

## 비행 시험을 통한 비행선의 운동 특성 해석 및 시험 결과 분석

### The Analyses of Dynamic Characteristics and Flight Test Results of Airship Throughout the Flight Test

우 귀 애\*, 김 종 권, 조 겸 래, 이 대 우  
(Gui-Aee Woo, Jong-Kwon Kim, Kyeum-Rae Cho, and Dae-Woo Lee)

**Abstract :** For decades, airships have been developed in Europe (especially German) and America. Airships are planning to be used for advertisements and airliners as well. In Korea, KARI (Korea Aerospace Research Institute) is developing stratospheric communication airship and the similar research is carried out in Japan. Among them, Zeppelin of German has the cutting-edge airship technology with Zeppelin NT. In this paper, the flight performance and stability were evaluated by comparing mathematical theory and the real test. The stability was examined through dynamic modeling and assured by designing controllers at each flight mode. Elevator angle, rudder angle, magnitude of thrust and tilting angle of thrust vector were used as control inputs. Moreover, after measuring the airship velocity, flight direction, magnitude and direction of the wind, attitude angles and trajectories of the airship at each flight mode, the results were compared with the simulation. To get the reasonable data, low-pass filter and band-stop filter were designed to get rid of the sensor noise and engine vibration. The test was accomplished at cruise mode, turning mode, and deceleration. To conclude, with comparing the simulation data and flight test data, it could be known that the dynamic model used in this paper was reasonable.

**Keywords :** airship, flight test, cruise, turning, acceleration

#### I 서론

1930년대 힌덴부르크 사고 이후, 비행선의 연구는 오랫동안 큰 진전을 이루지 못했다. 하지만 안정한 헬륨 가스를 이용하면서 폭발의 위험이 줄고 안정성이 증가하여 비행선에 대한 새로운 관심이 증대되었고, 여러 분야에서 비행선을 상업적으로 활용하기 위한 연구 및 개발이 진행 중에 있다.

독일의 제펠린(Zeppelin) 사는 관광을 목적으로 비행선의 개발에 성공하여 이미 이를 운행 중에 있으며, 우리나라에서도 현재 통신용 성층권 비행선의 개발에 박차를 가하고 있다.

미국에서는 스카이 스테이션사가 150m급 비행선을 성층권에 띄워 밀리 파(mm wave)대로 고속 무선 액세스 시스템을 제공하는 계획을 발표했다. 최근에는 서비스의 주 목적을 IMT-2000으로 이동하여, 일본이나 우리나라와 거의 같은 목적으로 변경되었다. 또한 미국에서는 제트기를 사용한 성층권 플랫폼도 검토되고 있으며, 미 해군에서는 전 세계에 군수송기 공급을 위해 HULA (Hybrid Ultra Large Aircraft)를 개발하고 있다. 무선조종 무인 비행선의 대표적인 것으로는 일본 비행선개발(주)의 RC-100/200으로서 서독의 WDL airship Co.와 기술제휴를 맺고 주로 공중촬영, 선전, 어선 탐지용으로 저렴한 운영비로써 실용화시키고 있다. 현재 일본은 NAL (National Aerospace Laboratory)과 NASDA(National Space Development Agency)를 중심으로 고도 20km의 성층권 비행선

개발에 박차를 가하고 있다. 이 계획은 오존층 등의 환경 관측이나 방송 중계를 위한 비행선의 개발이 현재 완성 단계이며, 특히 장기 체공에 절대적으로 필수적인 태양전지 개발에 역점을 두고 있다.

본 논문에서는 관측용 경식 중형 비행선의 설계에 관한 연구 결과를 바탕으로 설계된 비행선을 이용하여 시험 비행을 수행한 결과를 분석하였다[1-6]. 시험 결과 분석을 통해 제안된 비행선 모델이 타당하며, 비행선과 같은 비행체에 적용할 수 있는 비행 시험 방법을 제시하였다.

#### II 비행선의 동역학 모델링

실험과의 비교를 위해 사용된 비행선의 모델은 그림 1과 같이 정의된 좌표축을 기준으로 정의되었으며, 다음과 같은 몇 가지 가정에 의해 간략화 되었다. (1) 연구에 사용된 비행선은 수직 평면에 대해 좌우 대칭이며 경식 비행선으로서 공탄성 효과를 무시하여 강체로 가정한다. (2) 공력 데이터가 부력 중심으로 측정되었으므로, 부력 중심을 운동 방정식의 원점에 둔다. (3) 비행선의 중력 중심 역시 수직 평면상에 존재한다. 또한 비행선은 일반적인 운동체와는 달리 가상질량과 가상 관성 모멘트의 효과가 크게 나타나므로 이를 운동방정식에 고려하였다[7-10]. 이때 가상 질량과 가상 관성 모멘트는 다음 식과 같이 정의되었다.

$$\frac{\partial X}{\partial U} \dot{U} \equiv X_i \dot{U} \quad (1)$$

정의된 가상 질량과 가상 관성 모멘트를 운동방정식과 모멘트 방정식에 적용하면 다음이다.

여기서  $X_{ext}$ ,  $Y_{ext}$ ,  $Z_{ext}$ ,  $L_{ext}$ ,  $M_{ext}$ , 그리고  $N_{ext}$ 은 비

\* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2004. 10. 1., 채택확정 : 2004. 12. 6.

우귀애, 김종권, 조겸래, 이대우 : 부산대학교 항공우주공학과

(lohen99@dreamwiz.com/joinkiss@korea.com/lrcho@pusan.ac.kr/baenggi@pusan.ac.kr)

\* 본 연구는 산업자원부 한국산업기술재단이 지원하는 “지역전략산업 석사사 인력양성사업”의 지원으로 수행되었습니다.

$$\begin{aligned}
 m_x \dot{U} + (m a_z - \dot{X}_{\dot{q}}) \dot{q} + m_z q W - m_y r V \\
 - m a_x (q^2 + r^2) + m a_z p r = X_{ext} \\
 m_y \dot{V} + (m a_z - \dot{Z}_{\dot{p}}) \dot{p} + (m a_x - \dot{Y}_{\dot{r}}) \dot{r} + m_x r V \\
 - m_z p W + m a_x p q + m a_z q r = Y_{ext} \\
 m_z \dot{W} - (m a_x - \dot{Z}_{\dot{q}}) \dot{q} + m_y p V - m_x q U \\
 + m_z p r - m a_z (p^2 + r^2) = Z_{ext} \\
 J_x \dot{p} - (J_y - J_z) q r - J_{xz} (\dot{r} + p q) - (m a_z + \dot{L}_{\dot{v}}) \dot{V} \\
 - m a_z (r U - p W) = L_{ext} \\
 J_y \dot{q} + (J_x - J_z) p r - J_{xz} (r^2 - p^2) + (m a_z + \dot{M}_{\dot{U}}) \dot{U} \\
 - (m a_z + \dot{M}_{\dot{W}}) \dot{W} - m a_x (p V - q U) \\
 + m a_z (q W - r V) = M_{ext} \\
 J_z \dot{r} - (J_y - J_x) q r - J_{xz} (\dot{p} + p q) - (m a_z + \dot{L}_{\dot{v}}) \dot{V} \\
 - m a_z (r U - p W) = L_{ext}
 \end{aligned} \tag{2}$$

행선의 각 방향으로 작용하는 외력과 모멘트의 합으로, 공력, 중력, 부력, 그리고 추력에 의해 발생하는 힘과 모멘트이다. 이때의 속도  $U, V, W$  은 비행선의 속도를 의미하며,  $p, q, r$  은 비행선의 각속도이다.

형상 함수인 가상 질량이나 가상 관성 모멘트를 포함하는 관성 계수들은 상수로 유지되었으며, 따라서 (2)의 방정식은 다음과 같이 간략하게 표시될 수 있다.

$$M \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_d(u, v, w, p, q, r) \\ + A(u, v, w, p, q, r) \\ + G(\lambda_{31}, \lambda_{32}, \lambda_{33}) \\ + P(T_s, T_p, \mu) \\ + C(\eta, \zeta) \end{bmatrix} \tag{3}$$

여기서  $M$  은 질량 행렬,  $F_d$  는 비선형 관성력으로 속도와 각속도의 함수이고,  $A$  는 공력으로 받음각( $\alpha$ )과 옆미끄럼각( $\beta$ )에 따른 공력계수들과 속도의 함수이다. 또한  $G$  는 중력과 부력에 의한 힘으로 방향코사인  $\lambda_{ij}$  만큼 좌표축 변환을 하게 된다. 그리고  $P$  는 추력에 의한 힘으로 킬링각( $\mu$ )를 갖

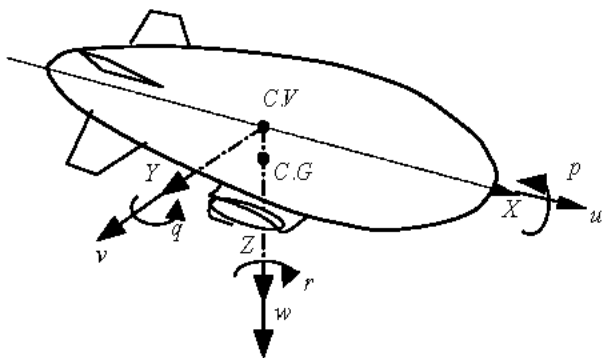


그림 1. 비행선의 좌표계.  
Fig. 1. The coordinate system of airship.

는 좌( $T_p$ )우( $T_s$ ) 추력기에 의해 발생된다.  $C$  는 제어면에 따른 공력 변화값으로 승강타( $\eta$ )과 방향키( $\zeta$ )에 따른 힘이다. 본 논문에서 시험 비행선에 에일러론을 장착하지 않았으므로, 모델링에서도 에일러론에 의한 영향은 무시하였다. 공력 계산에 사용된 공력계수들은 YEZ-2A의 풍동 실험 결과에서 얻어진 데이터를 이용하여 계산하였다[8]. 이때, 추력기는 비행선의 곤돌라의 좌우에 수평축과  $\mu$ 만큼의 각도를 갖고 위치하며, 전진 방향의 힘과 돌풍의 영향에 의해 변형된 비행선의 속도를 제어하는 경우 이용된다.

### III. 시험 비행

아래 그림 2는 시험 비행에 사용된 비행선의 3차원 도면이고, 그림 3은 실험 장비를 탑재한 곤돌라 실측 사진이다. 또한 실제 실험에 사용된 비행선의 장비가 표 1에 제시되어 있다. 시험 비행은 지상 시험과 비행 시험으로 나누어 시행하였다. 지상 시험은 송수신 보드를 통해 채널로 전송되는 데이터의 보정 및 수정을 위해 지상에서 수행되었으며, 이 단계에서 엔진의 진동 영향, 비행시 곤돌라의 흔들림 등을 고려하였으며, 배터리 용량 및 최대 비행 시간 등을 측정하였다. 비행 시험은 센서가 탑재된 곤돌라를 부착한 비행선을 띄워 실제 비행 속도와 고도에서 자세 및 위치 신호를 측정하고, 추종 명령에 따라 동적 거동을 관찰하는 형태로 진행되었으며, 그 결과를 시뮬레이션 결과와 비교하였다.

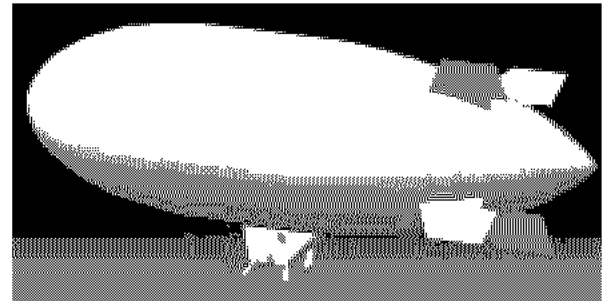


그림 2. 비행선의 설계 도면.  
Fig. 2. The drawing of airship design by CATIA.



그림 3. 곤돌라의 형상.  
Fig. 3. The configuration of gondola.

표 1. 측정 장비.

Table 1. The configuration of gondola.

엔진	경사계
G450PU 45cc 2 cycle gasoline Max. : 10,000 rpm Max. : 3.2 PS	TCM2-50 정밀도 : 0.1° RS232C interface 2.5"×2.00"×1.25"
풍향/풍속계	모뎀
DAVIS anemometer Direction : 0°~360° (16 phase) Velocity : 0~78m/s Accuracy : 0.1m/s, 1°	ANYRF 2.4GHz Modem 10mRMS, 1Hz
데이터 수신 보드	GPS
Data Receive board RS232	Single Wireless GPS

표 2. 시험 비행선의 재원.

Table 2. The materials of test airship.

전장	11 m	
전고	3.6 m	
부피	43.72 m <sup>3</sup>	
중량	기낭	20 kg
	조종면	4.5 kg
	곤돌라 및 장비	≈ 30 kg
유상하중	10 kg	
관성모멘트	$I_{xx}$	151.56 kg·m <sup>3</sup>
	$I_{yy}$	248.35 kg·m <sup>3</sup>
	$I_{zz}$	201.44 kg·m <sup>3</sup>
	$I_{xz}$	0.867 kg·m <sup>3</sup>
유효조종거리	200 m	
최고 순항 속도	10 m/s	

표 3. 비행선 각 부분의 중량.

Table 3. Weights of each parts.

기낭	20 kg
표피중량	224g/m <sup>2</sup>
조종면	4.5 kg
곤돌라 프레임	20 kg
엔진	4.2 kg(2.1 kg EA)
엔진 지지대	2.8 kg
연료	1.0 kg
경사계	0.31 kg
풍향풍속계	0.737 kg
GPS	0.22 kg
데이터수신보드	0.33 kg

곤돌라에 장착한 장비는 표 1에 나타난 것과 같으며, 풍향 풍속계, 경사계, 데이터 수신 보드, RF 송수신 모뎀, 엔진 톨링용 서보 모터, 조종면 제어용 서보모터, 그리고 배터리 등이다. 측정용 장비의 경우, 진동 및 잡음 제거를 위해 실딩

(Shielding)이 필요하다. 각 장치간의 간섭을 피하기 위해 발사 및 고무 완충재를 사용하였으며, 각 신호에 대한 필터링(Filtering)을 지상 시험 단계에서 수행하였다. 지상 시험에서는 각 센서들의 오차 보정을 위한 시험을 수행하였으며, 이 단계에서 엔진의 진동에 의한 영향을 배제하기 위해 밴드저지필터를, 센서들의 잡음을 처리하기 위해 저주파통과필터를 설계하였다.

표 1의 장치들은 RS232를 이용하여 데이터 수신 보드를 구성하여 측정된 값들을 지상으로 전송하게 하였다.

실험에 사용된 비행선은 좌우 2개의 엔진을 곤돌라에 장착하였으며, 엔진의 톨링각은 동시에 제어되며 각각의 독립 제어는 불가능하다. 곤돌라의 앞쪽에 풍향 풍속계 및 각종 센서와 송신기를 탑재하였으며, 엔진 진동 저감을 위해 보드의 접합부분에 댐퍼(damper)를 장착해 진동감쇠 처리를 하였다.

곤돌라는 비행선의 무게 중심을 맞추기 위해 고리를 사용하여 매 시험마다 장착 위치를 변경할 수 있도록 하였다. 위의 표 2는 실험에 사용된 비행선의 재원이며, 표 3은 비행선 각 부분과 장착된 장비의 중량이다.

엔진의 회전수에 따른 추력을 알기 위해 추력 시험을 수행하였으며, 그 결과는 그림 4와 같은 특성을 보인다.

엔진 추력 시험은 조종기를 사용하여 스로틀(throttle) 변화에 따른 엔진 추력 변화는 각 실험의 평균값을 취하였다. 최대 15kg중의 추력을 갖는 엔진을 사용, 평균 12kg중의 추력을 갖도록 하였으며, 이 엔진에 대한 추력 테스트를 수행하여 그 결과를 시험에 적용하였다. 또한 추력 방향은 제어 가능하도록 하였으며, 최대 ±180°의 변위를 가지도록 설계하였다.

시험 비행 중의 관측 데이터를 실시간으로 관측하고 제적을 알기 위해 그림 5와 같은 지상 모니터링 환경 프로그램을 구성하여 관측에 활용하였다. 비행중의 방향각과 피치각, 롤각을 실시간으로 보여주며, 지상 풍향/풍속은 물론 비행선의 풍향 풍속을 전송하여 화면에 표시하고, GPS로 수신된 제적을 도시하도록 하였다. 또한 조종기의 제어 입력(승강타, 방향키, 스로틀, 톨링각)에 따른 각 수신 채널의 신호 펄스폭을 측정하여 실제 변위각과 비교한 결과 다음 표 4와 같은 관계가 있음을 확인하였다.

모니터링 환경은 비행선의 외부 환경(풍향/풍속) 및 내부환경(3축 자세각, 위치)을 모니터링하며 비행선의 절대위치를 표시해준다. 또한 3축 자세각과 속도에 따른 비행선의 운동 상태를 보여줌으로써 비행선을 육안으로 관측하지 않고도 모니터를 통해 현재의 비행선의 운동을 관찰할 수 있으며 시간 진행에 따른 속도 및 자세를 그래프로 확인하였다.

모니터링 프로그램의 개요를 그림 6에 나타냈다. 데이터의 처리를 위해 이 프로그램은 두 개의 시리얼 입력을 받으며 그 데이터들은 3개의 프로세스에 의해 처리된다. 이 프로세스들은 각각 입력 감지 프로세스, 메모리 저장 프로세스, 그리고 디스플레이 프로세스로 나뉜다.

사전 시험 비행 결과를 바탕으로 비행 시험에 필요한 체크리스트를 작성하였으며, 모니터링 화면 수정/보완, 비행 프로그램 파일 작성, 엔진 진동 효과 등에 대한 보완 대책 등을 수행하였다. 지상 시험은 엔진을 끈 상태에서 센서 신호 획득을 위한 시험을 먼저 수행하여 실제 비행에서 일어날 수 있는

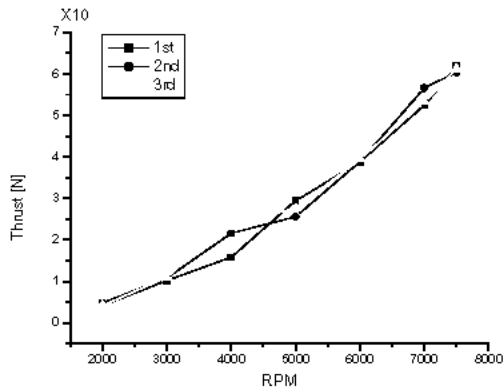


그림 4. 추력 테스트 결과.  
Fig. 4. The thrust test results.



그림 5. 지상 모니터링 환경.  
Fig. 5. Monitoring environments.

표 4. 수신 채널의 PWM.  
Table 4. PWM of receiver channel.

종류	변위	수신 펄스폭 (bit)
Rudder	-30~30°	1152-1908
Elevator	-30~40°	1056-1820
Throttle	40~7600rpm	1284-1832
Tilting	0~90°	1280-1624

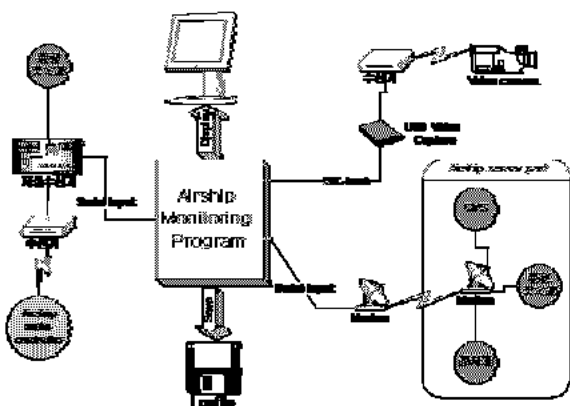


그림 6. 모니터링 프로그램 개요.  
Fig. 6. The outline of monitoring program.

자세에서의 센서 및 프로세서의 동작과 RF 모듈의 송수신을 확인하였으며, 엔진을 켜 상태에서 센서 신호를 측정하여, 진동 상태에서 센서 신호의 지속적인 송수신 여부와 안정성, 그리고 잡음 특성을 수행하였다. 이 실험을 통해 보드의 진동 저감 설계와 노이즈 저감 필터를 추가하여 비행 시험을 수행하였다.

IV. 결과 비교

위에 설치된 장비와 데이터를 이용하여 비행 시험을 수행하였으며, 각각의 시험은 시뮬레이션 결과와 비교하였다.

1. 직진 비행

순항 모드 비행은 지상 10m 상공에서 추력과 엔진의 톨링각을 일정하게 고정한 상태에서 수행하였다.

비행선의 속도 그래프에서 원형으로 그려진 것이 실험 결과이고, 삼각형으로 그려진 것은 시뮬레이션으로 계산한 값이다. 비행선은 지상 50m 이하의 고도에서 비행 시험을 수행하였으며, 지상에서 측정한 풍향과 풍속이 실험값과 시뮬레이션에 동일한 효과를 발생시킨다고 가정하여 적용하였다.

비행은 저속에서 고속으로 변화시켜가며 시험을 수행하였다. 경우 1은 최고 6m/s 이하에서의 시험 결과이고, 경우 2는 최고 8m/s, 그리고 경우 3은 최고 10m/s 이하에서의 시험 결과이다. 세 경우에서의 추력, 엔진 톨링각, 승강타, 그리고 방향키의 제어 입력을 통해 동일한 제어 입력을 적용했을 때의 시뮬레이션과 실험값을 서로 비교 하였다.

그림 7, 9, 11은 각 경우에 대한 속도와 자세각의 변화를 나타내고, 그림 8, 10, 12는 그때에 사용된 제어 입력을 나타낸다.

각 경우에 적용된 제어 입력은, 그림 8, 10, 12에서 보듯이 모든 경우에서 엔진의 톨링각은 평균 44° 로 거의 비슷한 값이다. 또한 그때 적용된 추력값도 각각 경우 1에서 평균 18N, 경우 2에서 25N, 그리고 경우 3에서 30N이다. 이러한 값은 목표 속도에 맞는 추력의 크기로 고정시킨 뒤, 속도 도달치까지의 시험을 수행하였다. 시험 도중 약간의 편차를 보이는 것은 조종기의 흔들림으로 발생한 결과이다.

비행 시험동안 비행선에 작용한 외란(바람)의 평균 속력은 1.2m/s이었다. 외란의 영향으로 비행선의 속도는 시뮬레이션과 차이를 보이는데, 이는 그림 7, 9, 그리고 11에서 보여주고 있다. 또한, 경우 3에서는 피치각과 엔진 추력, 그리고 톨링각이 거의 일정한 값을 유지하므로 순항 모드 비행이 순조로웠으나, 낮은 속도인 경우 1에서는 외란의 영향을 많이 받아 직진 비행을 유지하기 위해 빈번한 방향키의 제어를 수행하였음을 알 수 있다. 이때 측정된 자세각은 롤각과 피치각으로, 세 경우의 데이터 비교에서 롤각의 변화보다 피치각이 큰 폭으로 변하고 있음을 알 수 있다. 또한 방향키의 변화가 잦은 것으로 보아, 측풍이 강하게 부는 시험 환경이었다는 것을 알 수 있다. 자세각 그래프와 제어 입력 그래프를 동시에 살펴보면, 추력 입력값에 비해 속도가 증가하거나 감소하는 때에 방향키가 크게 변하였음을 살펴볼 수 있다. 즉, 이때에 작용한 외란이 비행선의 측면 방향에서 속도를 감소시키는 영향으로 작용하였으며, 측정값의 롤각의 변화가 시뮬레이션에 비해 크게 나타나므로 비행선의 상대 속도를 증가시키는 영향으로 작용함을 알 수 있다.

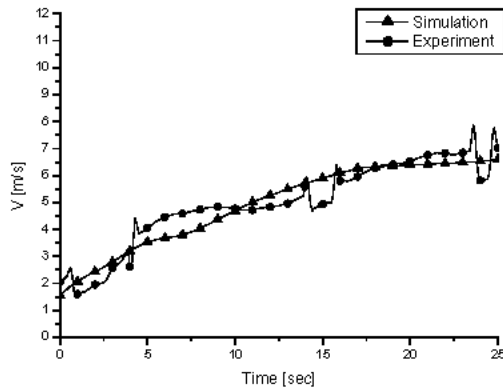


그림 7. 비행선의 속도 (경우 1).  
Fig. 7. Airship velocities (Case 1).

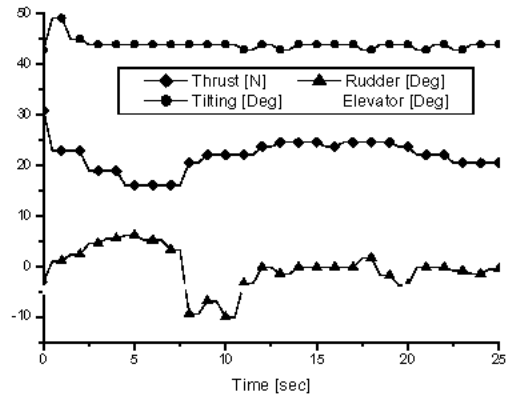


그림 10. 제어 입력 (경우 2).  
Fig. 10. Control inputs (Case 2).

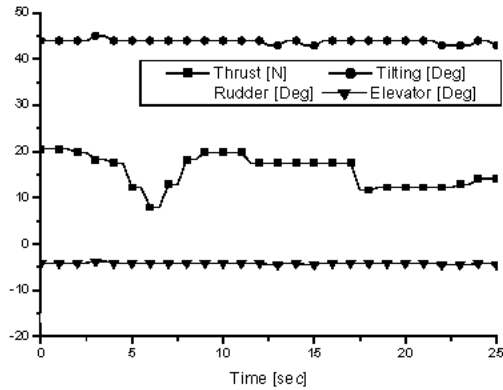


그림 8. 제어 입력 (경우 1).  
Fig. 8. Control inputs (Case 1).

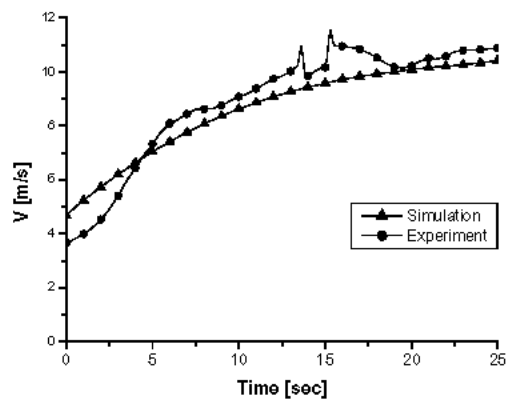


그림 11. 비행선의 속도 (경우 3).  
Fig. 11. Airship velocities (Case 3).

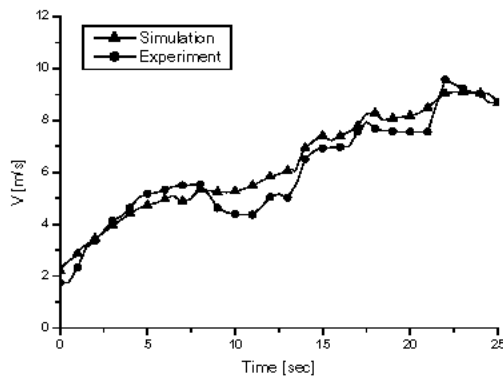


그림 9. 비행선의 속도 (경우 2).  
Fig. 9. Airship velocities (Case 2).

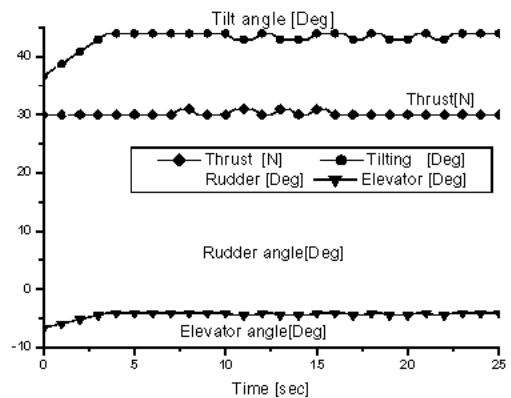


그림 12. 제어 입력 (경우 3).  
Fig. 12. Control inputs (Case 3).

그림 12에서 초기 방향키의 값이 크게 나타난 것은 실험 중 신호를 상실하여 잘못된 값을 수신한 것으로 것으로 판단 된다.

2. 선회 비행

그림 13은 선회시, GPS 신호로부터 획득한 좌표와 시뮬레이션과의 비교 그림을 나타낸 것이다. 총 10회의 시험에서 선회 비행을 제대로 수행한 것은 3번째와 7번째의 실험인데 각각 ‘Turn-1’와 ‘Turn-2’으로 구분하였다. 나머지 실험은 바람

이 너무 강하게 불어 선회 비행이라 판별하기 어려우므로 여기서는 이 두 가지 경우에 대해서만 결과를 보였다.

‘Turn-1’은 방향키를 고정하고 선회를 유도할 경우이고, ‘Turn-2’은 선회를 위해 방향키를 매 시각 조정할 경우이다. 그림 14와 15는 각각 선회시의 플러와 피치각, 그림 16과 17은 그때의 제어 입력을 보여준다. 아래 표 5는 선회시 회전 반경 및 시간을 측정된 값을 정리한 것이다.

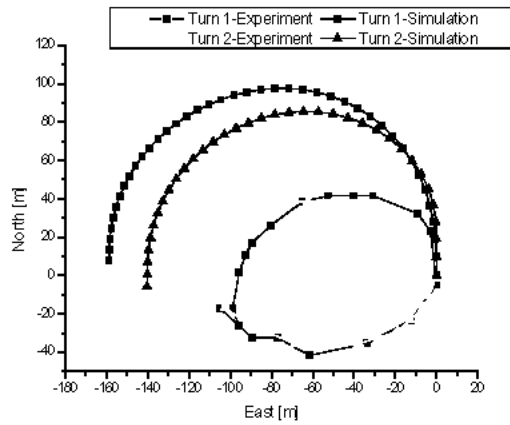


그림 13. 선회 궤적.  
Fig. 13. Trajectory of turning.

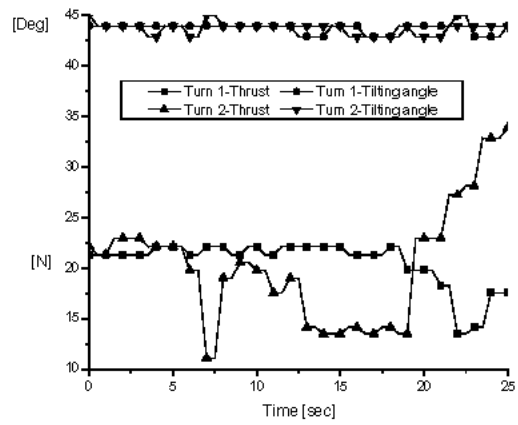


그림 16. 선회 시 추력의 크기와 틸링각.  
Fig. 16. Thrust and tilting angle at turning.

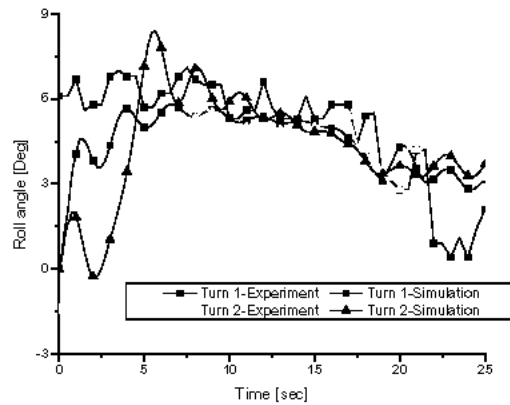


그림 14. 선회 시 롤각의 변화.  
Fig. 14. Change of roll angles at turning.

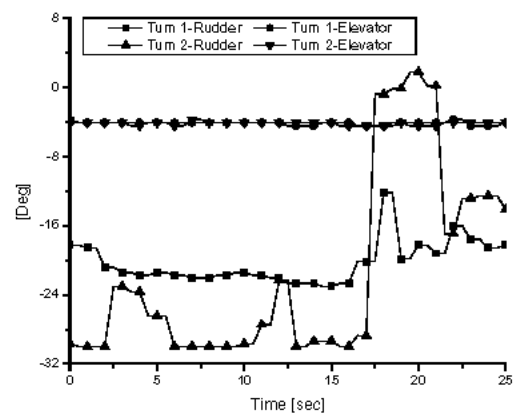


그림 17. 선회 시 승강타와 방향키.  
Fig. 17. Elevator angle and rudder angle at turning.

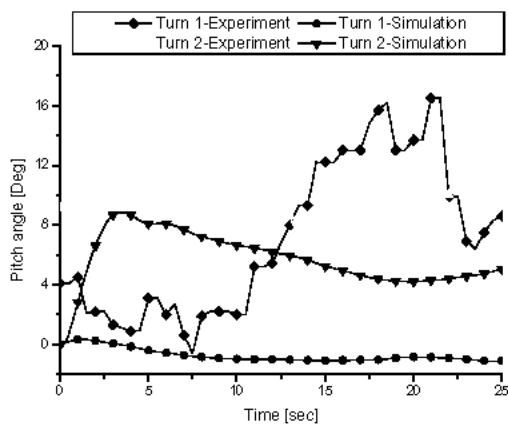


그림 15. 선회 시 피치각의 변화.  
Fig. 15. Change of pitch angles at turning.

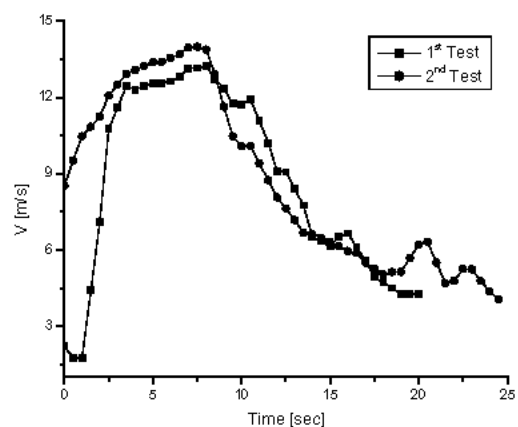


그림 18. 가감속 시 속도의 변화.  
Fig. 18. Velocity change at deceleration.

표 5. 선회 반경 및 소요 시간.  
Table 5. Turning radius and turning time.

Case	Turning Radius	Turning Time
Turn-1	52.5 m	25 sec
Turn-2	63.4 m	30 sec

그림 14 에서 롤각은 최대  $-2^\circ$ 에서  $9^\circ$ 까지 변화하였으며, 그림 15 에서 피치각은 최대  $16^\circ$ 까지 변화하였다. 선회 시 피치각의 제어를 하지 않아 승강타가  $-4^\circ$ 로 고정된 상태에서 피치각이 크게 변함을 알 수 있으며, 피치각은 실험치와 시뮬레이션 값이 차이가 많이 남을 알 수 있다. 'Turn-1'인 경우

표 6. 가감속 시 최대/최소 감속율.

Table 6. Maximum and minimum acceleration.

Flight type	Case	Maximum	Minimum
Deceleration	1	5.62 m/s <sup>2</sup>	2.63 m/s <sup>2</sup>
	2	4.75 m/s <sup>2</sup>	1.55 m/s <sup>2</sup>

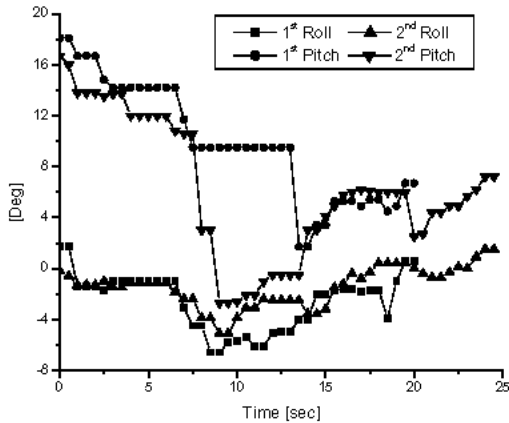


그림 19. 가감속 시 롤각과 피치각의 변화.

Fig. 19. Roll angle and pitch angle at deceleration.

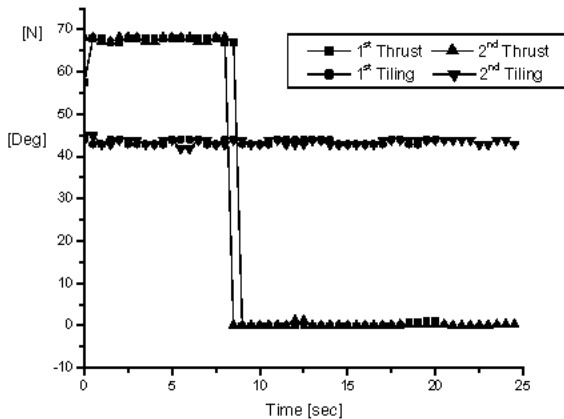


그림 20. 가감속 시 추력의 크기 변화와 틸팅각.

Fig. 20. Thrust and tilting angle at deceleration.

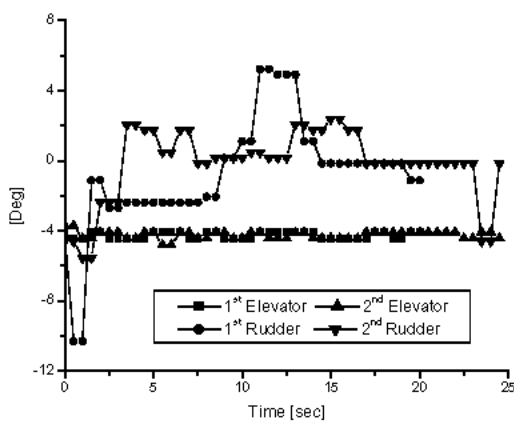


그림 21. 가감속 시 승강타와 방향키.

Fig. 21. Elevator and rudder angle at deceleration.

에는, 비록 값의 차이가 있기는 하지만 피치각은 비슷한 경향을 가지고 있다. 하지만 ‘Turn-2’의 경우에는 두드러진 차이를 보인다. 이러한 차이는 갑작스러운 대기의 영향, 특히 수직방향 성분을 시뮬레이션에서 고려하지 않았기 때문이다. 피치각과는 달리 롤각은 따로 제어를 하지 않았지만, 방향키에 의한 선회의 경우 실험치와 시뮬레이션 값이 거의 일치한다. 표 5는 두 경우의 선회 시험에 대한 선회 반경과 선회 시간을 나타낸다. 선회 반경은 각각 52.5m이고 63.4m로, 11m 급의 비행선의 전체 길이의 4-5배에 해당한다.

3. 가감속 비행

가감속 성능 시험은 엔진의 엔진 상태를 유지하다가 꺼버림으로써 엔진 고장(Failure) 상태에서의 비행선의 동적 안정성을 검증하기 위해 수행하였다. 여러 시험 결과 중에서 비행 속도 영역이 비슷한 두 경우를 추론하여 그림으로 도식하였다. 결과는 그림 18에서 그림 21에 나타나 있다. 그림 18은 속도를, 그림 19는 자세각(롤각, 피치각)을 의미하고, 그림 20과 21은 그때의 제어 입력값이다. 제어 입력으로는 추력, 틸팅각, 승강타와 방향키를 사용하였다. 표 6에서는 가감속 시 최대/최소 감속율을 보여준다.

그림 18에서 알 수 있듯이, 추력이 0임에도 불구하고, 비행선의 속도는 느리고 완만한 속도로 안정되게 0으로 수렴하고 있음을 알 수 있다. 또한 그때 롤각의 변화가 적고 승강타의 변화가 거의 없어 비행선은 횡방향 운동에 대해서는 매우 안정하였다.

그러나 외란이 잦은 시험 환경이었음에도 불구하고 승강타의 제어를 전혀 수행하지 않아 피치각의 변화는 제어되지 않은 상황을 그대로 보여준다.

피치각의 변화는 대략 0°-20° 사이로 변하며 거의 제어가 되지 못하고 있음을 알 수 있다. 이에 대한 원인으로서는 좌우 엔진 장착 위치가 완전히 수직 평면에 대해 대칭이 아니라는 것과 양쪽 엔진의 추력을 동일한 회전수에서 동일한 값으로 보정하지 않은 점, 끈볼라의 장착시 무게 중심에 대한 보정을 충분히 하지 못한 점, 그리고 지상에서의 추력테스트 값을 보정 없이 상공에서의 추력값으로 바로 사용한 점 등으로 판별하였다.

V. 결론

동역학 방정식과 해석, 그리고 컴퓨터 시뮬레이션의 타당성과 유용성을 검증하기 위해 길이 11m인 실제 비행선에 관한 시험 비행을 수행하였다. 시뮬레이션과 비교를 위해 제어 입력 엔진 회전수, 틸팅각, 승강타와 방향키를 시리얼 통신을 통해 전송받았으며, 이를 끈볼라로부터 전달된 센서 신호들과 함께 저장하여, 시뮬레이션에 적용하였다.

다양한 비행 모드에서 비행을 수행함으로써 설계된 비행선의 모델이 타당함을 알 수 있었으며, 비행선의 선회 성능이나 엔진 고장 시의 안정성에 대한 확인을 할 수 있었다.

그러나 초기 지상 실험에서 좌/우 엔진의 추력 차이에 의한 안정성을 충분히 검토하지 못해 비행선의 롤각에 변화가 크게 나타난 점이나, 승강타나 방향키의 변화를 선형적으로 가정하여 실제 비행 상태에서 측정된 값에 대한 오차를 고려하지 않은 점이 실험과 시뮬레이션에서 차이를 일으킨 것

로 생각된다. 차후 이런 점이 개선된다면 더욱 정확한 실험 결과를 얻을 수 있을 것이다.

**참고문헌**

[1] 우귀애, 박인환, 오세중, 조경래, “외란이 작용하는 비행선의 동적 반응 및 제어”, 한국항공우주학회, 제30권 제6호, pp. 69 - 77, 2002.

[2] 우귀애, 김종권, 조경래, 이대우, “비행선의 비행 시험을 통한 동특성에 관한 연구”, 한국항공우주학회지, 제32권, 제5호, pp. 97 - 103, 2004.

[3] G. A. Woo, J. K. Kim, K. R. Cho, and D. W. Lee, “A Study on the Dynamic Characteristics of Airship Through the Flight Test”, *KSAS International Journal*, vol. 3, no. 1, pp. 75 - 83, 2004.

[4] 김종권, 장용진, 우귀애, 이재원, 조경래, 오세중, 이대우, “11m급 무인비행선의 시험비행에 관한 연구”, 한국항공우주학회 춘계학술대회 논문집, pp. 470 - 473, 4월 11일 2003.

[5] 김종권, 이재원, 우귀애, 오세중, 조경래, “무인 비행선 연구 개발용 시뮬레이션 환경개발”, 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, pp. 1157 - 1160, 보광취닉스 호텔, 11월, 2002.

[6] 김철환, 우귀애, 오세중, 이대우, 조경래, “순항중인 비행선의 동적 반응 및 제어”, 2001년 추계 항공학술회, pp. 889 - 892, Nov. 2001.

[7] R. Jones and D.H. Williams, “The stability of airship”, *Aeronautical Research Committee*, Reports and Memoranda no. 751, 1921.

[8] S. B. V. Gomes, “An investigation of the flight dynamics of airship with application to the YEZ- 2A”, *Ph. D. thesis*, College of Aeronautics, Cranfield Institute of Technology, Cranfield, 1990.

[9] G. A. Khoury and J. D. Gillett, “Airship technology”, Cambridge University Press, 1999.

[10] Lamb, “Inertia coefficients of an ellipsoid moving in fluid”, *Aeronautical Research Committee*, Reports and Memoranda no. 623.

[11] R. Jones and D. H. Williams, “The stability of airships”, *Aeronautical Research Committee*, Reportand Memoranda no. 751, June 1921.

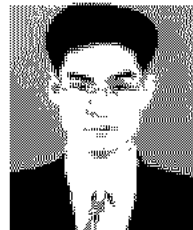
[12] R. Jones, M. A., “Acceleration derivatives in the case of a body moving in an ideal fluid”, Reports and Memoranda, no. 748. April, 1921.



**우귀애**

1973년 5월 14일생. 1996년 부산대학교 항공우주공학과(공학사). 1998년 부산대학교 항공우주공학과(공학석사). 2004년 부산대학교 항공우주공학과(공학박사). 관심분야는 인공위성, 자세 제어, 비행선, 안테나 추적 시스템, 무인 항공기,

헬리콥터 등.



**김종권**

1971년 8월 8일생. 1994년 부산대학교 항공우주공학과(공학사). 1996년 부산대학교 항공우주공학과(공학석사). 2005년 부산대학교 항공우주공학과 박사. 관심분야는 다변수 제어, 항법, 무인기, 헬리콥터, 비행 시뮬레이터 등.



**조경래**

1951년 7월 10일생. 1977년 부산대학교 기계공학과(공학사). 1980년 조지아 공과대학 기계공학과(공학석사). 1986년 텍사스 주립대학(오스틴) 항공우주공학과(공학박사). 1989년~현재 부산대학교 항공우주공학과 교수. 관심분야는 인공위성, 자세제어, 위성 항법, 충돌 회피, 위성 통신 등.

세계제어, 위성 항법, 충돌 회피, 위성 통신 등.



**이대우**

1969년 5월 25일생. 1993년 부산대학교 항공우주공학과(공학사). 1997년 부산대학교 항공우주공학과(공학석사). 2001년 부산대학교 항공우주공학과(공학박사). 2003년~현재 부산대학교 항공우주공학과 조교수. 관심분야는 무인항공기, re-

entry, 비선형 제어, 자율 항법 등.