



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 47(11), 821-829(2019)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2019.47.11.821

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

## 소형무인기 상용 안정성 증대 장치 로직 추정과 검증

고동현<sup>1</sup>, 모하마드 라히미<sup>2</sup>, 최기영<sup>3</sup>

### Estimation and Verification of Commercial Stability Augmentation System Logic for Small UAV

Dong-hyeon Ko<sup>1</sup>, Mohamad Rahimy<sup>2</sup> and Keeyoung Choi<sup>3</sup>  
Department of Aerospace Engineering, Inha University

#### ABSTRACT

Because rotorcraft is unstable, it needs a stability system such as flybar. Recently, sensor technology has been developed, it uses a stability augmentation system to improve stability instead of flybar. To use of these rotorcraft which include stability augmentations system for unmanned system, flight control computer, include stability augmentations system function, must be required. In this paper, a reverse-engineering method of estimating Algorithm of Commercial Stability Augmentation System is proposed, the result is applied in the flight computer to make an unmanned rotorcraft system. Finally using a validated algorithm, it is possible to establish a system of unmanned automatic rotorcraft system.

#### 초 록

회전의 항공기는 기체 자체로는 불안정하기 때문에 안정적인 운영을 위해서는 flybar와 같은 안정장치가 필요하다. 최근에는 센서 기술이 발달하여, flybar 대신 기체의 안정성을 향상시킬 수 있는 안정성 증대 장치(SAS : Stability Augmentations System)를 사용하고 있다. 안정성 증대 장치가 포함된 회전의 항공기를 무인으로 활용하기 위해서는 안정성 증대 장치 기능을 포함한 비행 제어 컴퓨터가 반드시 필요하다. 본 논문에서는 역 설계를 활용하여 상용 안전성 증대 장치의 알고리즘을 예측하였다. 그리고 그 결과를 비행제어컴퓨터에 활용하여 무인회전의 시스템을 만드는 방법을 제안한다. 그리고 알고리즘을 검증하기 위해 상용 안정성 증대 장치의 출력과 개발한 알고리즘의 출력 비교하였다. 최종적으로 검증된 알고리즘을 활용하여 자동 비행이 가능한 무인 회전의 시스템을 체계를 구축하였다.

**Key Words** : Reverse-Engineering(역 설계), Stability Augmentations System(안정성 증대 장치), Gyro-Sensor(자이로 센서)

#### 1. 서 론

헬리콥터 형 회전의 항공기는 수직 이착륙 및 정지

비행과 저속 비행이 가능하며 멀티콥터 형태에 비행 로터의 공기역학적 효율이 우수하기 때문에 무인기로도 널리 활용되고 있다. 그러나 회전의 항공기의 경우

† Received : August 22, 2019 Revised : September 26, 2019 Accepted : October 17, 2019

<sup>1,2</sup> Graduate Student, <sup>3</sup> Professor

<sup>3</sup> Corresponding author, E-mail : kchoi@inha.ac.kr

© 2019 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

자체의 불안정한 특성 때문에 안정적으로 운영하기 위해서는 안정성을 증대시킬 필요가 있다. 특히 소형 헬리콥터의 경우 빠른 동적 특성 때문에 항공기의 불안정성이 커져 안정성 증대 장치가 없이 사용자가 운용하기 어렵다[1]. 이를 극복하기 위해 flybar와 같은 기구적 안정장치를 활용하거나 전자식 자동조종장치를 활용한다. 유인기의 경우 자동제어시스템을 개발하기 위해서 항공기의 수학적 모델링부터 시작하나, 소형 무인기의 경우 이 개발 절차를 적용하기는 현실적으로 어렵다. 특히 상용 기체를 활용하는 것이 대부분이기 때문에 핵심 공력 데이터를 확보하는 것이 거의 불가능하다. 초기 취미용 무선 헬리콥터는 안정성을 개선시키기 위해 대부분 flybar를 장착하고 있었으나 [2,3] 최근은 전자식 안정성 증대장치의 활용도가 높아져 flybar 없이 순수한 전자식 안정성 증대장치에 의존하는 것이 보편화되었다. 이러한 소형헬리콥터를 이용하여 완전 자동화된 무인헬리콥터를 개발할 경우, 상용 안정성 증대장치의 기능을 개발하고자 하는 자동조종장치를 통해 구현해야 하는데, 이 과정에서 앞에서 기술한 것처럼 상세한 수학적 모델을 구하기 어려운 이유로 trial-and-error[4-6] 방식을 쓰는 것이 일반적이다. 이는 필연적으로 위험성을 내포하고 있는 것으로 높은 수준의 주의가 필요하다. 상용 헬리콥터에 장착된 전자식 안정성 증대장치의 경우 튜닝이 되어 있거나 그 과정이 단순하기 때문에 이를 이용한 안정성 확보는 수월하다. 따라서 본 연구에서는 상용 안정성 증대장치의 기능을 개발하고자 하는 자동조종장치로 손쉽게 이식할 수 있도록 역 설계 기법을 이용하여 상용 안정성 증대 장치의 로직과 제어 이득 값을 추정하는 방법을 제시하고자 한다. 역설계 기법이란 개발된 소프트웨어에 대한 분석을 통해 원래의 제품에 구현된 구조, 원리, 기술, 방법, 기능, 알고리즘, 노하우 등을 역으로 분석하여 재구성하는 과정을 의미하는 용어로써[7] 이러한 방법은 헬리콥터뿐 아니라 다양한 형태의 소형무인항공기 개발에 보편적으로 활용될 수 있는 기술이다.

## II. 본 론

### 2.1 안정성 증대 시스템과 역설계를 위한 계측 시나리오

#### 2.1.1 안정성 증대 시스템과 조종입력

알고리즘을 테스트하기 위해 선택한 상용 안정성 증대 시스템은 가장 대중적인 상용 시스템 중 하나인 Align사의 Gpro이다. Gpro는 Align사에서 자체 제공하는 프로그램을 통해 사용자가 원하는 입출력과 제어 이득 값을 설정할 수 있기 때문에 다양한 조종기 및 플랫폼에서 활용이 가능하다. 안정성 증대

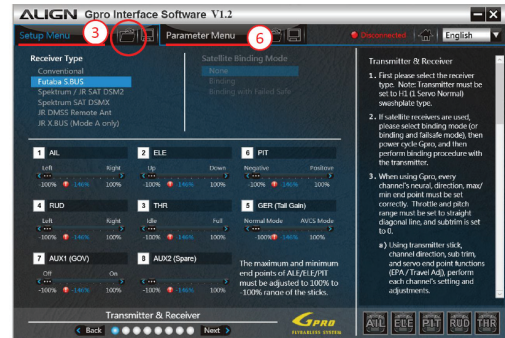


Fig. 1. SAS & setting program

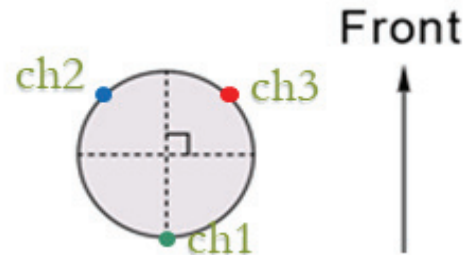


Fig. 2. The name of the servo motor connected to the swash plate

시스템 모델링하기에 앞서 Trex-700에 장치를 장착하고 Fig. 1의 프로그램을 통해 수동 비행을 통해 적절한 반응 속도를 갖도록 제어 이득 값을 설정하였다.

일반적인 회전익 항공기의 조종 입력은 collective, lateral cyclic, longitudinal cyclic, rudder 입력으로 구성되어 있으며 본 연구에서 활용한 상용 안정성 증대 시스템은 전자 서보모터 4개를 활용하여 사용자의 조종입력을 swash plate와 꼬리 로터로 전달하는 방법을 활용한다. 그렇기 때문에 모델링을 위해 기록해야 할 데이터는 각 축별 사용자의 조종입력 (0~100%) 4개, 각속도(deg/sec) 3개 그리고 시스템의 출력신호( $\mu s$ ) 4개 총 11개이다. Fig. 2는 swash plate에 연결된 서보 모터 명칭을 정의한 자료로 이후 측정 데이터의 이름으로 사용한다.

#### 2.1.2 계측 시나리오 및 역설계 기법

본 논문에서 활용한 상용 안정성 증대 시스템은 3축에 대한 각속도 보정 기능이 있을 것으로 예측되며

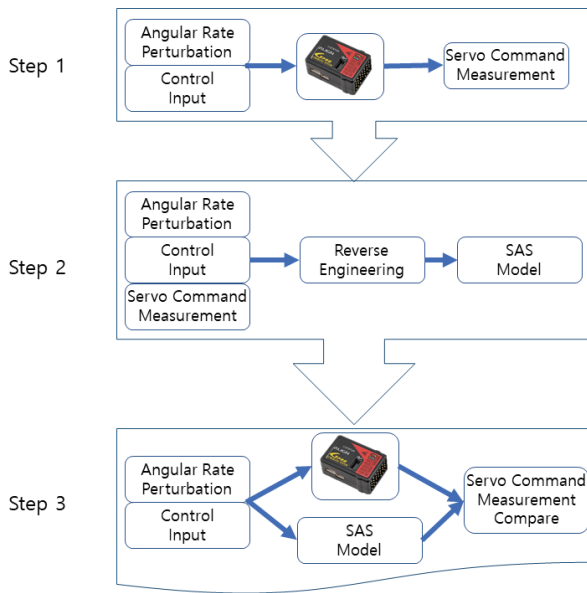


Fig. 3. Flow Chart for SAS Model

역 설계 기법을 활용하여 내부 알고리즘을 파악하기 위한 시나리오는 Fig. 3과 같다.

1단계에서는 조종 입력 값과 각속도를 변화를 주며 이 때 나오는 서보의 출력을 기록한다. 이 때 3축에 대해서 각속도 변화를 주어야 하며 채널 별로 모든 출력 값을 기록해야 한다. 2단계에서는 기록된 각속도, 조종입력, 출력 값을 이용하여 역 설계 기법을 활용, 안정성 증대 시스템의 모델링을 수행한다. 마지막으로 3단계에서는 상용 안정성 증대 시스템과 역 설계 기법으로 모델링한 결과를 비교하여 개발한 안정성 증대 시스템을 검증한다.

2.1.3 진자운동 기구

상용 안정성 증대 장치에 대한 역 설계를 위해 진자운동기구를 활용하여 각속도 입력을 생성하였다. 이때 사용한 진자 운동기구는 상단의 회전축을 중심으로 진자운동을 하며 장치 하단부에는 측정 장치를

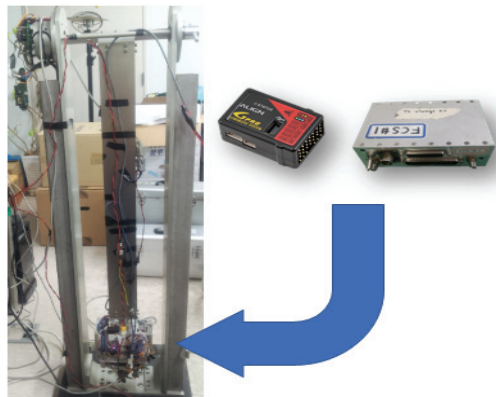


Fig. 4. Pendulum Module for reverse-engineering

장착할 수 있는 구조로 되어 있으며 발생하는 진자 운동은 전자모터를 통해 사용자가 원하는 입력이 가능하도록 Fig. 4와 같이 구성되어 있다[8]. 그리고 장치 하단부에는 상용 안정성 증대 장치와 장치의 입력과 출력을 기록할 수 있는 기록장치가 장착되어 있으며 사용한 데이터 기록 장치는 앞으로 개발할 소형 무인항공기의 비행제어 컴퓨터를 활용하였다.

2.2 안정성 증대 시스템 모델링

2.2.1 Collective input

정지되어 있는 상태에서 Collective 명령을 0%, 25% 50% 75% 100%로 증가시켜가며 각 입력 값을 측정하였다. 측정 결과가 거의 직선으로 나왔기 때문에 입력에 대한 출력 되먹임 함수는 1차식으로 설정하였다. Table 1과 Fig. 5는 이를 나타낸 결과로 Fig. 5에서 마커로 표시된 MCh1은 측정된 데이터 값을 의미하고 실선으로 표시된 SCh1은 되먹임 함수를 통해 얻은 입력에 따른 출력 결과 값이다.

그래프를 보면 Ch3은 1,2와는 다르게 입력에 반비례하도록 나오는데 이는 실제 Trex-700에 장착될 때 Ch3에 연결된 서보의 혼의 방향이 나머지 두 개의 서보와 반대이기 때문이다.

Table 1. Collective compensation logic parameter ( $y = ax + b$ )

Chanel Num	a	b
Ch1	4.09	1328
Ch2	3.92	1359
Ch3	-3.83	1582

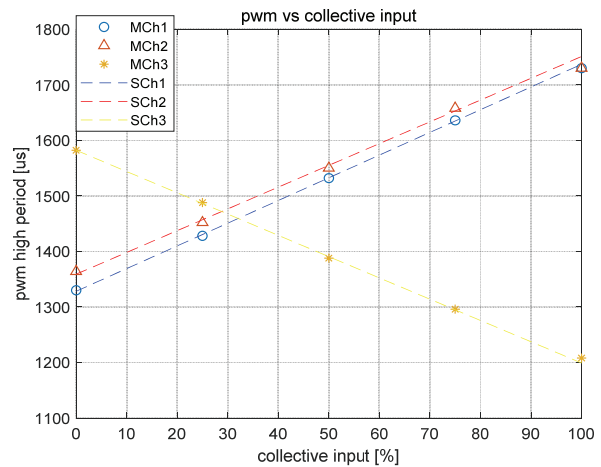


Fig. 5. Collective servo output data from measurement and equation

Table 2. Lateral equation ( $y = ax + b$ )

Input level	Ch2		Ch3	
	a	b	a	b
0~37.5	2.368	1143	2.384	1361
37.5~62.5	10.24	851	10.24	1070
62.5~100	2.368	1345	2.304	1566

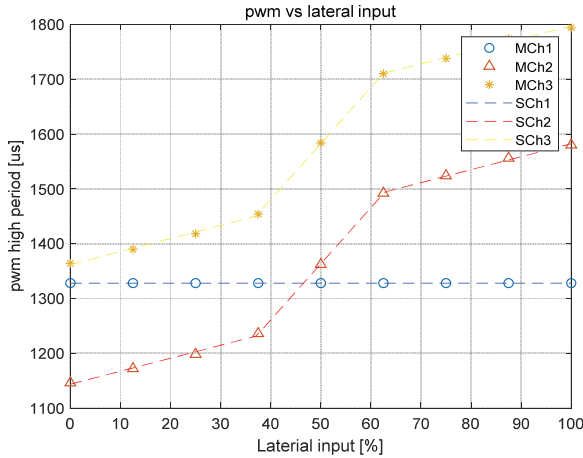


Fig. 6. Lateral servo output data from measurement and estimation compensator logic

2.2.2 Lateral input

앞 절과 동일한 방법을 사용하여 lateral 입력의 서보 명령 값을 측정하였다. 다만 Collective와는 다르게 lateral 입력에 대한 Ch2,3의 출력 값의 기울기는 총 3개로 구분되어 나타났다. 또한 Ch1은 상수 1328로 고정된 값이 나왔다. Table 2와 Fig. 6은 이를 나타낸 결과이다.

2.2.3 Longitudinal input

앞 절과 동일한 방법을 사용하여 longitudinal 입력의 서보 명령 값을 측정하였다. Longitudinal 출력 값은 3개의 채널 모두 3구간의 선형식으로 구성할 수 있었다. Table 3과 Fig. 7은 이를 나타낸 결과이다.

Table 3. Longitudinal compensation logic parameter ( $y = ax + b$ )

Input level	Ch1		Ch2		Ch3	
	a	b	a	b	a	b
0~37.5	2.752	1070	-1.44	1492	1.408	1453
37.5~62.5	11.92	731	-5.84	1655	5.76	1291
62.5~100	2.928	1293	-1.424	1377	1.568	1557

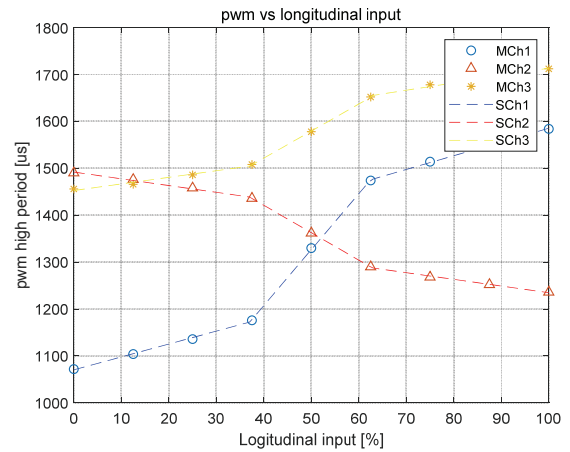


Fig. 7. Longitudinal servo output data from measurement and equation

2.2.4 Collective Compensation for q Rate

앞 절에서는 정지된 상태에서 조종 입력에 대한 출력 값을 측정하고 그 값을 기준으로 되먹임 함수를 설정하였다면 이번 절에는 피치 각속도가 있는 상태에서 조종 입력에 대한 출력 값의 변화를 측정하여 모델링을 수행 하였다. Fig. 8은 피치측 각속도가 있을 때 collective 입력에 따른 출력 값을 측정할 결과이다. 그래프를 통해 상용 안정성 증대장치의 출력은 각속도에 따라 보상이 되지만 입력의 비율에 따른 보상은 없다는 것을 확인할 수 있다. 따라서 입력의 크기에 따른 간격을 조정해주면 Fig. 9의 마커와 같이 5개의 그래프가 거의 겹치는 결과를 얻을 수 있다. 그리고 그 결과를 토대로 하여 각속도에 따른 Ch1번의 되먹임 함수를 예측할 수 있다. 본 논문에서는 겹쳐진 그래프를 개형을 보고 각속도에 대한 되먹임 함수의 구조를 1차로 선정하였으며 그 결과는 Fig. 9의 실선이다. 실선을 보면 점선들과 거의 동일한 결과를 보인다는 것을 확인할 수 있다.

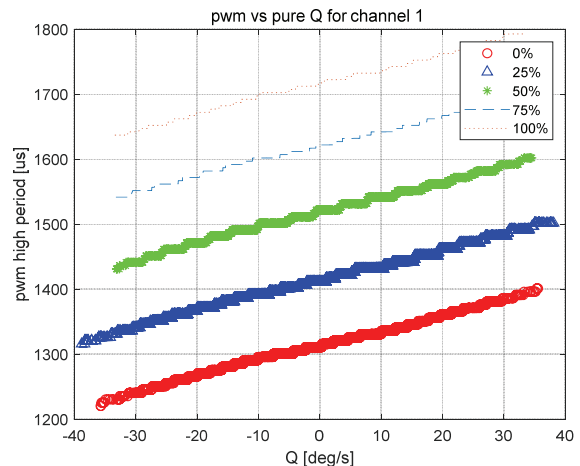


Fig. 8. Ch1 output with q variation



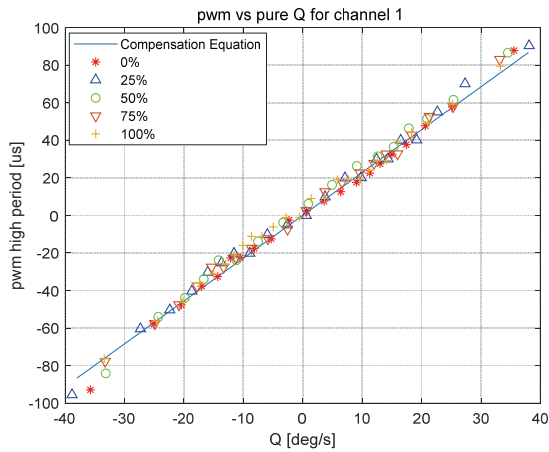


Fig. 9. Output(Ch1) of q compensation logic with respect to q

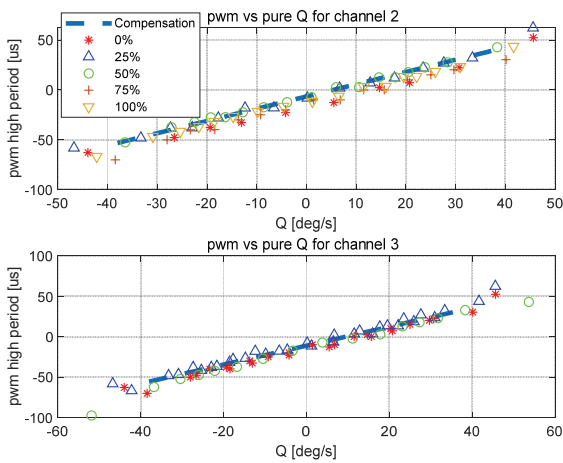


Fig. 10. Output(Ch2,3) of q compensation logic with respect to q

Ch2,3에 대해서도 앞선 작업과 동일한 작업을 수행하였으며 그 결과 collective 조종 입력은 오직 각 속도에 대한 보상만이 존재한다는 결론을 얻을 수 있었다. Fig. 10은 Ch2와 Ch3번의 측정결과와 그 되먹임 함수를 나타낸 그래프이다. 위의 Fig. 9와 마찬가지로 마커는 측정된 데이터에 간격보정을 해서 동일한 위치에 표시한 그래프이고 실선은 이를 통해 얻은 되먹임 함수의 결과이다.

### 2.2.5 Collective Compensation for p Rate

롤 축 각속도가 발생할 때 Collective 입력에 대한 모델링을 수행하였다. 모델링 방식은 앞 절에서 collective 입력에 대한 피치축 모델링 할 때와 동일한 방법을 사용하였다. 측정된 결과는 앞 절의 collective 입력과 마찬가지로 간격 조정을 수행하였다. 간격 보정된 데이터를 통해 되먹임 함수 구조를 1차식으로 만들 수 있었으며, Fig. 11은 각 채널별로 간격이 보정된 입력과 각속도 되먹임 함수의 결과를 나타낸 그

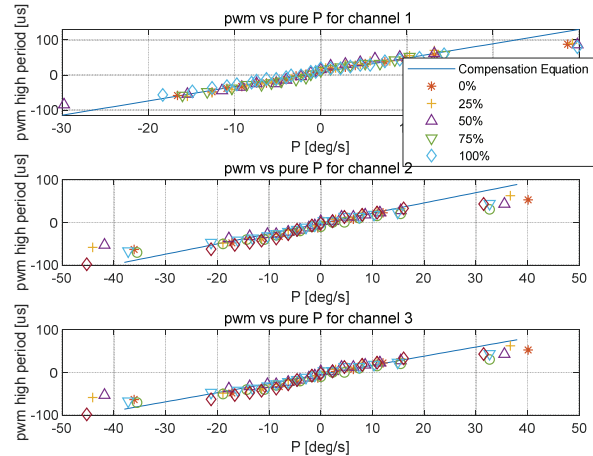


Fig. 11. Output(All) of q compensation logic with respect to p

림이다. 롤 축 각속도에 대한 collective 보상 역시 입력의 크기와는 상관없이 각속도에 비례한 것을 확인할 수 있다.

### 2.2.6 Longitudinal cyclic Compensation

2.2.4절과 2.2.5절에서 사용한 방법과 동일한 방법으로 각속도에 따른 longitudinal cyclic 입력에 대한 되먹임 함수 구성하였다. longitudinal cyclic 입력의 특징은 Fig. 5처럼 3부분으로 나누어져 있다. 그리고 출력데이터를 분석해본 결과 입력의 크기는 각속도에 대한 보상에 영향을 미치지 않는다는 것을 확인할 수 있었다. Table 4는 입력 비율에 따른 되먹임 함수의 계수이며, 되먹임 함수는 아래 식 (1)과 같다. 이 때 q는 피치축 각속도, U는 조종입력, a,b,c,d는 역 설계를 통해 얻은 상수 값을 의미한다.

$$(aU+b) \times q + (cU-d) \tag{1}$$

Table 4. Longitudinal cyclic compensation parameter for longitudinal motion

Chanel Num	Input position	a	b	c	d
Ch1	Part1,3	0.0348	0.8111	-0.0604	-13.9924
	Part2	-0.0353	4.3172	0.0156	-17.7881
Ch2	Part1,3	0.0161	0.4050	-0.0054	-13.8034
	Part2	-0.0161	2.0170	-0.0140	-13.3718
Ch3	Part1,3	-0.0164	2.0439	-0.1227	-4.1141
	Part-2	0.0164	0.4037	0.1109	-15.7923

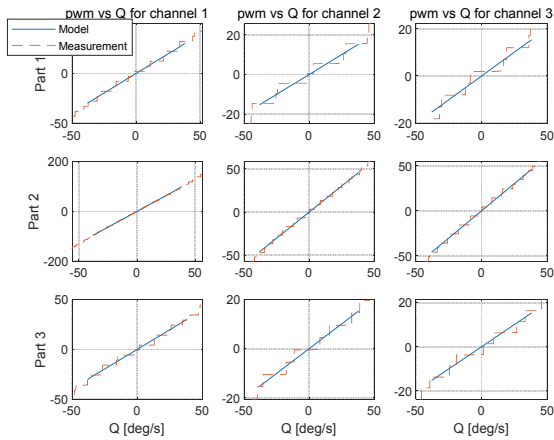


Fig. 12. Model output with q variation

Table 5. Longitudinal cyclic compensation parameter for lateral motion

Chanel Num	a	b
Ch1	2.48356	-15.90105
Ch2	1.25174	-14.41464
Ch3	1.21592	-16.30369

편의상 입력비율이 0~37.5%인 부분을 part1, 37.5~67.5%를 part2, 67.5~100%를 part3로 명명하였으며, Fig. 12는 피치 축 각속도에 대한 각 채널별로 역 설계기법으로 구성된 모델과 측정데이터를 비교한 그래프이다. 실선은 모델의 값이며 점선은 측정데이터를 의미한다.

롤 축 각속도에 대한 Longitudinal 입력을 보정하기 위해 앞 절과 동일한 방법을 수행하였다. 롤 축에 대한 되먹임 함수는 part별로 나누어지지 않고 단순히 각속도에 대한 1차식 형태로 나타났다. Table 5는 실험데이터를 통해 얻은 1차 되먹임 함수의 계수 값들이다.

### 2.2.7 Lateral cyclic Compensation

2.2.7절에서는 각속도 변화에 따른 lateral cyclic 입력의 변화에 대해서 실험을 수행하였다. Lateral cyclic 입력의 특징은 swash plate를 좌우로 기울이는 명령이기 때문에 ch1은 변화가 없다는 것이며 이러한 현상이 각속도 변화에 따른 보상 값에서도 동일하게 나타났다. Fig. 13은 롤 축 각속도 변화에 따른 측정값과 출력의 변화를 나타낸 그래프이다. Lateral 입력도 2.2.6절에서와 마찬가지로 입력의 크기에 따라 되먹임 함수가 다르게 나왔으며 Table 6은 되먹임 함수의 계수 값이다. 되먹임 함수를 구성하기 위해 사용된 수식은 수식 1과 같으며 피치 축 각속도  $q$ 를 롤 축 각속도  $p$ 로 변경되었다.

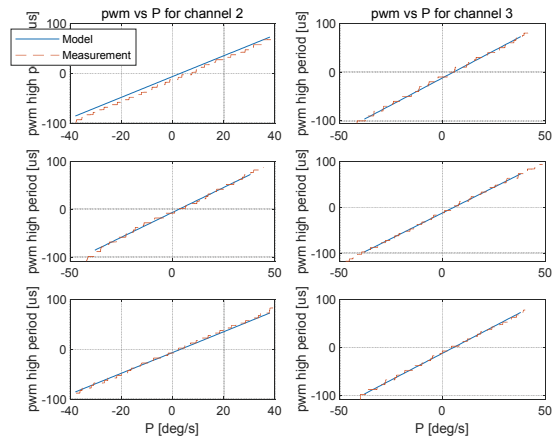


Fig. 13. Ch2,3 output with q variation

Table 6. Lateral cyclic compensation parameter for lateral motion

Chanel Num	Input position	a	b	c	d
Ch2	Part1,3	0.0289	0.6794	0.0056	-14.0829
	Part2	-0.0287	3.5592	-0.0172	-12.9446
Ch3	Part1,3	-0.0305	3.7265	0.0096	-12.0575
	Part2	0.0004	2.1816	0.0105	-12.1020

Table 7. Lateral cyclic compensation parameter for longitudinal motion

Chanel Num	a	b
Ch2	2.0856	-6.2463
Ch3	2.2397	-11.914368

이후 피치 축 각속도가 변할 때 Ch2,3의 출력 보상 값을 확인하기 위한 실험을 진행하였다. 앞 절과 마찬가지로 피치축 각속도 변화에 따른 lateral 입력의 변화는 오직 각속도에 비례하게 나왔으며 그 결과는 Table 7과 같다.

### 2.2.8 Rudder command model

꼬리 로터에 대한 제어를 위해 앞 절과 마찬가지로 요축 입력에 대한 출력의 변화와 각속도 변화에 따른 보상을 확인하기 위해 실험을 진행하였다. 실험 결과 꼬리 로터의 출력은 각속도에 대한 보상이 없으며 단순히 명령의 포화에 대한 정보만 존재한다는 것을 확인할 수 있었다. Table 8과 Fig. 14는 실험결과와 실험 결과를 기반으로 구성된 모델의 결과를 나타낸다.

Table 8. Tail Rotor compensation logic parameter

Parameters	a	b
Value	-30.6	3055.7
Saturation	32%(min)	65%(max)

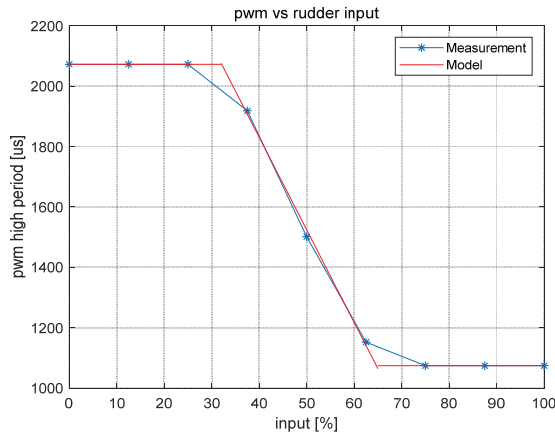


Fig. 14. Tail Rotor Command for input

### 2.3 안정성 증대 시스템 검증

Figure 15는 앞 장에서 역 설계 기법을 이용하여 설계한 안정성 증대 시스템 알고리즘이다. 알고리즘은 조종입력과 각속도를 입력으로 받아 서보의 조종 신호를 출력으로 내보내는 구조로 되어 있으며 역 설계 결과 요 방향의 각속도는 영향이 없다는 것을 확인하였기 때문에 입력에서 제외하였다.

또한 알고리즘을 검증하기 위하여 탑재된 비행 제어 컴퓨터와 상용안정성 증대 장치에 동일한 각속도를 주어 나오는 출력 값을 비교하였다. Figs. 16, 17은 알고리즘과 측정데이터를 비교한 그래프이다. 두 시스템의 출력 값이 매우 유사한 것을 확인할 수 있다. 그리고 Fig. 17에서는 롤 축 각속도 변화에 따라 Ch1(RR)의 출력 값은 거의 변화가 없음을 확인을 통해 역 설계를 통해 구성한 모델이 잘 만들어졌음을 확인할 수 있다.

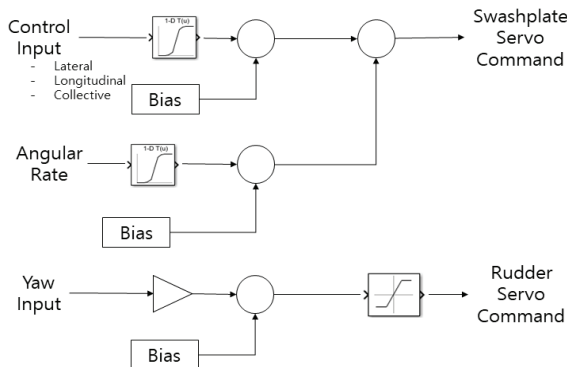


Fig. 15. SAS Algorithm

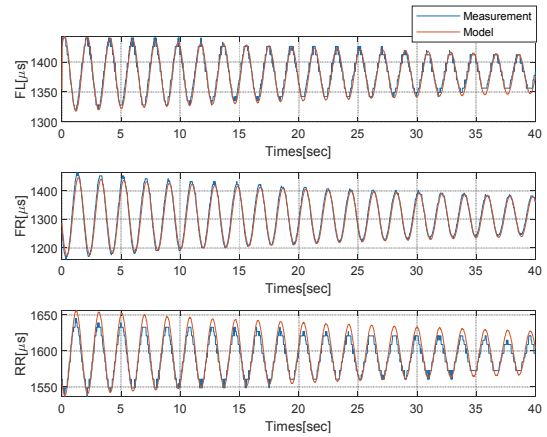


Fig. 16. SAS Algorithm Validation (q variation)

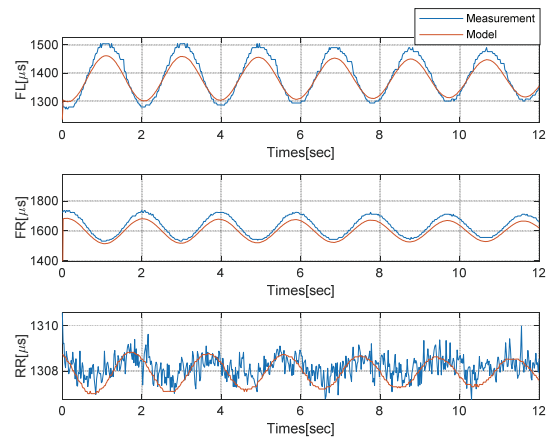


Fig. 17. SAS Algorithm Validation (p variation)

### 3.1 비행시험

#### 3.1.1 제어기 구조

앞 장에서 구성한 안정성 증대 시스템에 대한 모델링을 포함하여 자동비행을 위한 제어기를 설계 하였다. Fig. 18은 설계한 제어기의 흐름도이며 흐름도에서 실선으로 표시된 부분이 안정성 증대 시스템으로 이번 논문에서 중점적으로 설계한 제어로직이다. 나머지 CAS는 Control Augment System의 약자로 자세를 제어하기 위한 제어기이고 Autopilot의 속도 제어를 위한 제어기로서 수직, 수평방향의 속도를 제어한다. 마지막으로 Point Guidance는 점 항법을 활용한 위치 제어기를 의미한다.

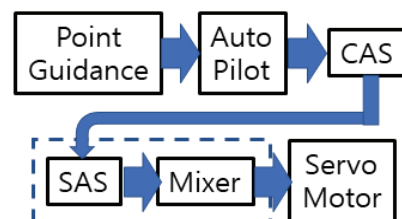


Fig. 18. Control Algorithm

Table 9. Flight Test Component

Component	Name
Helicopter	Trex-700
Transmitter	MM2
Magnetic Sensor	DC-4
GPSsensor	OemStar
Gyro Sensor	VN-200

3.1.2 비행테스트 환경

역설계 기법을 활용한 안정성 증대장치 알고리즘을 검증하기 위한 비행시험 환경을 구성하였고 그 내용은 Table 9와 같다.

3.1.3 수동 비행 테스트

안전한 비행을 위해 자동 비행 전 수동 비행을 통해 기체의 안정성을 확인하였다. 기체에 장착된 센서의 위치가 처음 제어 이득을 설정할 때와는 다르고, 꼬리 로터 쪽에 방향을 확인하기 위한 자장계가 추가되었다. 몇 차례 수동 비행을 통한 제어이득 값 조정으로 안정성 증대 시스템을 완성할 수 있었다. Fig. 19는 조정한 제어 이득 값을 반영 비행시험 데이터와 역 설계 기법을 통해 얻은 안정성 증대 시스템 모델링의 출력결과를 비교한 그래프이다. 두 그래프와 완전히 동일하지는 않지만 경향성은 비슷한 것을 확인할 수 있다.

그리고 조종성 증대 시스템의 경우 기준으로 선정할 만한 상용 장비들이 없기 때문에 제어 로직을 구성한 제어이득 값을 처음에는 0으로 설정하고 비행 시험을 통해 적절한 값들을 선정하는 방법으로 찾을 수 있었다. Fig. 20은 수동 비행 결과로써 3번째 그래프인 요 방향만 시간이 다른 것을 확인할 수 있다. 이렇게 편집된 이유는 롤 축과 피치 축을 먼저 테스트

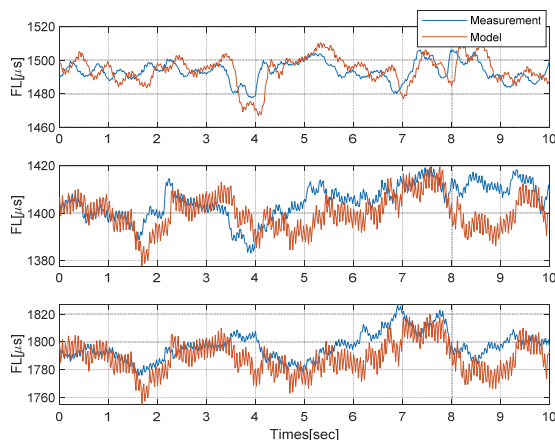


Fig. 19. Compare flight data and model

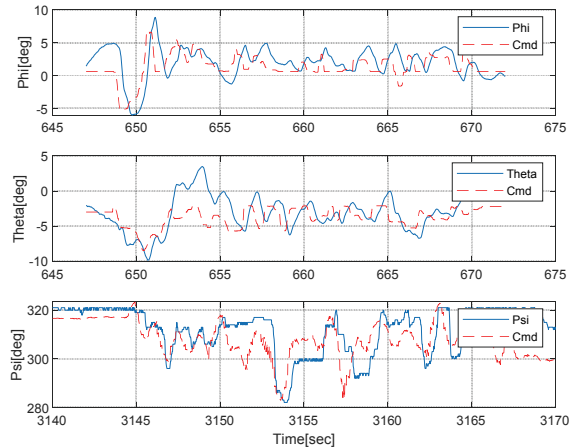


Fig. 20. Manual flight test result

한 후 나중에 요축을 테스트했기 때문에, 한 그래프에 모든 구간을 표시하게 되면 입력과 출력의 경향성이 잘 안보였기 때문에 경향성이 보일 수 있도록 편집하여 나타내었다.

3.1.3 자동 비행 테스트

여러 차례의 비행시험을 통해 결정된 제어 이득 값을 가지고 최종적으로 점항로 기법을 적용하여 자동 비행시험을 수행하였다. 테스트를 위한 개요는 다음과 같다. 먼저 항공기가 수동 이륙을 수행한 첫 번째 경로점과 비슷한 고도에서 자동 모드로 전환하게 된다. 전환 후 기존에 입력되어 있는 경로점을 순서대로 비행하게 된다. Table 10은 명령 경로점의 좌표이며 WP Num의 순서대로 항공기가 비행하게 된다.

Table 11에서 경로점 통과조건인 거리오차 5m를 만족하는 것을 확인할 수 있으며, Fig. 21은 전체 궤적을 나타낸 그래프이다.

Table 10. WayPoint Information

WP Num	Latitude	Longitude	Altitude
1	37.3846221	126.6544093	21
2	37.3843517	126.6541940	21
3	37.3847100	126.6536026	21
4	37.3849400	126.6538600	21

Table 11. WayPoint Change Distance Err

WPNum	Distance Err
1	4.34m
2	4.74m
3	4.79m
4	3.28m



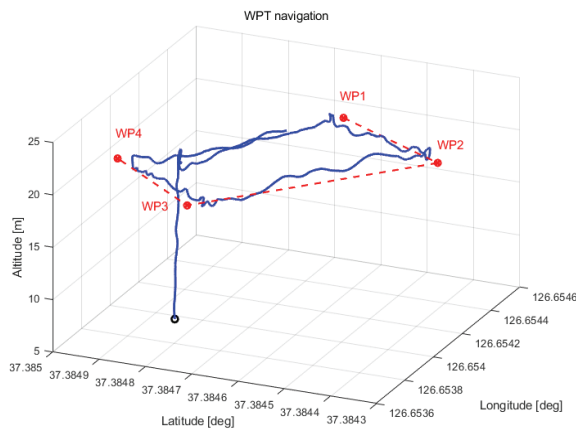


Fig. 21. Auto flight result

### III. 결 론

본 논문에서는 역 설계 기법을 이용하여 회전익 항공기의 상용 안정성 증대 시스템에 대한 분석을 진행 하였다. 상용 안정성 증대 시스템은 롤 축과 피치 축의 각속도에 대해 출력 값을 보상해주는 구조로 되어 있었으며 요 축의 경우 명령의 각속도에 대한 보상 없이 출력에 대한 제한만 존재하였다. 그리고 되먹임 함수의 구조는 1차식으로 충분히 표현이 가능하였으며 사용자의 현재 입력의 크기는 되먹임 함수에 영향을 주지 않았다. 분석된 상용 안정성 증대 시스템에 대한 결과를 토대로 회전익 항공기 안정성 증대 시스템 알고리즘을 개발할 수 있었다. 알고리즘의 성능을 검증하기 위해 상용 안정성 증대 시스템과 개발된 알고리즘에 동일한 각속도를 주고 나오는 출력 값을 비교하였으며 두 개의 출력이 거의 동일한 것을 확인할 수 있었다.

또한 설계한 알고리즘을 기반으로 자동비행이 가능한 회전익 항공기 시스템을 개발할 수 있었다. 역 설계 기법을 통해 얻은 안정성 증대 시스템을 기반으로 조종성 증대 시스템 속도 제어기, 점 항법을 활용한 위치 제어를 설계할 수 있었으며 비행테스트를 통해 개발한 시스템의 성능을 검증하였다.

마지막으로 알고리즘을 개발하는데 활용한 역 설계 기법은 입력과 출력 그리고 저장하는 데이터를

변경할 경우 다른 기체에도 활용할 수 있기 때문에 현재 판매중인 많은 상용 기체에 대한 모델링 후 안정적인 시스템을 구성하는데 활용할 수 있을 것으로 기대된다.

### Reference

- 1) Mohammad, A. S., "Attitude Estimation for a Small-Scale Flybarless Helicopter," CRC Press, Boca Raton, 2016, pp. 513~528.
- 2) Kim, S. P., Lee, J. H., Kim, B. J., Kwon, H. J., Kim, E. T., and Ahn, I. K., "A Point navigation guidance law for unmanned helicopter using predicted position," *Aerospace engineering and technology*, Vol. 5, No. 2, 2006, pp. 1~7.
- 3) Song, J. B., Bun, Y. S., Lee, B. E., Kim, S. D., Song, W. J., and Kang, B. S., "The Result of Build-up and Test Flight for the Coaxial Rotorcraft UAV System with Commercial Off-The-Shelf Flight Control Computer," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2007, pp. 225~228.
- 4) Manso, S., "Simulation and system identification of helicopter dynamics using support vector regression," *The Aeronautical Journal*, Vol. 119, No. 1222, 2015, pp. 1541~1560.
- 5) Samal, M. K., Sreenatha, A., and Matthew, G., "Neural network based system identification for autonomous flight of an eagle helicopter," *IFAC Proceedings* Vol. 41, No. 2, 2008, pp. 7421~7426.
- 6) Ma, R., Li D., and Hongtao W., "Dynamic Decoupling Control Optimization for a Small-Scale Unmanned Helicopter," *Journal of Robotics*, Vol. 2018, No. 12, 2018, pp. 1~12.
- 7) SW Reverse Analysis and Technical Protection Measures, Korea copyright commission, 2009
- 8) Choi, K. Y., Kim, Y. H., and Park, S. W., "Calibration of Inertial Measurement Unit Using Pendulum Motion," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences spring Conference*, April 2004, pp. 334~347.