

論文

경량항공기 선형 비행운동모델 변수 추정에 관한 연구

김응태*, 성기정*, Matthias Cremer**, Damian Hischier***

Study on the Parameter Estimation for Flight Dynamic Linear Model of Light Sport Aircraft

Eung-Tai Kim*, Kie-jeong Seong*, Matthias Cremer**, Damian Hischier***

ABSTRACT

The main purpose of this study is to obtain linear models for the design of automatic flight controller in order to operate the Light Sport Aircraft as unmanned air vehicle. Flight test equipments installed on the aircraft to acquire flight test data are described and maneuvers for practical speed calibration are introduced. Parameters for the linear models of lateral and longitudinal motion are estimated by the Output error method as well as trim data analysis using the flight test data. Simulated data using the estimated parameters is shown to agree well with the measurement data. Estimated parameters obtained for several flight conditions can be used to improve the aerodynamic database of the simulation program.

Key Words : Flight Test(비행시험), Parameter Estimation(변수추정), Light Sport Aircraft(경량항공기), Speed Calibration(속도보정), Output Error Method(출력오차방법)

1. 서 론

타 산업에 비해 상대적으로 빈약한 국내 항공 부품 산업이 최근 서서히 발전됨에 따라 국내 업체에서 개발되는 항공부품에 대한 비행시험 필요성이 대두되고 있다. 국내에서 개발되는 항공부품의 성능 검증 서비스를 제공할 수 있는 항공기 및 제반 여건이 절대적으로 취약한 상황을 고려하여, 한국항공우주연구원에서는 국내에서 개발되는 항공부품 성능 검증을 위한 효율적인 비행시험을 수행할 수 있는 플랫폼으로서 FAA(미연방항공청)에서 LSA(Light Sport Aircraft) 급으로

분류한 2인승 경량항공기를 무인화하는 과제를 수행하고 있다.[1] LSA급 경량항공기는 최대이륙중량 600Kg 이하의 2인승 항공기로서 ASTM 인증 기준을 적용받는다. 항공기를 무인으로 운용하기 위해서는 자동비행제어 알고리즘이 비행제어 컴퓨터에 탑재되어야 하며, 비행제어기 설계를 위해서는 비행데이터를 이용하여 정확한 항공기 운동 모델을 확보하여야 한다.

비행데이터를 이용한 운동모델 변수 추정에 대한 연구는 해외에서는 70년대부터 본격적으로 진행되어 왔으며, 2000년대부터는 국내에서도 항공기가 개발되고 비행시험이 수행됨에 따라 변수 추정에 대한 연구들이 수행되고 있다.[2]-[4] 또한 최근 무인기 개발이 활발해짐에 따라 무인기의 변수 추정에 대한 연구도 수행되고 있다.[5]

본 논문에서는 비행시험데이터 장비와 보정, 비행시험 수행 방법, 획득된 비행데이터를 이용하여 효과적으로 운동모델을 추출하는 과정과 제어기 설계에 사용하기 위한 시뮬레이션 데이터

2010년 11월 20일 접수~2010년 12월 10일 심사완료

* 한국항공우주연구원 항공연구본부 비행제어팀

** messWERK GmbH

*** Test Pilot(프리랜서)

연락처, E-mail : eungkim@kari.re.kr

대전광역시 유성구 과학로 115번지

추출을 위한 절차를 실질적인 측면에서 기술하였다. 과제규모에 적합한 경량항공기를 선정 한 뒤 비행시험 장비 및 센서를 장착하여 운동모델 변수 추정을 위한 조종입력이 가진되는 일련의 비행시험을 수행하였다. 비행시험을 통하여 획득된 비행데이터를 이용하여 비행제어기 설계를 위해 사용될 수 있는 대상 항공기의 선형 운동 모델을 구성하는 주요 변수 값을 추정하였다.

각 비행조건에서 수행된 정적(Steady State) 비행시험의 트립 데이터를 이용하여 양력 계수를 구하였으며 나머지 변수들은 실용적으로 가장 많이 사용되는 출력오차(Output Error) 방법을 이용하여 변수 값들을 추정하였다. 추정된 선형 운동 모델을 바탕으로 설계되는 제어기의 성능 검증에 사용될 비선형 비행시뮬레이션 데이터베이스는 DATCOM을 이용하여 구축하였으며, 추정된 변수 값을 이용하여 시뮬레이션 데이터베이스의 충실도를 높이는 연구도 수행하였다.

II. 본 론

2.1 비행시험항공기 및 비행시험장비

항공부품 성능검증에 사용할 수 있는 항공기로서 운용비용 부담이 적고, 안정성이 우수한 LSA 항공기인 독일 Flight Design사의 복합재료로 제작된 CTLS를 선정하였다. (Fig. 1)



Fig. 1 비행시험 대상 경량항공기

CTLS는 BRS (Ballistic Recovery System)가 장착되어 있어, 회복이 불가능한 자세에 들어가거나, 자동비행제어장치 또는 통신 장비 고장 발생 등의 비상상황에서도 안전하게 항공기를 회수할 수 있어 인명 피해 및 항공기 대형 파손 등의 사고를 피할 수 있다. CTLS의 주요 성능 및 제원을 Table 1에 나타내었다.

Table 1 CTLS 성능 및 제원

| 항목 | 데이터 |
|---------------------|-----------------------------|
| 최대이륙중량/공허중량 | 600/326 kg |
| 탑재 연료 | 130 리터 |
| 전장/전고/날개폭 | 6.6/2.3/8.6 m |
| 주익/수평미익/수직미익 면적 | 10.0/1.6/1.4 m ² |
| 실속속도 (플랩 -12/0/15°) | 90/78/72 km/h |
| 최대 순항속도 | 240 km/h |
| 최대 항속거리 | 1600 km |
| 엔진모델/마력수 | Rotax 912S/100HP |
| 프로펠러 | 3blade, 직경1.7m |

비행데이터 획득을 위하여 비행데이터 획득 장치와 INS(Inertial Navigation System), 압력변환기 등은 Fig. 2와 같이 조종석 뒤 짐칸에 장착되었으며, 조종면 변위측정 센서는 조종면 부근에 장착되었고, 속도 / 고도 / 받음각 / 옆미끄럼각 / TAT(Total Air Temperature)를 측정하기 위한 Test Boom은 오른쪽 날개 끝에 장착되었다. (Fig. 3) 각 비행시험 장비 특성을 Table 2에 나타내었다.

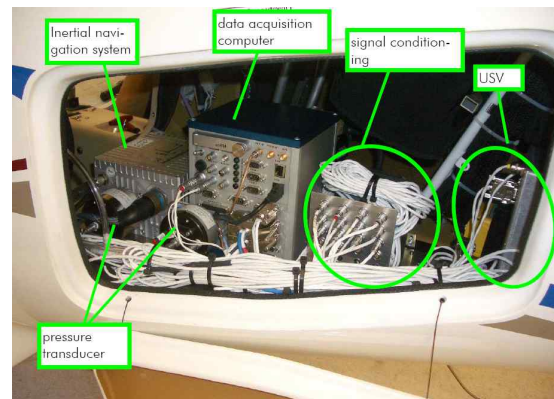


Fig. 2 CTLS에 장착된 비행시험 장비



Fig. 3 날개 끝에 장착된 Test Boom

Table 2 비행시험 장비 특성

| 장비 | 형식 | 범위 또는 특성 |
|----------------|---------------|-----------------------------|
| 데이터획득장치 | messWERK-R14 | sampling rate 100Hz |
| 정압 변환기 | Setra 270 | 400~1050 hPa |
| 동압 변환기 | Setra 239 | 0~70 hPa |
| 받음각 및 옆미끄럼각 센서 | Wind Vanes | $\pm 170^\circ$ |
| 온도 센서 | PT100 | -50~+50° C |
| INS | iMAR iTrace | $\pm 5g, \pm 300^\circ / s$ |
| GPS | Novatel OEM | sampling rate 1Hz |
| 조종면 변위센서 | Angle Sensors | $\pm 170^\circ$ |
| 조종력 측정센서 | mW DMS | $\pm 500N$ |

GPS/INS의 자세 정확도는 0.02° , 각속도 정확도는 $0.0002^\circ / s$ 이고 가속도 정확도는 $1mg$ 이다. 압력변환기는 DMA Machiori의 MPS31B를 기준장치로 사용하여 보정하였다. MPS31B의 속도 정확도는 50kt 속도에서 0.5kt이며, 고도 정확도는 해면고도에서 3ft이다. 보정식에 의한 데이터와 압력변환기 데이터의 차이에 대한 표준 편차를 기준장치의 정확도에 추가하면 압력변환기의 속도 정확도는 50kt 속도에서 0.3kt이고, 고도 정확도는 해면에서 9ft이다.

모든 센서들의 데이터는 데이터 획득장치에서 100Hz로 저장되며, 조종사가 비행데이터 제어판넬의 버튼을 작동시킴으로써 데이터 저장을 시작하거나 정지할 수 있도록 하였다. 또한 데이터 저장을 시작할 때마다 Event 값을 증가시켜 추후 비행데이터를 분석할 때 비행데이터 식별이 용이하도록 하였다.

2.2 속도 데이터 보정

비행시험을 통하여 확보되는 속도 정확도는 압력변환기 정확도보다는 Pitot/Static Port의 장착 위치에 따라 받는 영향이 크므로 비행을 통한 속도 보정이 필수적이다. 일정한 경사각과 비행 속도를 유지하면서 1바퀴 이상 선회 비행을 함으로써, GPS로 측정되는 지면속도(Ground Speed) 벡터와 바람 벡터(Wind Vector)의 차이로부터 속도 보정이 가능하다. 속도 보정 기동은 아래와 같이 수행하였다.

- 1) 저속으로 바람이 부는 방향을 향하여 일직선으로 비행하다가 속도를 유지하면서 1바퀴

선회한다.

- 2) 선회가 완료된 후 천천히 가속하여 최대순항속도 부근까지 속도를 높인 후 이 속도를 유지하면서 1.5바퀴 선회한다.

- 3) 선회가 완료되면 천천히 감속한 후 저속에서 일정한 속도를 유지하면서 1바퀴 선회한다.

- 4) 위 기동에서 일정한 고도를 유지한다.

Fig. 4는 속도 보정을 위하여 수행된 비행궤적을 나타내며 Fig. 5는 속도 변화를 나타낸다. 이들 그림에서 빨간색은 선회기동을 보여준다. 비행 중에 바람 방향을 정확히 알기가 어렵기 때문에 Fig. 4에서 보듯이 바람방향이 잘 맞지 않는데 속도 보정 정확도에 별로 영향을 미치지 않는다. Fig. 5로부터 67 kt 속도에서 기동을 시작하였으며, 113kt 속도까지 가속시켜 1바퀴 반 회전 선회 기동을 수행한 것을 확인할 수 있다.

Fig. 6은 3번의 선회 비행에 대한 TAS(True Air Speed) 값과 GPS 속도와의 차이를 보여준다. 곡선의 최소값으로부터 바람 속도와 방향을 확인할 수 있다. 3번의 선회 비행에 대한 곡선이 대략 일치하므로 속도 보정시험 수행 동안에 바람 벡터가 거의 일정함을 확인할 수 있다.

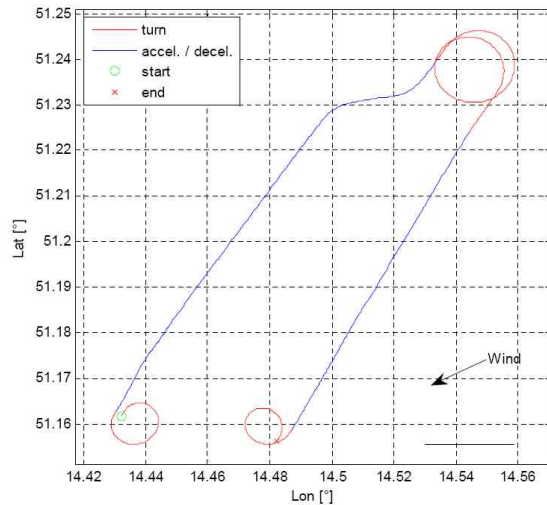


Fig. 4 속도보정을 위한 비행궤적

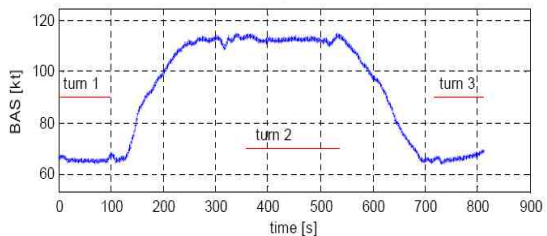


Fig. 5 속도보정 기동 수행 기간의 속도변화

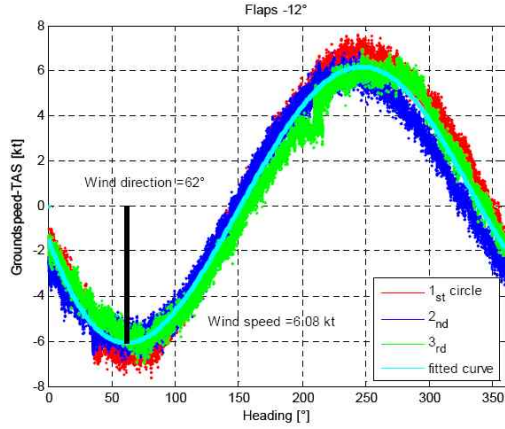


Fig. 6 속도보정 기동으로 추정된 바람벡터

2.3 운동 모델

항공기 운동방정식은 아래와 같이 일반적인 비선형 운동모델로 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= f[x(t), u(t), \theta] + Fw(t), \quad x(t_0) = x_0 \\ y(t) &= g[x(t), u(t), \theta] \\ z(k) &= y(k) + \nu(k), \quad k = 1, \dots, N \end{aligned} \quad (1)$$

여기서 x 는 상태벡터, y 는 출력벡터, z 는 측정 벡터이고, u 는 조종입력벡터이며, θ 는 미지의 매개변수벡터이다. $w(t)$ 와 $\nu(k)$ 는 각각 과정잡음(process noise) 및 측정잡음벡터이다.

식 (1)을 항공기 운동 특성을 고려하여 좀 더 구체화한 식 (2)의 비선형 방정식을 이용하여 항공기 운동을 시뮬레이션 할 수 있다. 식 (2)의 왼쪽 항들은 공력 및 추력 계수들로 계산 된다. 본 연구에서는 제어기 성능 검증을 위한 항공기 운동 시뮬레이션을 위해 DATCOM [7]을 이용하여 공력미계수 값을 구하였으며 그 결과를 Table 3에 나타내었다.

$$\begin{aligned} F_x &= m(\dot{U} + WQ - VR) \\ F_y &= m(\dot{V} + UR - WP) \\ F_z &= m(\dot{W} + VP - UQ) \\ L &= I_{xx}\dot{P} - I_{xz}\dot{R} + Q(I_{zz}R - I_{xz}P) - I_{yy}RQ \\ M &= I_{yy}\dot{Q} + R(I_{xx}P - I_{xz}R) - P(-I_{xz}P + I_{zz}R) \\ N &= I_{zz}\dot{R} - I_{zz}P + R(I_{xx}P - I_{xz}R) - P(I_{zz}R - I_{xz}P) \end{aligned} \quad (2)$$

CTLs를 포함한 일반적인 고정익항공기는 중운동과 횡운동이 서로 거의 영향을 주지 않기 때문에 식 (8)과 (9)로 표현되는 중운동 선형모델과

횡운동 선형모델에 대해 제어기 설계를 분리하여 수행할 수 있다.

중운동 선형모델 :

$$\begin{bmatrix} \ddot{u} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_\alpha & 0 & -g \\ Z_u/U_o & Z_\alpha/U_o & 1 & 0 \\ \tilde{M}_u & \tilde{M}_\alpha & \tilde{M}_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_e} \\ Z_{\delta_e}/U_o \\ \tilde{M}_{\delta_e} \\ 0 \end{bmatrix} \delta_e \quad (3)$$

여기서

$$\tilde{M}_{(\cdot)} = M_{(\cdot)} + M_w Z_{(\cdot)}$$

$$\tilde{M}_q = M_q + M_\alpha U_o$$

횡운동 선형모델 :

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_\beta & Y_p & Y_r & g \cos \theta_0 \\ \tilde{L}_\beta & \tilde{L}_p & \tilde{L}_r & 0 \\ \tilde{N}_\beta & \tilde{N}_p & \tilde{N}_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & Y_{\delta_a} \\ \tilde{L}_{\delta_a} & \tilde{L}_{\delta_r} \\ \tilde{N}_{\delta_a} & \tilde{N}_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (4)$$

여기서

$$\tilde{L}_{(\cdot)} = (L_{(\cdot)} + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_{(\cdot)}) / (1 - \frac{I_{xz}^2}{I_{xx} I_{zz}})$$

$$\tilde{N}_{(\cdot)} = (N_{(\cdot)} + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_{(\cdot)}) / (1 - \frac{I_{xz}^2}{I_{xx} I_{zz}})$$

식 (1), (2)에서 $X_{(\cdot)}, Y_{(\cdot)}, Z_{(\cdot)}, L_{(\cdot)}, M_{(\cdot)}, N_{(\cdot)}$ 은 [8]에 정의되어 있으며 이 정의식으로부터 무차원 공력미계수 값들을 계산할 수 있다.

2.4 변수 추정 방안

변수 추정 개념은 측정된 비행데이터와 항공기의 운동모델로부터 계산되는 데이터와의 차이를 최소화시키는 운동모델 변수를 찾는 것이다.

변수 추정 방식에는 Regression, 방정식오차방법, 필터오차방법, 출력오차방법, 신경회로망방법 등 여러 가지가 있으나 실질적으로 가장 유용하게 사용되고 있는 방법은 수정최대공산법(MMLE : Modified Maximum Likelihood Estimation)의 일종인 출력오차방법이다. 최대공산법 이나 출력오차방법의 이론적 설명은 많은 자료에 기술되어 있다. [9],[10],[11]

항공기 동운동 특성은 종방향의 단주기 모드와 푸고이드(Phugoid) 모드, 횡방향의 더치롤 모드와 스파이럴 모드로 특징지어 진다. 이러한 항공기 동 특성을 모두 구현할 수 있는 운동 모델 변수 값들을 비행데이터를 이용하여 추정하는 것은 실질적으로 쉽지 않다. 본 논문의 목적인 자

동비행 제어기 설계를 위한 운동모델 추정을 위해서는 푸고이드 모드와 스파이럴 모드와 같은 장주기 모드는 고려할 필요가 없다. 제어기 설계를 위해서는 정확한 단주기 모드 특성이 고려되어야 하는 데, 운동모델 변수추정에 있어 장주기 모드와 단주기 모드를 한꺼번에 고려하게 되면, 비행시간이 훨씬 긴 장주기 모드의 영향이 지배하기 때문에 이렇게 추정된 운동모델의 단주기 모드 정확도가 저하된다. 따라서 본 논문에서는 종운동 모델 변수 추정 시에는 단주기 모드 비행데이터만, 횡운동모델 변수 추정 시에는 더치를 모드 비행데이터만을 사용하였다.

변수 추정 기법을 이용하여 이론적으로는 식 (3)과 (4)의 변수 값을 한꺼번에 모두 추정할 수 있지만 실제 비행데이터를 이용하여 추정하는 경우에는 선형모델과 실제 비선형 운동모델과의 차이 및 난류바람 등의 영향으로 모든 변수 값이 정확히 추정되기 어려우며 물리적으로 적합하지 않은 결과가 나오기도 한다. 특히 항공기 운동에 영향을 많이 주지 않는 변수들은 변수 추정 기법을 통하여 정확한 값을 추정하기가 매우 힘들며, 동일한 비행조건에서 수행한 비행시험 데이터로부터 추정된 값들 간의 차이가 큰 경우가 많다.

따라서 민감도가 작은, 즉 항공기 운동에 끼치는 영향이 적은 변수는 적절한 값을 가정하여 고정하고, 변수 추정외의 다른 방법으로 추정이 가능한 경우에는 그 방법으로 변수 값을 미리 추정하여 고정시킨다.

2.5 비행시험

항공기 운동에 영향을 미치는 무게중심, 항공기 형상, 속도 및 고도를 변화시켜가며 비행시험을 수행하였다. 항공기 형상 변화로는 플랩 변위만을 고려하였다.

부조종사 탑승 여부와 연료 및 짐 탑재 여부에 따라 무게중심의 범위가 변하는 유인비행과는 달리 무인비행의 경우에는 무인운용을 위한 탑재장비인 자동비행제어시스템 구성품과 통신장비 등의 무게 및 위치가 고정되기 때문에 실제 운용시 무게중심 변화 범위가 크지 않다. 최후방 무게중심에서의 비행 안정성이 떨어지는 한편 무인비행 시 빠른 기동을 요구로 하지 않기 때문에 무심중심이 후방으로 가지 않도록 탑재장비 장착 위치를 선정하였다. 따라서 최전방무게중심과 중간무게중심 조건에 대해서만 비행시험을 수행하였다.

비행속도는 시속 110km, 150 km, 200km, 고도

는 3000ft와 8000ft로 변화시켜가며 비행시험을 수행하였다. CTLS는 순항 시 항력을 줄이기 위하여 플랩을 -6° 또는 -12° 로 유지시킬 수 있도록 설계되었는데, 본 연구에서는 최고속도 증가를 위하여 순항시 플랩각도를 -12° 로 유지시켰으며 저속에서는 비행안정성을 위하여 플랩각도를 0° 로 변화시켰다. 무인비행의 경우 모든 탑재 장비가 장착된 상태를 고려하여 최대이륙중량인 600Kg 부근에서만 비행시험을 수행하였다.

운동모드를 활성화시키기 위한 조종입력에 대한 많은 연구가 수행되어 왔는데 [12], 여기서는 각 모드의 고유주파수(Natural Frequency)에 맞추어 Fig. 8에서와 같이 더블렛(Doublet) 형태의 조종입력을 가하였다. 횡운동 모드의 경우에는 러더 입력만으로도 더치를 모드가 나타날 수 있으나 비행데이터로부터 에일러론 조종미계수도 함께 구할 수 있도록 에일러론 입력을 가한 뒤 수 초 후에 러더 펄스 입력을 가하는 방법을 사용하였다.

2.6 변수 추정 결과

출력오차를 이용한 변수 추정 수행에 앞서 정적비행데이터를 이용하여 양력계수 값을 추정하였다. 각 비행조건에서의 양력계수는 아래 평형식으로부터 계산이 가능하다.

$$C_L = \frac{W \cos \alpha - T \sin \alpha}{0.5 \rho V^2 S} \quad (5)$$

비행속도를 변화시켜가며 수행한 트림 비행데이터로부터 Fig. 7과 같은 양력곡선을 구하였으며, 이로부터 양력계수기울기인 C_{L_α} 값을 계산하였다.

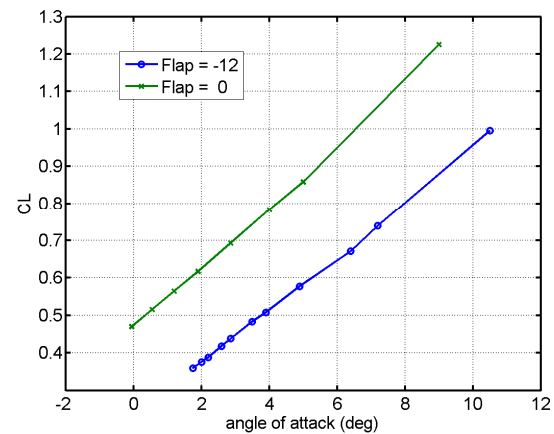


Fig. 7 트림 비행데이터로부터 구한 양력곡선

이 외에 항공기 운동에 미치는 영향이 적으면서 정확한 추정이 어려운 C_{D_o} 와 C_{D_n} 는 DATCOM 계산 결과를 이용하여 변수 추정 시 고정하였고, C_{L_v} 과 $C_{D_{\delta c}}$ 는 무시할 수 있으므로 고려하지 않았다.

Table 3 추정변수값 비교 표

| parameter | MMLE | MMLE | MMLE | DATCOM | Cessna 172 |
|--------------------|--------|---------|--------|--------|------------|
| H(m) | 900 | 900 | 900 | 900 | 1500 |
| U (km/h) | 110 | 150 | 200 | 200 | 241 |
| C_{D_o} | 0.03 | 0.03 | 0.03 | 0.03 | 0.027 |
| C_{L_o} | 1.307 | 0.717 | 0.412 | 0.412 | 0.307 |
| C_{D_a} | 0.13 | 0.13 | 0.13 | 0.136 | 0.12 |
| C_{L_a} | 4.42 | 4.04 | 4.04 | 5.851 | 4.41 |
| $C_{M_{\delta d}}$ | 13.72 | -31.018 | -22.42 | -6.9 | -7.27 |
| C_{M_a} | -0.979 | -0.827 | -0.735 | -0.723 | -0.61 |
| C_{M_q} | -19.3 | -14.687 | -12 | -16.25 | -12.4 |
| $C_{L_{\delta e}}$ | 0.928 | 0.71 | 0.613 | 0.548 | 0.43 |
| $C_{M_{\delta e}}$ | -3.029 | -2.317 | -2.01 | -1.895 | 0.43 |
| C_{y_b} | -2.612 | -1.701 | -0.955 | -0.731 | -0.393 |
| C_{l_b} | -0.168 | -0.166 | -0.124 | -0.103 | -0.092 |
| C_{l_p} | -0.743 | -0.802 | -0.727 | -0.51 | -0.484 |
| C_{l_r} | -0.035 | -0.078 | -0.042 | 0.11 | 0.08 |
| C_{N_b} | 0.042 | 0.046 | 0.044 | 0.021 | 0.059 |
| C_{N_p} | -0.102 | -0.038 | -0.071 | -0.032 | -0.028 |
| C_{N_r} | -0.17 | -0.159 | -0.158 | -0.065 | -0.094 |
| $C_{y_{\delta r}}$ | 0.178 | 0.161 | 0.154 | - | 0.187 |
| $C_{l_{\delta a}}$ | 0.353 | 0.363 | 0.326 | 0.278 | 0.229 |
| $C_{l_{\delta r}}$ | -0.014 | -0.011 | -0.013 | - | 0.015 |
| $C_{n_{\delta a}}$ | -0.011 | -0.018 | 0.005 | -0.021 | -0.021 |
| $C_{n_{\delta r}}$ | -0.057 | -0.052 | -0.049 | -0.088 | -0.065 |

고도 3000ft에서 각 비행속도 조건에 대하여 변수추정(MMLE의 출력오차기법)을 이용하여 추정한 변수 값들을 Table 3에 DATCOM을 이용하여 계산된 결과와 [2]에서 인용한 Cessna 172 데이터와 함께 나타내었다.

항공기 운동에 미치는 영향이 큰 주요 변수의 경우 대부분 DATCOM 결과와 출력오차 기법 결과의 차이가 적지만, 횡운동의 주요 변수인 C_{N_b} 과 C_{N_r} 의 경우 두 결과의 차이가 큰 것을 확인할 수 있다.

수학적으로 변수 추정이 잘 수행되었는지 확인하기 위하여 추정된 변수를 이용한 선형모델 시뮬레이션을 통하여 계산된 데이터와 측정된 비행데이터를 종운동과 횡운동에 대하여 Fig. 8과 Fig. 9 에 각각 나타내었다. 이 그림들에서 수직 구분선은 서로 다른 시기에 수행한 비행기동을 구분한다. 데이터 신뢰도를 높이기 위하여 동일 고도와 속도에서 여러 회에 걸쳐 유사 기동을 수행하였으며 이렇게 획득한 비행데이터를 한번에 모두 이용하여 변수 추정을 수행하였다.

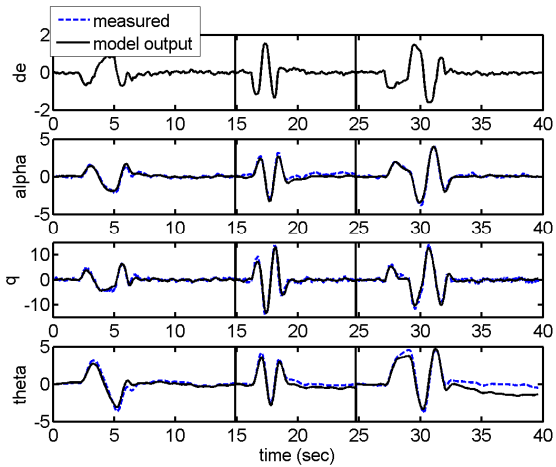


Fig. 8 비행데이터와 추정변수로 시뮬레이션한 데이터 비교 (종운동)

Fig. 8과 Fig. 9로부터 받음각, 옆미끄럼각, 자세각속도 및 방향각속도 등의 값이 매우 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. 피치각과 롤각의 경우 어느 정도 오차가 존재하는 것을 볼 수 있는데, 이는 추정 각속도와 측정 각속도의 값이 정확히 일치하지 않는 한 각속도의 적분 값으로 나타나는 자세각은 각속도의 오차 누적으로 그 오차가 점점 커지게 되기 때문이다. 그러나 제어기 설계에 있어서는 조종면 입력에 대한 항공기의 즉각적인 반응이 중요하고 자세각은 실시간으로 측정되어 제어기로 Feedback 되기 때문에 각속도가 정확히 추정되는 것으로 충분하다.

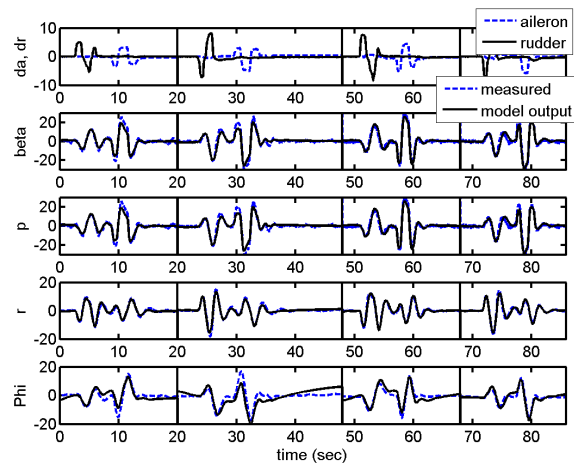


Fig. 9 비행데이터와 추정변수로 시뮬레이션한 데이터 비교 (횡운동)

항공기 운동모델 변수가 실질적으로 잘 추정되었는지 확인하기 위해서는 변수 추정에 사용되지 않은 비행데이터와 추정된 변수를 이용한 시뮬레이션을 통하여 계산된 결과를 비교해야 한다. Fig. 10은 시속 150km로 2회에 걸쳐 중운동을 수행하여 획득한 비행데이터와 앞에서 추정된 변수 값으로 시뮬레이션한 결과를 함께 보여주며, Fig. 11은 시속 200km로 횡운동을 수행하여 획득한 비행데이터와 추정된 변수 값으로 시뮬레이션한 결과를 비교한다. 중운동과 횡운동 모두 측정데이터와 시뮬레이션 데이터가 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. 이로 부터 추정된 운동모델 변수가 실질적으로 정확하다는 것을 확인할 수 있다.

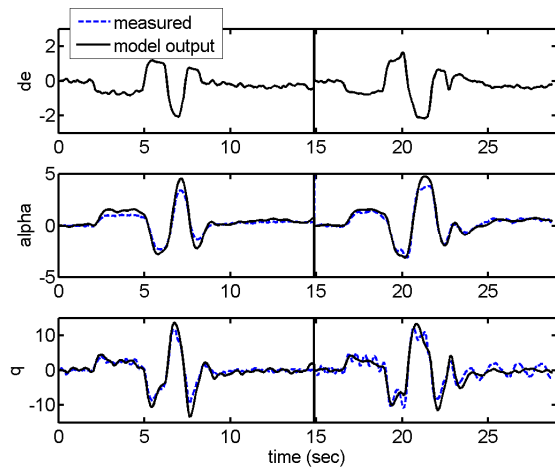


Fig. 10 추정 변수 검증을 위한 시뮬레이션과 비행데이터 비교(중운동)

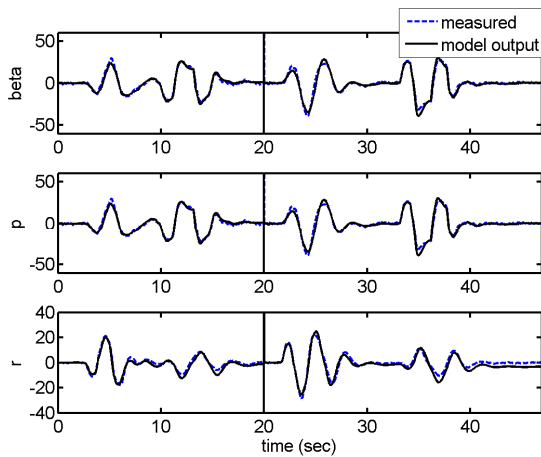


Fig. 11 추정 변수 검증을 위한 시뮬레이션과 비행데이터 비교(횡운동)

DATCOM을 이용하여 계산된 변수 값을 중운동 선형모델에 적용하고 Fig. 8의 첫 번째와 세 번째 비행시험의 조종입력으로 시뮬레이션한 결과를 Fig. 12에 나타내었다. Fig. 8의 시뮬레이션 데이터와 비교하면, DATCOM 결과를 이용한 경우 비행데이터와의 차이가 약간 더 큰 것을 확인할 수 있다.

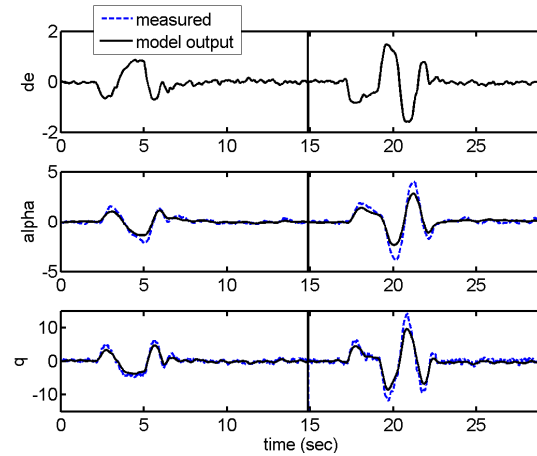


Fig. 12 DATCOM 결과를 이용한 선형모델 시뮬레이션 데이터와 비행데이터 비교(중운동)

DATCOM 결과를 횡운동 선형모델에 적용하여 시뮬레이션한 결과를 Fig. 13에 나타내었다. 중운동과는 달리 횡운동의 경우에는 시뮬레이션 데이터와 비행데이터와 차이가 매우 큰 것을 볼 수 있다. 이는 $C_{N\delta}$ 과 C_{N_r} 와 같이 DATCOM 으로 추출한 횡운동 변수 값이 추정된 변수 값과 차이가 많기 때문이다. 즉 DATCOM 결과가 정확하지 않다는 것을 보여준다.

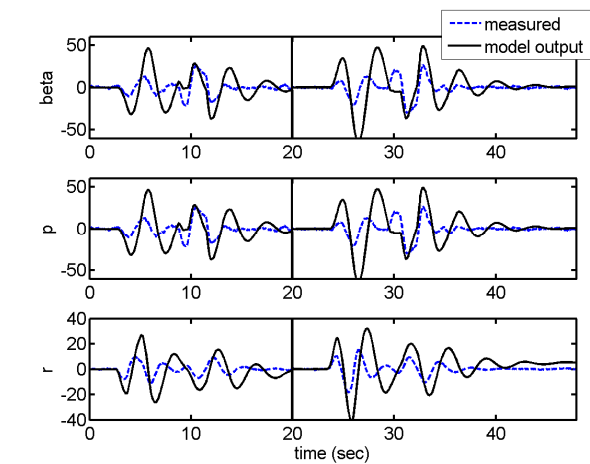


Fig. 13 DATCOM 결과를 이용한 선형모델 시뮬레이션 데이터와 비행데이터 비교 (횡운동)

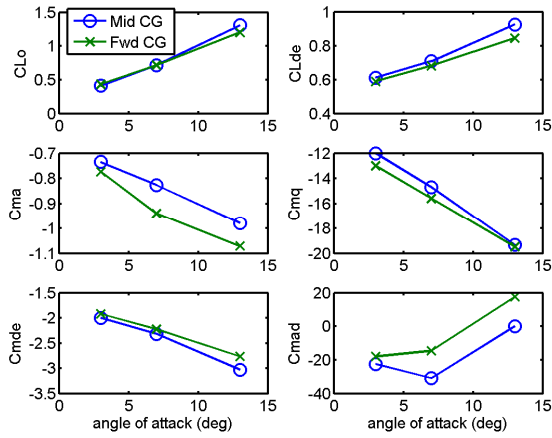


Fig. 14 받음각과 무게중심 변화에 따른 종운동모델 변수 값

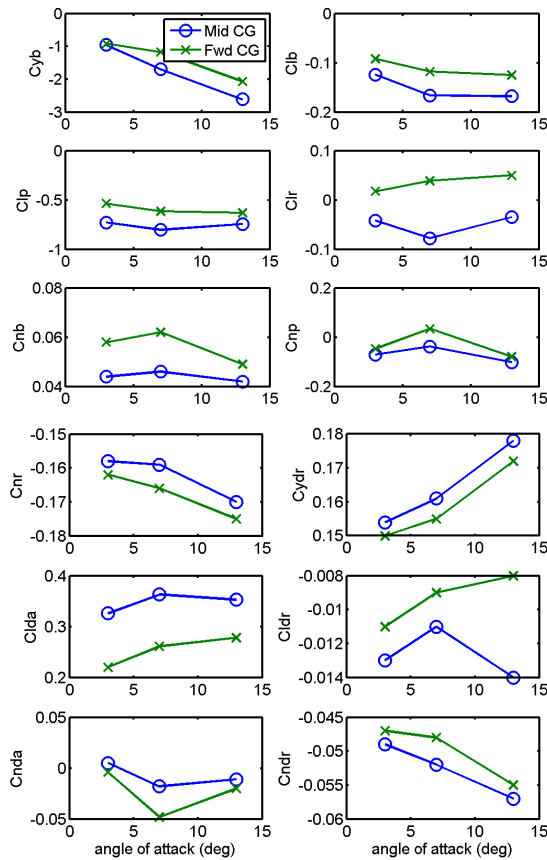


Fig. 15 받음각과 무게중심 변화에 따른 횡운동 모델 변수 값

항공기 운동모델 변수는 받음각, 레이놀즈수, 무게 중심 등의 영향을 주로 받는다. 본 연구에서 레이놀즈수에 의한 변화는 고려하지 않았으며, 받음각과 무게중심만을 변화시켜 가며 비행시험을 수행하여 획득한 비행데이터로부터 추정된 종운동 변수 값을 Fig. 14에, 횡운동 변수 값을 Fig. 15에 도시하였다.

Fig. 14로부터 받음각에 따라 종운동 변수 값이 감소 또는 증가하는 것을 볼 수 있으며, $C_{m_{\alpha}}$ 와 $C_{m_{\dot{\alpha}}}$ 을 제외한 종운동 변수는 무게중심의 영향을 별로 받지 않는 것을 확인할 수 있다. Fig. 15에서 횡운동 변수 역시 받음각의 영향을 받지만, $C_{l_{\dot{\alpha}}}$ 와 $C_{l_{dr}}$ 의 경우는 받음각 변화에 따른 변화량이 크지 않은 것을 볼 수 있다. 또한 대부분의 횡운동 변수가 무게중심의 영향을 받는 것을 확인할 수 있다.

보간법(Interpolation) 및 외삽법(Extrapolation)을 이용하여 Fig. 14와 Fig. 15의 데이터로부터 무게중심과 받음각 변화에 대하여 각 변수 값들을 계산함으로써 DATCOM으로부터 계산된 시뮬레이션 데이터베이스의 충실도를 향상시킬 수 있다. 이를 통하여 실제 항공기와 유사한 반응을 시뮬레이션 할 수 있고 설계된 제어기의 성능 검증에 효과적으로 활용할 수 있다.

3. 결 론

경량항공기인 CTLS의 비행데이터를 이용하여 출력오차기법으로 종운동 및 횡운동 선형모델 변수를 추정하였다. 또한 변수 추정에 사용되지 않은 비행데이터를 이용하여 추정된 변수 값의 충실도를 확인하였다.

추정된 변수 값은 DATCOM 결과와 대부분 비슷하나 일부 주요 변수 값에 차이가 있음을 확인하였으며, DATCOM 결과가 항공기 반응을 적절히 묘사하지 못함을 시뮬레이션과 측정데이터와의 비교 분석을 통하여 확인하였다. 따라서 제어기 설계를 위해서는 비행데이터를 이용한 변수 추정이 필수적임을 알 수 있다.

받음각과 무게중심 변화에 대한 추정 변수 값들로부터 비선형 시뮬레이션에 사용할 수 있는 데이터베이스를 구축하는 방안을 제시하였다. 본 연구에서는 계산의 복잡성에 의한 제한 때문에 받음각과 무게중심 변화만을 고려하였으나, 궁극적으로는 레이놀즈수 변화까지 고려한 3차원 테이블 데이터로부터 시뮬레이션 데이터베이스를 추출하는 기법 연구가 필요하다.

후 기

본 연구는 지식경제부 항공우주부품개발사업인 “항공부품 정밀 비행시험 시스템 및 기본형 무인플랫폼 개발”의 연구 결과입니다.

참고문헌

- [1] 이상중, 장재원, 이석천, 김민정, 성기정, 윤한수, “OPV 비행체의 다중화 자동비행조종시스템 개념설계 연구”, 한국항공우주학회 추계학술발표회, KSAS10-3142, 2010.11.11, pp.800-803.
- [2] 이광현, 김병수 외, “비행시험을 통한 횡방향측 공력미계수 추출”, 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2000. 11., pp40-43.
- [3] 노성우, 황명신 외, “확장칼만필터를 이용한 선미의 항공기의 가로운동 파라미터 추정”, 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, 2001. 4., pp363-366.
- [4] Eung-tai Kim, Yeong-cheol Kim, Kie-jeong Seong, Myoung-shin Hwang, Dee-bong Eun, “A Study of the Parameter Estimation for General Aviation Canard Aircraft”, AIAA 2003-5540, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, August 2003.
- [5] Wook-Je Park, Eung-Tai Kim, Yong-Kyu Song, and Bong-Jin Ko, “A Study on the Real-Time Parameter Estimation of DURUMI-II for Control Surface Fault Using Flight Test Data (Longitudinal Motion)”, International Journal of Control, Automation, and Systems, vol. 5, no. 4, pp.410-418, 2007.
- [6] Anon, The USAF Stability and Control DATCOM, U.S. Air Force Flight Dynamics Lab., Wright-Patterson Air Force Base, Dayton, 1974.
- [7] Jan Roskam, Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls, Darcorporation, 1995,
- [8] Maine, R.E, and Iliff, K.W., “Identification of Dynamic Systems” Theory and Formulation,“ NASA RP-1138, 1985.
- [9] Ravindra Jategaonkar, Flight Vehicle System Identification: A Time Domain Methodology, Progress in Astronautics and Aeronautics Volume 216, AIAA Education Series, 2006.
- [10] Vladislav Klein and Eugene A. Morelli, Aircraft System Identification: Theory and Practice, AIAA Education Series, 2006.
- [11] Eugene A. Morelli, “Flight Test Validation of Optimal Input Design and Comparison to Conventional Inputs”, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, 1997.