

비행시험용 조종입력의 주파수분석

A Frequency Analysis of the Control Input for Flight Test

권태희*
Kwon, Tae-Hee

장재원*
Chang, Jae-Won

최선우*
Choi, Sun-Woo

성기정*
Seong, Kie-Jeong

ABSTRACT

After the development of the Firefly, flight tests have been performed to verify the performance and get the parameters for the mathematical model of the aircraft. The flight test data is used to get parameters for the mathematical model of the aircraft through the parameter identification process. An arbitrary control input is applied to the test flight which is a part of parameter identification process. A square wave has been used a control input which is called Doublet signal. The aspect of the signal is same length and magnitude in both (+) and (-) directions such as sine wave. The Doublet signal is composed of a dominant frequency and many high frequencies, so that it is appropriate signal to excite the motion of an aircraft. In this paper, the control input of the flight test data has been analyzed to check the efficiency of the control input using DFT(Discrete Fourier Transform). From the result of analysis, an alternative input was extracted.

주요기술용어(주제어) : Firefly(반디호), Control Input(조종입력), Doublet Signal(더블릿 신호), Flight Test(비행시험), Frequency Analysis(주파수분석), DFT(이산 푸리에변환), Parameter Identification(변수식별)

1. 서론

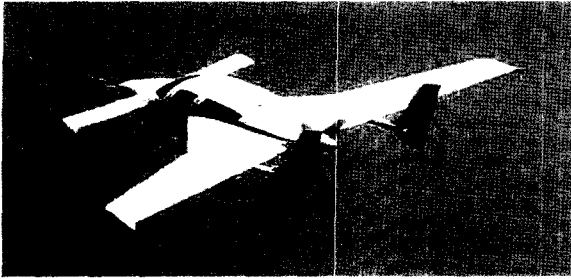
한국항공우주연구원에서는 1997년부터 2002년까지 선미익형 소형항공기인 반디호를 개발하여 시제 2호기까지 제작하였다. 현재 시제 1호기는 남북극 경유 세계일주비행을 위해 미국에 위치하고 있으며 시제 2호기는 비행시험용으로서 한국항공대학교에서 수많은 비행시험을 수행하고 현재 한국항공우주연구원에 계류 중에 있다. 반디호의 제원과 형상은 각각 표 1과

[표 1] 반디호 제원 및 성능

전 폭	34.0ft	엔진	IO-540
전 장	22.0ft	엔진 출력	250hp
주익 면적	126ft ²	Wing Load	21.6lb/ft ²
선미익 면적	22.6ft ²	Power Load	10.8lb/ft ²
선미익 폭	15.0ft	실속 속도	65kts
객실 최대폭	50in	최고 속도	180kts
객실 길이	84in	순항 속도	160kts
객실 최대높이	42.5in	상승률	1,200fpm
총중량	2,750lb	Ceiling	20,000ft
공허중량	1,600lb	이륙 거리	1,200ft
유상중량	1,100lb	착륙 거리	1,100ft
연료량	70gallon	항속 거리	1,000nm

† 2005년 2월 4일 접수~2005년 3월 17일 게재승인

* 한국항공우주연구원(KARI) 항공세부계통그룹
주저자 이메일 : thkwon@kari.re.kr

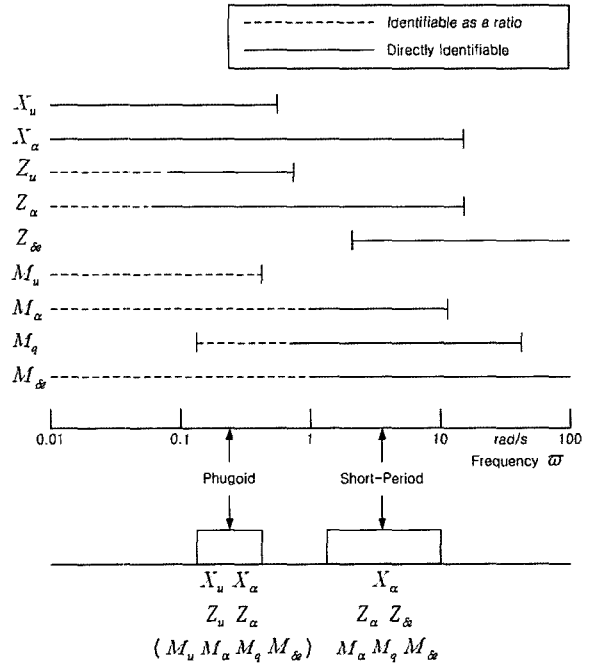


[그림 1] 비행시험 중인 반디호

그림 1에 나타내었다.^[1] 기존의 선미익 항공기들은 수직미익이 주익 끝에 장착되어 있어서, 공력중심과 무게중심 간의 거리가 충분하지 못하여 방향 안정성과 조종성이 일반 항공기에 비하여 충분하지 못하였다. 이러한 문제를 개선하기 위해 반디호는 더블 뿔을 사용하여 수직 미익의 위치를 뒤로 옮기어 충분한 방향 안정성과 조종성을 갖도록 개발하였다.

제작된 반디호의 성능을 검증하기 위해 다양한 비행시험을 수행하였다. 비행시험은 속도 및 고도계 보정, 이륙과 착륙, 세로 정안정성, 비행성능, 조종 및 안정성 등의 항목에 대해 수행하였다. 이 중 항공기의 수학적 모델 구현과 비행성(Flying Quality) 판별을 위해 중요한 시험이 조종 및 안정성 시험이다. 이 시험을 통해 항공기의 세로 및 가로방향 안정미계수와 조종미계수를 구하게 된다. 이 안정미계수와 조종미계수를 구하는 과정을 변수식별(Parameter Identification)이라 하며 다양한 방식이 개발되어 사용되고 있다.^[2]

변수식별은 조종입력에 대한 항공기의 응답을 측정함으로써 수행되는데 변수식별에 적합한 항공기의 거동을 유발하기 위해서 다양한 조종입력이 사용된다. 예를 들면, 세로방향 운동의 경우 그림 2에서 볼 수 있듯이 항공기의 장주기 운동과 단주기 운동으로부터 획득할 수 있는 변수가 서로 다르므로 각각의 운동을 유발할 수 있도록 운동모드의 고유주파수를 효율적으로 가진(Excitation)할 수 있는 조종입력을 설계해야 한다.^[3] 그러나 고유주파수를 효율적으로 가진할 수 있는 최적화된 조종입력은 Morelli의 신호^[4]와 같이 파일럿에 의해 수동으로 입력할 수 없는 형태가 많다. 그러므로 파일럿에 의한 비행시험을 수행할 때에



[그림 2] 주파수별 식별가능 변수

는 손쉽게 입력할 수 있는 비교적 단순한 형태의 입력이 필요하다. 이러한 유형의 신호로는 Step, Doublet, 3211신호 등이 있다. Step 신호의 경우 신호의 형태가 주기성이 없는 형태이므로 주파수는 0Hz 이어서 항공기의 각 운동모드를 가진시키기에 부적합하다. Doublet 신호는 한 주기의 사인파를 직각파(Square Wave)의 형태로 만든 것으로 지배적인 주파수와 에너지가 낮은 고주파수 성분으로 이루어져있다. 이러한 주파수들의 구성으로 인해 항공기의 운동모드를 비교적 높은 에너지로 가진시킬 수 있는 장점이 있다. 3211의 경우는 서로 다른 주기의 Doublet 신호를 긴 주기 순서로 여러 개를 사용한 것으로 앞선 신호들에 비해 넓은 주파수 대역을 가지고 있어 동시에 두 가지 모드 이상을 가진시킬 수 있다.

본 논문에서는 조종사에 의해 수동으로 입력된 Doublet 신호를 사용한 2002년의 비행시험 데이터를 사용하였다. 이 비행시험 데이터의 조종입력이 조종사가 의도했던 기준신호를 얼마나 추종하였고, 그로 인해 항공기의 운동모드를 얼마나 가진시킬 수 있는지 주파수분석을 통해 판별하였다.

2. 항공기 운동방정식

변수식별은 항공기의 선형운동방정식에 기반을 두고 있다. 본 논문에서는 세로방향 안정성 및 조종성을 시험한 데이터를 사용하였으므로 세로방향 선형운동방정식만 적용한다. 적용된 운동방정식은 다음과 같다.^[1,5]

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \quad (1)$$

$$y(t) = Cx(t) + Du(t) \quad (2)$$

식 (1), (2)에서 상태변수 x , 입력변수 u , 출력변수 y 는 다음과 같다.

$$x = [u, a, q, \theta]^T, u = [\delta e], y = [u, a, q, \theta]^T \quad (3)$$

시스템 행렬 중 관심대상인 A, B 는 다음과 같다.

$$A = \begin{bmatrix} X_u & X_a & 0 & -g \\ Z_u & Z_a & 1 & 0 \\ M_u & M_a & M_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$B = \begin{bmatrix} X_{\delta e} \\ Z_{\delta e} \\ M_{\delta e} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

3. 이산 푸리에변환

본 논문에서는 조종입력의 주파수분석을 위해 이산 푸리에변환을 사용하였다.

시간의 함수인 신호 $x(t)$ 에 대한 유한 푸리에변환은 식 (6)과 같이 정의된다.^[6]

$$\tilde{x}(\omega) \equiv \int_0^T x(t)e^{-j\omega t} dt \quad (6)$$

식 (6)은 식 (7)과 같이 근사화 될 수 있다.

$$\tilde{x}(\omega) \approx \Delta t \sum_{i=0}^{N-1} x_i e^{-j\omega t_i} \quad (7)$$

여기서 i 는 샘플의 순서를 나타내며, Δt 는 샘플링 간격을 나타낸다. 식 (7)에 의해서 이산 푸리에변환(DFT: Discrete Fourier Transform)을 정의할 수 있으며 식 (8)과 같다.

$$X(\omega) \equiv \sum_{i=0}^{N-1} x_i e^{-j\omega t_i} \quad (8)$$

식 (8)에 의해 식 (7)은 식 (9)와 같이 표현할 수 있다.

$$\tilde{x}(\omega) \approx \Delta t X(\omega) \quad (9)$$

본 논문에서는 식 (8)을 이용하여 시간의 함수인 조종입력을 주파수 평면으로 변환하여 분석을 하였다.

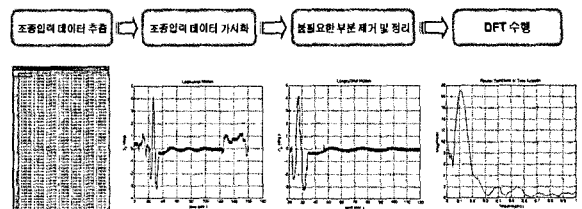
4. 조종입력 분석절차

조종입력 분석절차는 크게 3단계로 다음과 같다.

- STEP 1. 조종입력 데이터 분석
- STEP 2. 기준신호 생성
- STEP 3. 조종입력과 기준신호 비교분석

STEP 1. 조종입력 데이터 분석

조종입력 분석의 첫 단계인 본 단계는 그림 3에서 볼 수 있듯이 비행기록장치를 통해 획득된 수많은 비행시험 데이터 중 관심이 있는 조종입력 데이터를 추

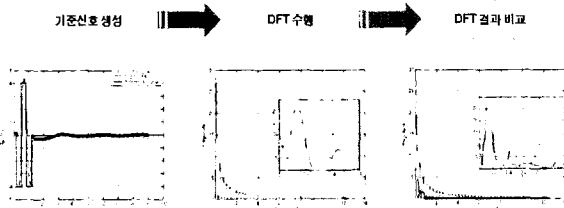


[그림 3] 조종입력 데이터 분석과정

출하여 가시화한 후 조종입력이 어떤 형태인지를 파악한다. 불필요한 부분을 편집한 후 DFT를 수행하여 조종입력의 지배주파수(Dominant Frequency)와 에너지 수준을 파악한다.

STEP 2. 기준신호 생성

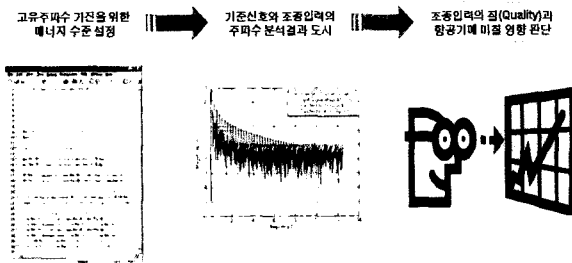
STEP 1을 통해 파악된 조종입력의 파형과 주파수 특성을 토대로 그림 4의 맨 좌측의 그래프와 같이 기준신호를 생성하고 DFT를 통해 기준신호의 주파수 정보를 획득한다.



[그림 4] 기준신호 생성과정

STEP 3. 조종입력과 기준신호 비교분석

그림 5에서 볼 수 있듯이 STEP 1과 STEP 2에서 구한 조종입력과 기준신호의 주파수 정보를 가시화하고 항공기 운동모드의 고유주파수에 해당하는 지점의 에너지 수준을 비교한다. 비교의 관점은 기준신호를 통해서 운동모드의 고유주파수를 가진시킬 수 있는 에너지 수준에 비해 조종입력의 에너지 수준이 얼마나 높은 지를 비교하는 것이다. 또한 정량적인 비교를 위하여 조종입력과 기준신호의 표준편차를 구한다. 이를 토대로 조종사의 조종입력 신호에 대한 숙련도를 판별할 수 있다.



[그림 5] 조종입력과 기준신호 비교분석과정

5. 조종입력 분석

본 논문에서는 단주기 운동 특성을 파악하기 위해 실시한 비행시험 중 100kts 속도에서 수행한 2가지 경우, 120kts 속도에서 수행한 2가지 경우에 대해 분석을 실시하였다. 모든 비행시험은 정상수평비행 상태에서 승강타에 Doublet 신호를 입력하는 방식으로 수행하였으며 신호의 규격은 비행 상황에 따라 조금씩 다르게 입력하였다. 한편 항공기의 운동모드에 대한 고유주파수는 MMLLE 방식의 변수식별을 통해 구하였는데, 이를 토대로 조종입력의 주파수 대역 적합성을 판별하였다. 속도 및 운동모드별 고유주파수는 표 2와 같다.

[표 2] 속도 및 운동모드별 고유주파수

	100kts	120kts
ω_{sp}	0.6398Hz	0.6688Hz
ω_{ph}	0.0435Hz	0.0346Hz

CASE 1. 100kts 첫 번째 비행시험

본 비행시험은 단주기모드를 알아보기 위해 2002년 4월 11일에 수행된 비행시험으로 정상수평비행상태에서 속도 100노트로 비행하였다. 조종입력 데이터를 분석한 결과 조종입력이 의도했던 기준신호의 제원은 다음과 같다.

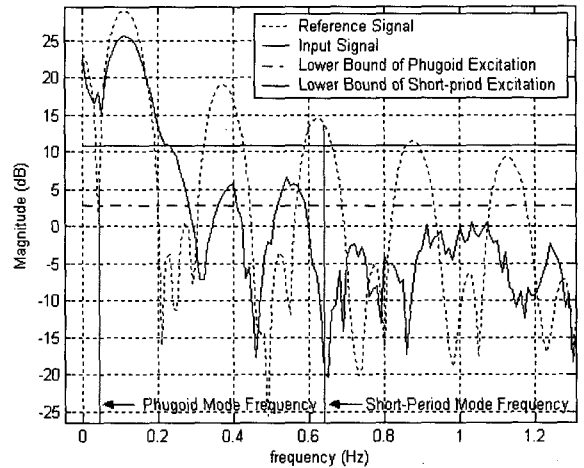
입력 주파수 : 0.11Hz

승강타 변위 : $-3.5^{\circ} \leq \delta_e \leq 3.5^{\circ}$

분석 결과를 그림 6~8에 도시하였다. 그림 6은 승강타에 입력한 조종입력의 형상을 기준신호와 함께 도시한 것이고, 그림 7은 조종입력과 기준신호에 대한 DFT 결과를 dB 단위로 도시한 것이다. 그림 8은 그림 7에서 비교의 대상이 되는 범위를 확대하고 단주기모드와 장주기모드의 주파수를 같이 도시하였다. 분석 결과, 조종입력의 주파수는 0.11Hz로 반디호의 단주기모드 주파수인 0.6398Hz보다 장주기모드 주파수인 0.0435Hz에 더 근접하였다. 또한 기준신호에 대

한 조종입력의 표준편차는 0.7820으로 다른 조종입력에 비해 높은 편이었다. 단주기모드 가진성의 관점에서 보면, 조종입력의 주파수가 단주기모드 주파수와 일치하지 않는 것을 알 수 있다. 또한 그림 7~8에서 볼 수 있듯이 기준신호는 대략 3Hz까지 0dB이상의 에너지를 가지고 있는데 비해 조종입력은 0dB이상의 에너지를 갖는 주파수 대역이 단주기모드 주파수에도 미치지 못함을 알 수 있다.

결국 이번 비행시험은 기준신호에 비하여 조종입력의 좁은 주파수 대역과 조종입력 주파수의 단주기 주파수와의 불일치로 인하여 단주기모드를 효율적으로



[그림 8] 단주기모드 주파수 부분 확대(Case 1)

가진시키지 못하므로 이 비행시험 데이터로 식별된 식 (4), (5)의 단주기모드 관련 미계수들은 신뢰성이 낮을 것으로 판단된다.

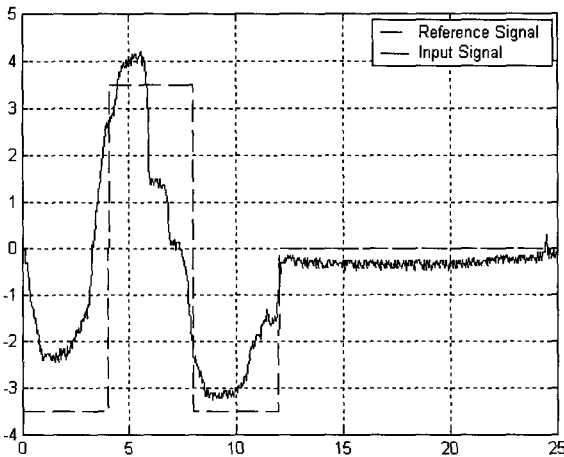
CASE 2. 100kts 두 번째 비행시험

Case 2는 단주기모드를 알아보기 위해 Case 1과 같은 날인 2002년 4월 11일에 수행된 비행시험으로 정상수평비행상태에서 속도 100노트로 비행하였다. 조종입력 데이터를 분석한 결과 조종입력이 의도했던 기준신호의 제원은 다음과 같다.

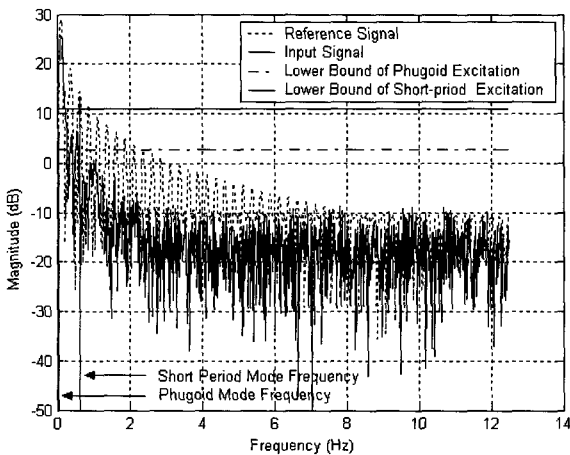
입력 주파수: 0.13Hz

승강타 변위: $-4^\circ \leq \delta e \leq 4^\circ$

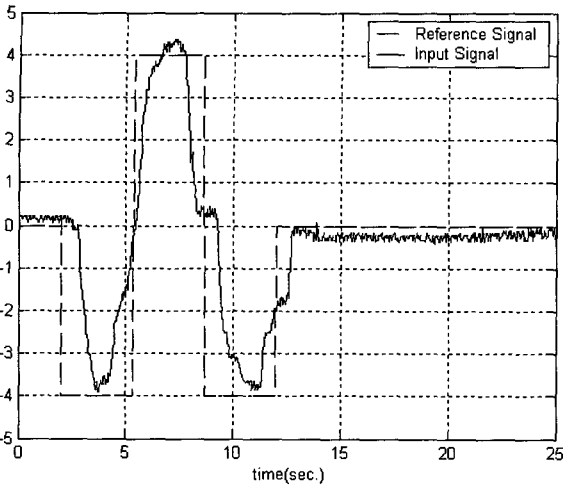
분석 결과를 그림 9~10에 도시하였다. 그림 9는 승강타에 입력한 조종입력의 형상을 기준신호와 함께 도시한 것이고, 그림 10은 조종입력과 기준신호에 대한 DFT 결과 중 비교대상 범위에 대해 dB 단위로 도시한 것이다. 본 조종입력의 표준편차는 0.7755로 Case 1보다 낮아서 Doublet 신호에 대한 조종사의 숙련도가 높아졌다고 볼 수 있다. 그림 9를 보면 Case 1의 조종입력보다 파형의 주기와 크기가 일정한 것을 알 수 있다. 이는 Case 1보다 기준신호를 잘 추종한 것으로서 본 조종입력으로 기준신호에 준하는 효과를 얻을 수 있다는 것을 의미한다. 그러나 기준



[그림 6] 조종입력과 기준신호(Case 1)



[그림 7] DFT 결과(Case 1)



[그림 9] 조종입력과 기준신호(Case 2)

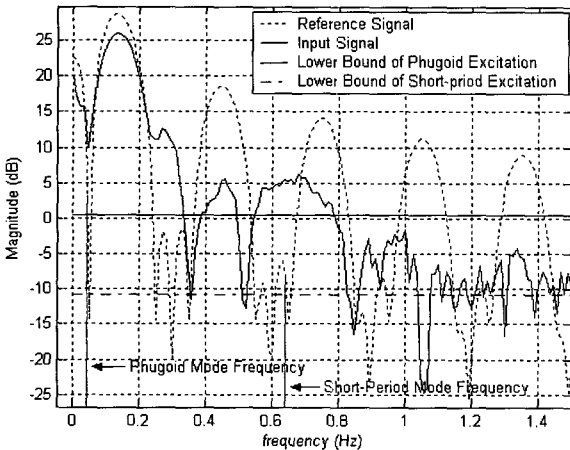
단주기모드뿐만 아니라 장주기모드의 주파수 대역에서도 에너지가 현저히 작아서 각 운동모드를 가진 시키기에 적합하지 않다. 그러나 조종입력이 기준신호보다 양호한 에너지 수준으로 입력되어 기준신호를 통해 의도했던 것보다는 좋은 결과를 얻을 수 있다.

CASE 3. 120kts 첫 번째 비행시험

본 비행시험은 단주기모드를 알아보기 위해 2002년 4월 25일에 수행된 비행시험으로 정상수평비행상태에서 속도 120노트로 비행하였다. 조종입력 데이터를 분석한 결과 조종입력이 의도했던 기준신호의 제원은 다음과 같다.

입력 주파수: 0.2Hz

승강타 변위: $-5^\circ \leq \delta e \leq -1^\circ$

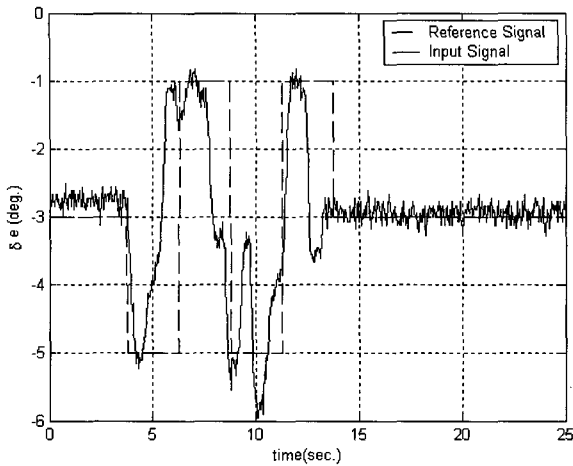


[그림 10] DFT 결과(Case 2)

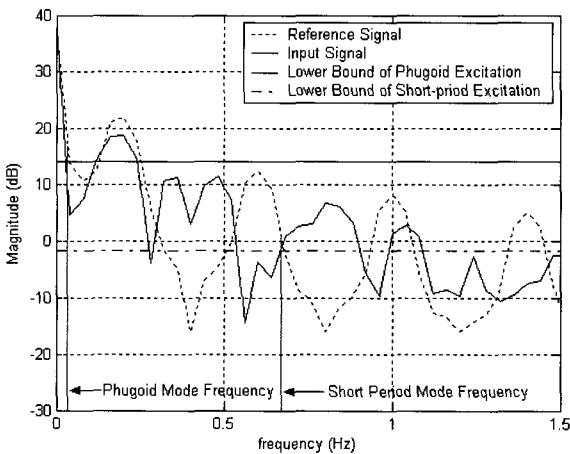
분석 결과를 그림 11~12에 도시하였다. 그림 11은 승강타에 입력한 조종입력의 형상을 기준신호와 함께 도시한 것이고, 그림 12는 조종입력과 기준신호에 대한 DFT 결과 중 비교대상 범위에 대해 dB 단위로 도시한 것이다. 그림 11에서 보면 기준신호에 비해서 상당히 왜곡된 형상의 조종입력을 볼 수 있다. 특히 10초 부근의 형상은 정상적인 Doublet 형상이 아니다. 이는 비행시험 중 예상치 못한 비행 상황에 의해 이루어진 것으로서 이로 인해 조종입력의 표준편차가 1.0806으로 Case 1, 2보다 상당히 높아지고 형상은 왜곡이 되었다. 하지만 기준신호보다 짧은 주기의 조종입력이 발생되어, 그림 12에서 볼 수 있듯이 0dB 이상의 에너지를 갖는 고주파수 성분들이 기준신호보다 넓은 범위에서 존재하게 되는 결과를 가져왔다. 또한 본 비행시험의 조종입력은 주파수가 0.2Hz로 이전의 비행시험에 비해서 단주기모드 주파수에 조금 더 가까워졌다. 이러한 점들은 단주기모드 주파수의 가진가능성을 높이는 장점이 있다. 본 비행시험의 조종입력에 대한 위와 같은 장점에도 불구하고 분석 결과, 조종입력은 크게 효율적이지 못하고 단지 기준신호에 준하는 가진성을 갖는 것으로 나타났다. 그림 12의 단주기모드 주파수에 위치하는 기준신호와 조종입력의 에너지는 각각 1.3dB, -1.3dB으로써 절대적으로 작기 때문에 단주기모드를 가진시키기 힘들다.

신호는 직각파인데 비해 조종입력은 사인파에 유사하므로, 그림 10에서 볼 수 있듯이 저주파수대역의 에너지 수준은 기준신호와 거의 일치하는 반면 고주파수대역은 기준신호에 비해서 에너지가 작다. 한편 단주기모드 가진성의 관점에서 보면, 기준신호는 단주기모드 주파수에서 에너지가 약 -8dB로 현저히 작으나 조종입력은 그 주파수 대역에서 약 5dB 크기의 에너지를 가지므로 기준신호에 비해 단주기모드를 잘 가진 시킬 수 있다.

결과적으로 기준신호는 앞선 비행시험과 마찬가지로 주파수 불일치로 인해 그림 10에서 볼 수 있듯이



[그림 11] 조종입력과 기준신호(Case 3)



[그림 12] DFT 결과(Case 3)

즉, 앞선 경우들에 비해서 조종입력의 지배주파수가 단주기모드 주파수에 가까워지긴 했지만, 단주기모드 주파수에서 상당히 차이가 있는 주파수 대역에 위치하고 있다. 이로 인해 고주파수 성분들이 단주기모드 주파수에서 최대 에너지를 갖지 못함에 따라 단주기모드를 가진시키기에 어려운 것이다. 그러므로 본 비행시험의 조종입력을 통해서 얻은 식 (4), (5)의 변수들은 신뢰성이 높지 못할 것으로 판단된다.

CASE 4. 120kts 두 번째 비행시험

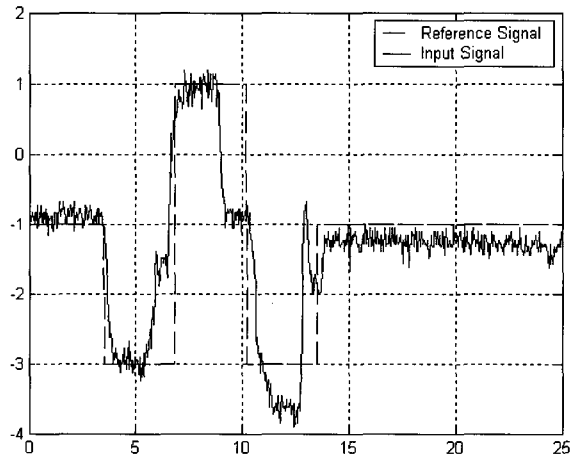
본 비행시험은 단주기모드를 알아보기 위해 2002년

5월 4일에 수행된 비행시험으로 정상수평비행상태에서 속도 120노트로 비행하였다. 조종입력 데이터를 분석한 결과 조종입력이 의도했던 기준신호의 제원은 다음과 같다.

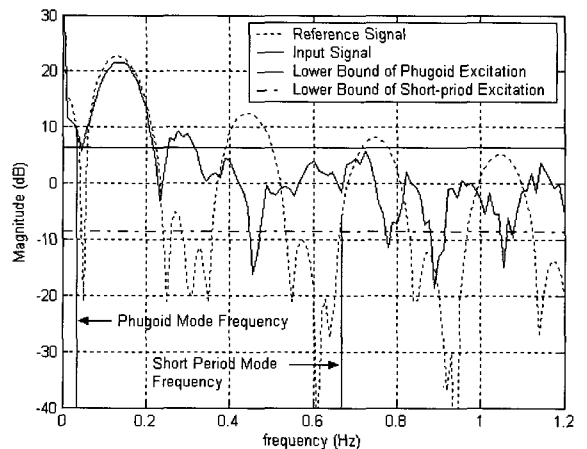
입력 주파수: 0.14Hz

승강타 변위: $-3^\circ \leq \delta e \leq 1^\circ$

분석 결과를 그림 13~14에 도시하였다. 그림 13은 승강타에 입력한 조종입력의 형상을 기준신호와 함께 도시한 것이고, 그림 14는 조종입력과 기준신호



[그림 13] 조종입력과 기준신호(Case 4)



[그림 14] DFT 결과(Case 4)

에 대한 DFT 결과 중 비교대상 범위에 대해 dB 단위로 도시한 것이다. 분석 결과, 본 조종입력은 표준편차가 0.4022로서 본 논문의 조종입력 중에서 가장 낮아 조종사의 숙련도가 상당히 높아졌음을 알 수 있으며, 그림 13에서 볼 수 있듯이 본 비행시험의 조종입력이 기준신호를 비교적 잘 추종함을 알 수 있다. 또한 조종입력은 기준신호에 비해 지역적인 관점에서 에너지의 최고점과 최저점의 차이가 작아서 전반적으로 기준신호보다 양호한 성능을 내는 것을 확인할 수 있다. 그림 14에서 보면 단주기모드 주파수의 경우, 0.6Hz부근에서부터 급격히 증가되는 기준신호는 단주기모드 주파수에서 에너지가 -5.54dB인 반면 조종입력은 단주기모드 주파수에서 지역 최소 에너지임에도 불구하고 -0.71dB로서 기준신호보다 에너지가 높으므로 가진성이 기준신호보다 좋다고 할 수 있다. 그러나 조종입력의 지배주파수가 단주기모드 주파수와 일치하지 않으므로 가진효율이 절대적으로 좋다고는 할 수 없다. 오히려 본 조종입력은 장주기모드 주파수대역에서 에너지가 크고 기준신호와 유사한 형태이므로 기준신호에 준하는 가진력을 가지고 있다. 즉, 본 조종입력으로는 장주기모드를 통해 식별, 가능한 변수의 신뢰성을 높힐 수 있다.

6. 개선방안

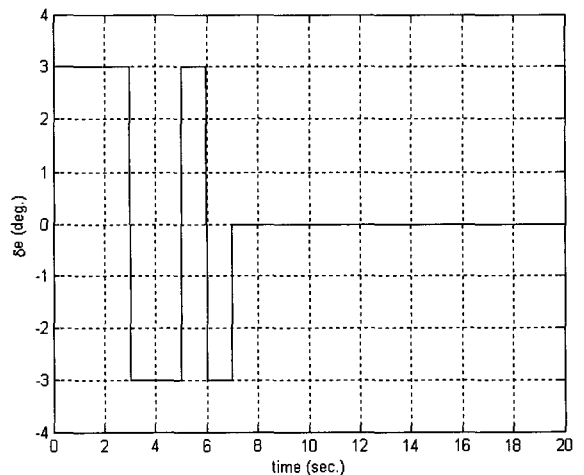
앞 5절에서의 분석을 통해 파악된 조종입력의 특성은 다음과 같다.

- (1) 조종입력의 지배주파수가 단주기모드 주파수와 일치하지 않고 에너지가 작은 다른 주파수를 통해서 가진이 이루어지므로 단주기모드 가진효율이 떨어짐.
- (2) 조종입력의 지배주파수가 장주기모드 주파수에 근접하여 장주기모드에 대한 가진성이 높음.
- (3) 조종입력이 기준신호를 정확히 모사하지 못해 고주파수 성분이 적은 반면 의도하지 않은 주파수 성분이 발생하여 단주기모드 주파수에서 기준신호보다 좋은 가진성을 갖는 경향이 있음.

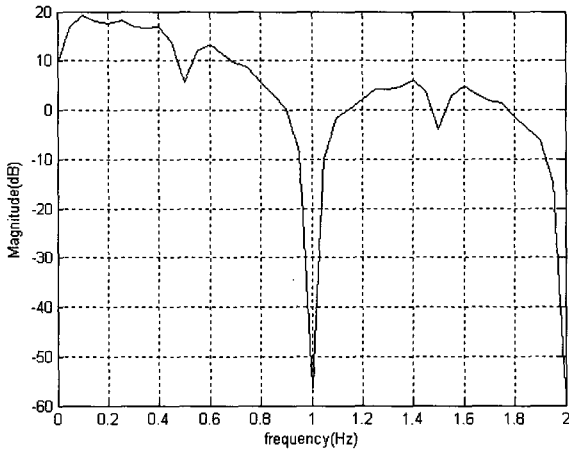
위와 같은 분석내용에 따라 단주기모드 가진성이 높은 조종입력을 구현하기 위해 다음과 같은 대안을 제안한다.

- (1) Doublet 형태의 조종입력을 사용한다면 주파수를 단주기모드 주파수인 0.65Hz 근처로 설정
- (2) 단주기모드의 주파수의 예상범위가 넓다면 3211 신호를 사용
- (3) 정확한 기준신호 구현을 위해 조종입력 자동화 시스템의 사용

첫 번째 제안은 본 비행시험의 목적이 단주기모드 특성을 파악하고자 하는 것이었으므로 단주기모드의 주파수에 조종입력의 주파수를 일치시키면 가장 높은 에너지로 단주기모드 주파수를 가진시킬 수 있기 때문에 제안하는 것이다. 두 번째 제안은 단주기모드 주파수의 예상범위가 넓은 경우에 대해 단주기모드의 가진확률을 최대화할 수 있도록 그림 15~16에서 볼 수 있는 3211신호를 사용할 것을 제안하는 것이다. 그림 16에서 볼 수 있듯이 3211신호는 Doublet 신호보다 주파수 대역폭이 넓어 단주기모드의 가진 확률이 높을 뿐만 아니라, 장주기모드도 동시에 가진할 수 있는 장점이 있다.



[그림 15] 3211신호 파형



[그림 16] 3211신호의 주파수 특성

세 번째 제안은 수동으로 입력하는 조종입력의 한계를 극복하여 비행시험 데이터의 신뢰성을 극대화하기 위한 방안으로 제안하였다. 본 논문에서 분석한 조종입력들은 기준신호와 파형이 큰 차이를 보이고 있다. 차이에 대한 원인으로 첫째, 반디호의 승강타에 대한 기구학적 특성으로 인해 조종사의 고주파 조종입력을 힘들게 함과 동시에, 승강타의 트림 스프링에 의한 과도응답이 존재함에 따라 입력주파수에 대한 한계가 존재하기 때문이다. 둘째, 조종입력에 대한 조종사의 숙련도가 다르기 때문이다. Case 1~4의 분석결과를 보면 비행시험의 횟수가 늘어남에 따라 조종입력의 표준편차가 줄어드는 것을 알 수 있다. 즉, 조종사의 숙련도와 조종입력의 정확도 사이에 깊은 관계가 있다고 할 수 있다. 이는 Hamel의 연구에서도 언급하고 있다^[7]. 이러한 한계를 극복할 수 있는 최선의 방법은 기계적 혹은 전자적 조종입력이 가능한 시스템을 사용하는 것이다. 이미 NASA 등 여러 항공관련 기관에서는 임의형상의 입력이 가능하고 빠른 응답속도와 정밀도가 높은 OBEC(On-Board Excitation System)^[8]와 같은 시스템으로 비행시험을 수행하여 좋은 결과를 얻고 있다. 따라서 국내에서도 조종입력의 정확도를 향상시키기 위한 자동 조종입력 시스템 연구의 필요성이 대두되고 있다.

7. 결론

본 논문에서는 반디호의 성능을 파악하기 위해 실시한 비행시험의 조종입력을 분석하였다. DFT를 통한 조종입력의 주파수분석은 항공기 운동모드에 대한 가진성을 판별하는데 유용하게 사용할 수 있음을 확인하였다. 분석한 조종입력들은 기준신호의 주파수를 잘못 설정하여 대체적으로 단주기모드를 가진시키는데 크게 효율적이지 못하였으므로 이를 개선하기 위한 대안을 제안하였다. 향후에는 각종 상태변수의 출력에 대한 조종입력의 영향을 비교/분석하고 조종입력의 최적화에 대한 연구를 수행할 계획이다.

감사의 글

비행시험을 수행해주신 고 황명신, 은희봉 교수님께 깊은 감사를 드립니다.

참고 문헌

- [1] 한국항공우주연구원, “선미익형 소형항공기 핵심 기술연구, 연구보고서”, 2002.
- [2] Lennart Ljung, “System Identification; Theory for the User”, PRENTICE HALL, 1987.
- [3] E. Plaetschke, and G. Schulz, “Practical Input Design”, AGARD LS-104, 1979.
- [4] Eugene A. Morelli, “Flight Test Validation of Optimal Input Design and Comparison to Conventional Inputs”, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, New Orleans, LA, Aug. 11-13, 1997, Collection of Technical Papers(A97-37244 10-08).
- [5] Stevens, B.L. and Lewis, F.L., “Aircraft Control and Simulation”, John Wiley & Sons, Inc. New York, NY, 1992.
- [6] Eugene A. Morelli, “Real-Time Parameter

- Identification in the Frequency Domain”, AIAA.
- [7] P. G. Hamel, “Aircraft Parameter Identification Methods and Their Applications - Survey and Future Aspects”, AGARD LS-104, 1979.
- [8] E. A. Morelli, “F-18 High Alpha Research Vehicle(HARV) Parameter Identification Flight Test Maneuvers for Optimal Input Design Validation and Lateral Control Effectiveness”, NASA CR-198248, 1995.