

차량 시험을 통한 비행 데이터 획득 및 분석

권기주 · 강지수 · 이학태
인하대학교 항공우주공학과

Collection and Analysis of the Flight Data through Car-Top Tests

Ki Ju Kwon · Ji Soo Kang · Hak-Tae Lee
Department of Aerospace Engineering, Inha University

Abstract

In general, the aerodynamic analysis results are verified by wind tunnel tests before designing the control laws. In this paper, a methodology of testing the integrated system by car-top tests is presented. An almost flight-ready model was built with control laws designed using the CFD aerodynamic analysis. With the system mounted through a ball joint on top of a car, tests were performed at the actual flight speeds. Preliminary results show that the control responses are reasonable in roll and pitch, but the yaw response needs to be improved.

I. 서론

항공기의 설계 과정에서 CFD를 통하여 유동을 해석해도 공력 성능의 검증과 제어기 설계를 위해서는 일반적으로 풍동 시험을 수행한다 [1]. 그러나 풍동시험은 풍동의 크기에 따른 풍동 모형의 제작, 유동 상사 맞추기 등 시험 환경 구성에 제약이 있고 비용이 많이 든다.

따라서 본 논문에서는 무인항공기의 비행 시제기를 제작한 후, 이를 차량 위에 결속하여, 실제로 시제기가 비행하는 속도와 유사한 속도로 차량을 주행하면서, 비행제어에 사용되는 센서를 통하여 데이터를 획득하고 분석하는 차량 시험을 연구하였다. 이를 통하여 공력 해석을 통해 설계된 제어기의 성능을 확인하였고, 추후 획득된 데이터를 기반으로 제어기를 보정할 계획이다.

이어지는 장들에서는 비행체 공력 특성, 비행체 시스템의 제작, 차량 시험 환경, 그리고 현재까지 획득 분석된 데이터를 설명한다.

II. Test Set Up

1. 무미익 비행체 설계 및 해석

본 논문에서 비행 데이터 획득 대상인 비행체는 날개-동체 혼합형(Blended Wing Body, BWB) 의 무미익 항공기이다. X-47B(Northrop Grumman, 미국) 의 외형과 동일한 크기로 설계된 형상[2]의 축소기로, 형상 및 제원을 그림 1 과 표 1 에 나타냈다.

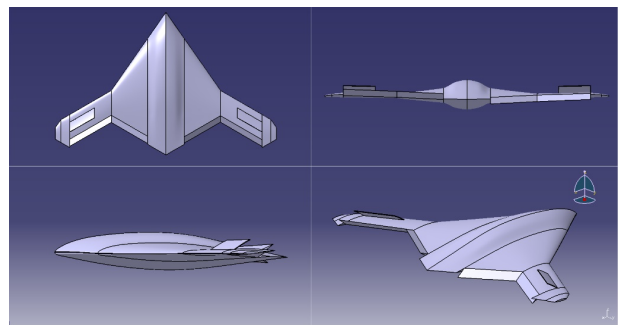


그림 1. 비행시험 기체의 3D Model

표 1. 비행시험 기체의 제원

Reference Area [m ²]	0.54
Wing Span [m]	1.5
Mean Aerodynamic Chord [m]	0.52
Angle of Attack [deg]	3
Design	0.266
Design	0.020
Trim Mass [kg]	3
Maximum Thrust [kN]	~3
Cruise velocity [m/sec]	15

자세한 형상은 자체 개발한 설계 도구 통해 설계하였으며 상용 해석 프로그램인 Fluent를 사용하여 비행체 모델링에 필요한 공력 데이터를 획득하였다. 해석은 받음각과 조종면 변위에 따라 수행하였으며 가로축 및 세로축 모델링에 필요한 데이터로 분류하였다.

그림 2 는 Fluent를 통한 해석의 예시이며 좌측은 해석에 사

용된 격자 모델을, 우측은 해석 결과 중 압력계수(C_p) 분포를 나타낸다. 그림 3은 해석을 통해 획득한 각종 공력 데이터를 나타내며 좌측 상단부터 시계방향으로 조종면 변위에 따른 양항곡선, 롤링 모멘트 계수(C_l), 요잉 모멘트 계수(C_m), 그리고 피칭 모멘트 계수(C_m)을 나타낸다.

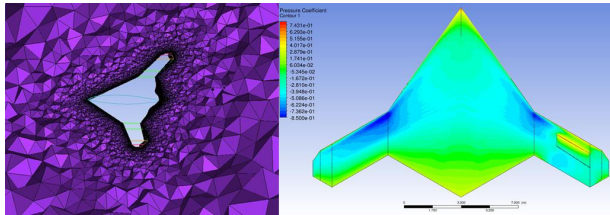


그림 2. Fluent를 이용한 해석

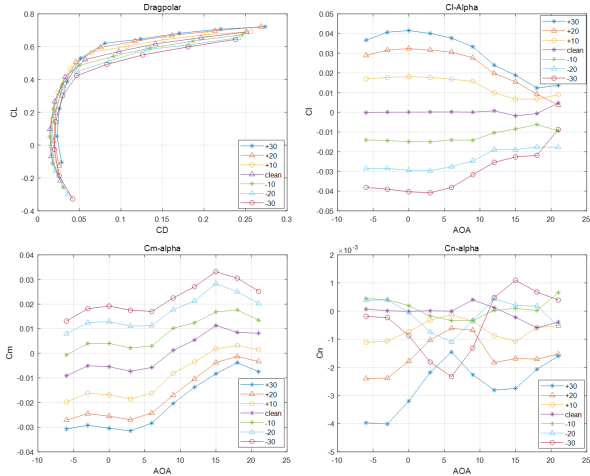


그림 3. 획득한 공력 데이터

2. 비행체 제작 및 환경 구성

시험에 사용된 비행체는 아래 그림 4와 같이 구성되었다. 단 소복합섬유 성형으로 제작한 skin과 목재로 제작된 rib과 spar로 기본적인 형상을 구성하였다. 또한 전동 덕티드 팬(Electric Ducted Fan, EDF)을 비행체 내부에 장착하였다.

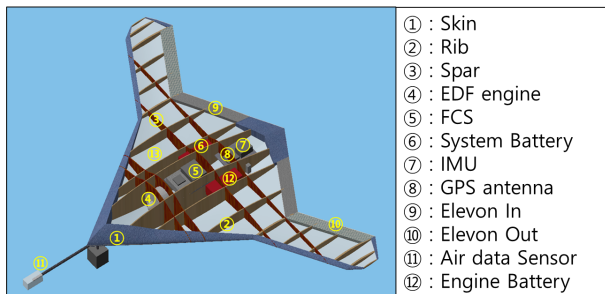


그림 4. 비행체 구성

비행 제어를 위한 시스템(Flight Control System, FCS)은 그림 5와 같이 구성되었다. 지자기 및 GPS, Air Data 센서, 그리고 Lidar를 통해 비행체 자세와 고도, 속도 등의 비행 조건과 같은 데이터를 수집하였다. 또한 RF 통신을 통해 비행 상태 정보를 GCS에서 확인이 가능도록 구성하였다. 비행 데이터의 경우 Flight Data Recorder (FDR)에서 정의되는 형태로 GCS 뿐만 아니라 비행 제어 컴퓨터 내부에 저장할 수 있다.

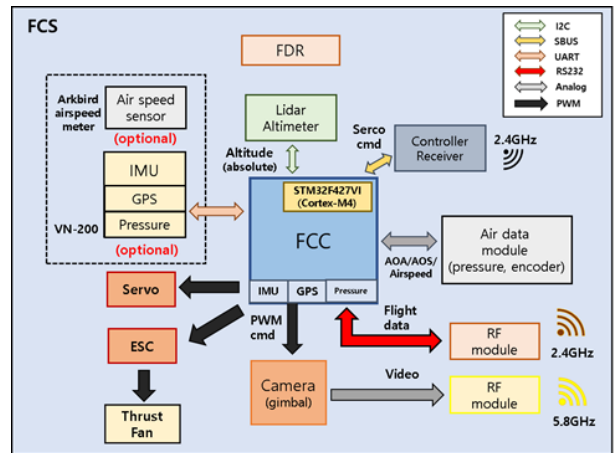


그림 5. 비행 제어 시스템 구성도

제어기는 비행체 6자유도 모델을 통해 설계되었다[3]. 본 논문에서 사용한 비행체는 미익이 없으므로 특히 세로 방향의 안정화와 제어가 어려울 것으로 예상된다. 따라서 일반적인 항공기와는 다르게 모든 조종면이 독립적으로 구동되어 명령에 대해 반응할 수 있도록 설계되었다. 이를 위해 아래 그림 6과 같이 조종면을 정의하였다.

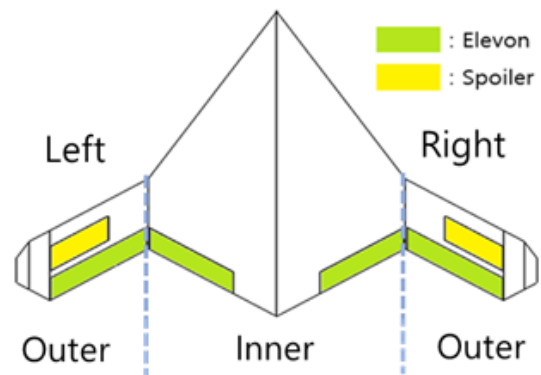


그림 6. 조종면 정의

위 정의에 따라 공력 데이터 또한 조종면의 독립적인 변위에 따른 비대칭 해석 결과로 구성되었다. 이를 토대로 가로축 운동에 더 큰 영향이 있는 바깥쪽 elevon에 가중치를 곱하여 변위 명

령을 생성하는 방식으로 해석 데이터를 활용하였다.

차량과 기체의 결속은 아래 그림 7과 같이 하였다. 결속부는 회전 운동에 최대한 자유롭도록 그림 8 과 같이 ball joint를 사용했다. Pitch와 roll 운동 범위는 공력 데이터 범위보다 넓은 $\pm 40^\circ$ 이며, yaw 운동 범위는 제한이 없다.



그림 7. 차량-기체 결속

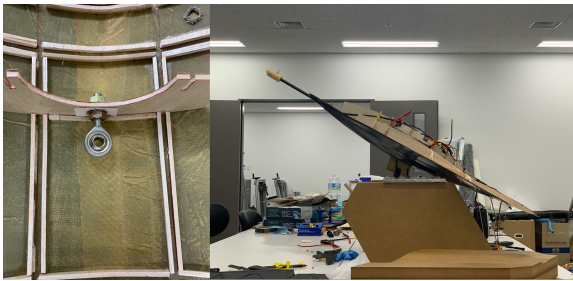


그림 8. 결속부의 ball joint

III. Car-Top test

Car-top test는 2 km 구간을 60~70 km/h 속도로 왕복하는 방식으로 진행하였다. 먼저 명령에 대한 반응성 확인 시 기준을 선정하기 위해 수동 조종기를 이용하여 비행체의 트림 지점을 찾았다. 이후 FCS 에 탑재된 Stability Control Augmentation System (SCAS)가 적용된 상태에서 시험을 수행하였다.

아래 그림 9는 SCAS 모드에서 pitch 명령에 대한 비행체의 자세를 나타낸다. 위부터 roll, pitch, yaw에 대한 데이터이며, 좌측은 자세값을, 우측은 명령에 해당하는 PWM 신호를 나타낸다. 가운데 pitch에 대한 그래프를 보면 명령을 추종하는 것을 확인할 수 있다.

그림 10 은 동일한 SCAS 모드에서 yaw 명령에 대한 반응을 확인할 수 있다. 해당 제어기는 yaw 운동을 위해 roll이 우선적으로 반응하도록 설계되었다. 따라서 yaw 명령에 대해 roll 자세가 따라 변하는 것을 확인할 수 있다. 그러나 yaw 변화가 충분히 이뤄지지 않고 있는 점을 보아 yaw 조종력이 부족함을 확인하였다.

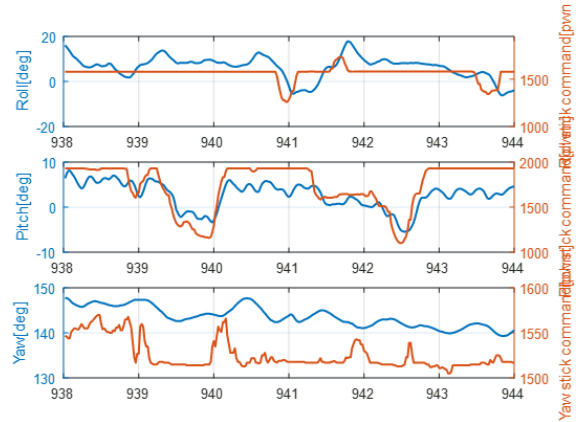


그림 9. SCAS 모드에서 pitch 명령에 대한 반응

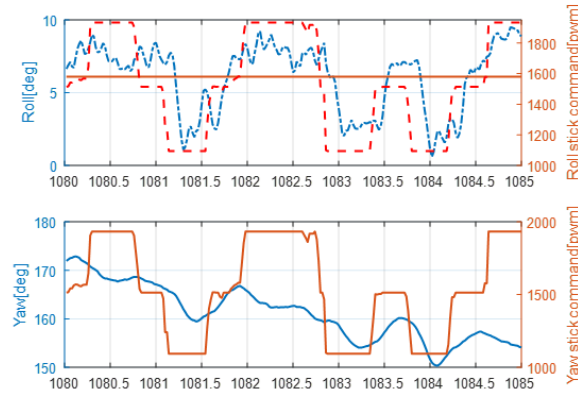


그림 10. SCAS 모드에서 yaw 명령에 대한 반응

IV. 결 론

본 논문은 공력데이터 획득과 제어기 검증을 위한 수단으로 Car-top test를 수행하였다. 모든 성능을 확인할 만큼 충분한 시험을 진행한 것은 아니지만 전반적인 비행시험 시스템이 구축되었음을 확인하였으며, 이를 통해 성능 분석에 필요한 데이터 수집이 정상적으로 이뤄지는지를 확인하였다. 비행체 성능 측면에서는 획득된 데이터를 토대로 yaw 방향의 조종력이 부족하다는 점을 확인하였다. 이 외에 보완이 필요한 점을 파악하기 위해 향후 해당 시험을 수행할 계획이다.

참고 문헌

[1] Cenko, A., "F/A-18C/JDAM CFD Challenge Wind Tunnel and Flight Test Results," 37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1999, pp. 1, 9
 [2] Ki Ju Kwon, Hyeonwoong Lee, Hak-Tae Lee, "A Study On

the Conceptual Design System of Tailless Aircraft Considering Radar Exposure," KIMST, pp.724-725, Nov.2018

[3] Min, B. M, Shin, S. S., and Shim, H. C., "Modeling and Autopilot Design of Blended Wing-Body UAV," KSAS International Journal, 2008, pp. 121, 128