가되

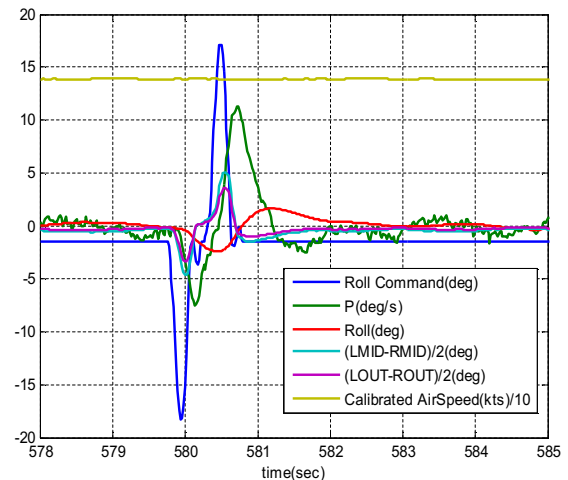


Fig. 11. Flight test result(Roll Doublet)

는 효과도 얻을 수 있기 때문이다. Fig. 12는 수평 및 선회기간에서 횡방향축으로 불안정한 기체를 AOS가 0deg인 상태로 잘 유지하고 있음을 알 수 있다. 또한, 선회기간에서도 롤 명령 추종 및 AOS 안정화가 정상적으로 수행되었음을 확인하였다.

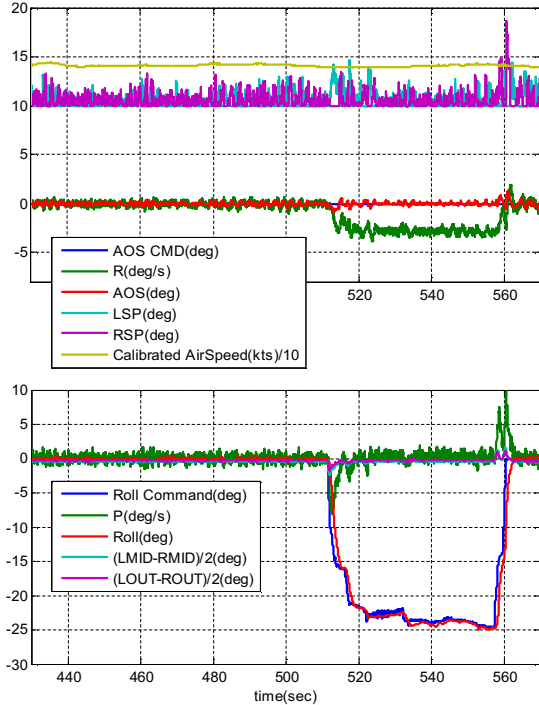


Fig. 12. Flight test result (Lateral/Directional Axis)

III. 결 론

본 논문에서는 수직 미익이 없는 전익기에 대한 풍동시험 결과를 토대로 횡방향축 특성을 설명하였다. 횡축의 경우 날개 비틀림각이 존재하므로 받음각에 따라 정적으로 불안정한 경향이 있을 수 있으며, 일반적인 운용 상태에서는 안정한 영역에 존재하는 것을 알 수 있었다. 방향축의 경우 정적으로 불안정한 특성을 나타내고 있어 지속적인 안정화 제어가 필요한 것을 알 수 있었다. 방향축 제어를 위해 본 논문에서는 스포일러의 공력특성을 확인하였다. 스포일러 변위각에 따른 조종력의 비선형적인 특성도 강하지 않은 것으로 확인되었으며, 비선형성을 일부 보완하기 위한 방안도 제시하였다. 일반적인 PI 제어기법으로 스포일러를 이용한 방향축 제어기 설계가 가능함을 확인하였다. 설계한 제어기는 비행시험을 통해 안정적인 비행이 가능함을 확인하였다. 다만, 불안정한 기체를 설계해야 하므로 안정한 기체에 비해 더 우수한 구동기의 성능이 요구됨을 알 수 있다.

본 논문에서는 안정적인 비행을 위해 스포일러의 최대 요잉모멘트가 필요한 랜딩기어 도어 장착형상에 대해서는 다루지 않았지만, 향후 이와 같은 형상에 대해서도 연구를 진행할 예정이다.

References

- 1) Yun, S. H., Lee, H. T., and Sim, H. C., "Improving the Stability and Maneuverability of Small Tailless BWB Unmanned Aircraft," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, April, 2011, pp. 732~737.
- 2) Brinker, S. J., "Autonomous Steering of the Joint Unmanned Combat Air Systems(J-UCAS) X-45A," *Unmanned Unlimited Technical Conference, Workshop and Exhibit*, September, 2004.
- 3) Morris, J. S., "Integrated Aerodynamics and Control System Design for Tailless Aircraft," *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, August, 1992.
- 4) Addington, A. G., and Myatt, H. J., "Control-Surface Deflection Effects on Aerodynamic Response Nonlinearities," *Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 2000, pp. 435~444.
- 5) Stenfelt, G., and Ringertz, U., "Lateral Stability and Control of a Tailless Aircraft Configuration," *Journal of Aircraft*, Vol. 46, No. 6, 2009, pp. 2161~2163.
- 6) Stenfelt, G., and Ringertz, U., "Yaw Control of a Tailless Aircraft Configuration," *Journal of Aircraft*, Vol. 47, No. 5, 2010, pp. 1807~1810.
- 7) Nieto-Wire, C., and Sobel, K., "Flight Control Design for a Tailless Aircraft Using Eigenstructure Assignment," *International Journal of Aerospace Engineering*, 2011.
- 8) Mark, V., Gianfranco, L. R., Frank, D., "Controllability of Blended Wing Body Aircraft," *26th International Congress of the Aeronautical Sciences*, September, 2008.
- 9) Hong, J. S., Hwang, S. Y., Lee, K. H., and Hur, G. B., "Design of lateral/directional control law of a tailless UAV using spoilers," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, April, 2018, pp. 219~220.
- 10) Hong, J. S., Hur, G. B., and Song, C. H., "Linear Control Allocation for an Experimental Blended Wing Body UAV," *Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology*, November, 2012.