비행 데이터를 이용한 양항비 추정에 관한 연구

A Study on the Estimation of Lift/Drag Using the Flight Data

홍교영*, 신성식**

Gyo-Young Hong*, Seong-Sik Shin**

요 약

최근에는 비행 데이터를 이용하여 사고발생시, 원인 분석에 이용하는 것뿐만 아니라 여러 종류의 다양한 비행 데이터를 기록할 수 있는 QAR을 이용하여 운항 상황이나 항공기 시스템 상태를 다양하고 폭넓게 예견하여 사전 사고 방지 및 운항 성능 개선에 활용하고 있다. 이에, 본 논문에서는 실제 운항 후 QAR에 기록된 비행 데이터를 이용하여 운항 상황에서 발생된 순시적으로 변화하는 양항비를 추정하였다. 실제 B747-400의 비행 데이터가 기록된 QAR 데이터를 일반적인 항공기 운동방정식에 적용하여 양항비 추정 식을 유도하고 시뮬레이션을 통하여 결과를 검증하였다. 이를 통하여 양항비의 변화를 파악할 수 있으며, 과학적이고 경제적인 조종방법 등 체계적인 운항 성능 향상에 유용할 것으로 판단된다.

ABSTRACT

During flight the analysis of aircraft data recorded has played an important role in determining the causes of accidents. However, using the QAR, recently some airlines have begun to analyze flight data from uneventful airline flights to identify potential problems and correct them before they lead to accident. This paper, after the flight using the recorded data in QAR, proposes an estimated method which determines CL/CD values. The generalized aircraft dynamic equations were expressed as an estimated equation, which verified the effectiveness with simulation. The results of the present method showed that the understand of variation values of CL/CD is of great use for performance enhancement.

Key words : Flight Data, QAR(Quick Access Recorder), Lift/Drag

I. 서 론

일반적으로 양항비는 양력과 항력의 비 즉, Lift/Drag값을 나타내며 또한 계수들의 비인 CL/CD로 주로 표현된다. 이 값은 항공기의 성능을 나타내는 중요한 척도 중 하나로서 양항비가 최대가 될 경우 항속거리는 최대가 된다[1, 2]. 그러나 단지 이러한 계수 화된 개념은 실제 항공기 운용 중에 도움을 준다기보다는 초기 항공기 설계 시에 반영하는 설계 이론으로만 활용되고 있다. 만약, 실제 동일한 항공기로 운항 중, 또는 완료 후에 이러한 양항비가 실제 운항 중에서 발생된 값으로 파악될 수 있다면 이를 이용하여 많은 운항 자료를 분석할 수 있고, 이는 다시 경제적이고 안전한 운항 체계를 구축할 수 있는 객관적인 분석 자료로 활용될 수 있다[3, 4].

* 한서대학교 항공전자시뮬레이션학과(Dept. of Avionics and Computer Simulation, Hanseo University)
** 대한항공 한국항공기술연구원(Korea Institute of Aeronautical Technology, KoreanAir)
· 논문번호 : 2003-2-5
· 접수일자 : 2003년 8월 29일

실제로 강한 바람이 불고 있는 상태에서 접근(Approach)중에는 일반적으로 파악된 양력보다 더 많은 양력을 사용하여 접근하려는 경향이 있고, 이는 착륙 시 과도한 접근 속도로 인한 착륙 거리 증가 등의 문제를 야기할 수도 있다. 이를 정확한 양항비 분석으로 과도한 접근 속도, Hard Landing되는 조작에 대한 개선 노력, 이륙 시 적절한 항공기 성능(performance)을 분석하여 합리적인 이륙 출력 산정에 도움을 줄 수도 있으며, 또한 여러 다른 데이터들과 비교하여 많은 양력이 피치(pitch) 때문인지 출력(Power) 때문인지 등 실제적인 원인 추정의 기준으로 활용될 수도 있어 각종 표준운항 및 경제적 운항 체계 구축에 실질적인 도움이 될 수 있다.

또한 최근 선진 운항체계는 항공기에 탑재되어 항공운항 전반에 걸쳐 많은, 다양한 데이터를 저장할 수 있는 QAR(Quick Access Recorder)이나 FDR(Flight Data Recorder)을 이용하여 표준, 안전 운항에 활용하는 추세이다[3, 4]. 이에, 본 논문에서는 항공기 병진 운동을 구하는 일반적인 뉴튼의 제2법칙에 가속도, 항공기 질량, 피치각, 롤각 등 요구되는 데이터를 실제 B747-400의 운항 데이터가 기록된 QAR 데이터를 적용하여 양항비를 추정하는 알고리즘을 설계/해석하고자 한다. 먼저 2.1절에서는 일반적인 항공기 운동방정식을 이용해 양항비 추정식을 유도하고 2.2절과 3절에서는 시뮬레이션을 통하여 결과를 검증하고, 결론을 맺는다.

Ⅱ. 본 론

2-1 양항비 계산식

양항비에 대한 식을 유도하기 위하여 항공기의 병진운동에 대한 Newon's 2nd law를 도입하면 다음과 같다[5, 6].

$$a_{xb} = g_{xb} + ((TT + X_{aerob})/M_T) \quad \text{------(1)}$$

$$a_{yb} = g_{yb} + (Y_{aerob}/M_T) \quad \text{------(2)}$$

$$a_{zb} = g_{zb} + (Z_{aerob}/M_T) \quad \text{------ (3)}$$

위 식에서 동체축의 각 방향의 가속도는 QAR에 기록되어 있는 데이터이고 항공기의 질량은 다음 식에 의해 구한다.

$$M_T = \frac{W}{G_z}$$

여기서 중력가속도 $G_z = 32.2\ ft/\sec^2$이고 항공기 총중량 W는 QAR에 기록되는 데이터이다. 동체축의 각 방향으로의 중력가속도를 구하기 위하여 QAR에서 제공되는 피치각과 롤각을 가지고 다음 식들을 이용한다[5].

$$a_{13} = -\sin\Theta$$
$$a_{23} = \sin\phi\cos\Theta$$
$$a_{33} = \cos\phi\cos\Theta$$

$$g_{xb} = G_z \cdot a_{13}$$
$$g_{yb} = G_z \cdot a_{23}$$
$$g_{zb} = G_z \cdot a_{33}$$

여기서 a_{ij}는 지구좌표계를 동체좌표계로 변환시켜 주는 행렬의 성분을 나타낸다.

그 다음으로 동체축 각 방향으로의 공기력에 대한 식은 다음과 같다[5].

$$X_{aerob} = X_{aeros} \cdot b_{11} + Z_{aeros} \cdot b_{31}$$
$$Y_{aerob} = Y_{aeros} \cdot b_{22}$$
$$Z_{aerob} = X_{aeros} \cdot b_{13} + Z_{aeros} \cdot b_{33}$$

$$b_{11} = \cos\alpha$$
$$b_{22} = 1$$
$$b_{13} = \sin\alpha$$
$$b_{31} = -\sin\alpha$$

$$b_{33} = \cos\alpha$$

위식에서 b_{ii} 는 항공기 안정좌표계를 동체좌표계로 변환시켜 주는 행렬의 성분이다. 여기서 받음각 α는 QAR에 기록되어 있는 데이터이므로 비행상황 시의 b_{ii} 가 계산될 수 있다. 안정좌표계 각 축으로의 공기력은 아래와 같이 표현된다. 결국 이 식들이 양력계수와 항력계수에 대한 항을 포함하고 있으므로 양항비의 계산이 가능하게 된다.

$$X_{aeros} = -C_D \cdot q_d$$
$$Y_{aeros} = C_Y \cdot q_d$$
$$Z_{aeros} = -C_L \cdot q_d$$

C_L = 양력, C_D = 항력, C_Y = 횡력계수
q_d = 동압

동압 q_d 를 구하기 위하여 다음 식을 도입한다.

$$q_d = \frac{1}{2}\rho V^2 S$$

V = 대기속도: QAR에 기록됨,
ρ = 공기밀도, S = 날개면적

공기밀도 ρ는 직접 기록되는 데이터가 아니므로 기록 데이터인 압력고도 H를 이용하여 구하게 된다.

$$\rho = \rho_0(1 - 0.000006875H)^{4.2561}$$
$$\rho_0 = 0.002378 \ slug/ft^3$$

(1) 식과 (3)식을 각각 공기력에 대해 정리하면

$$X_{aerob} = [M_T(a_{xb} - g_{xb})] - TT$$
$$Z_{aerob} = M_T(a_{zb} - g_{zb})$$

앞에서 언급한 식들을 모두 이용하여 정리하면 다음과 같은 결과가 나온다.

$$\frac{W}{G_z}[a_{xb} - (G_z a_{13})] - TT = q_d(C_L\sin\alpha - C_D\cos\alpha) \quad \text{-------- (4)}$$

$$\frac{W}{G_z}[a_{zb} - (G_z a_{33})] = -q_d(C_D\sin\alpha + C_L\cos\alpha) \quad \text{-------- (5)}$$

식 (4)와 (5)를 행렬형태로 변환하면

$$\begin{bmatrix} \sin\alpha & -\cos\alpha \\ \cos\alpha & \sin\alpha \end{bmatrix}\begin{bmatrix} C_L \\ C_D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A \\ B \end{bmatrix} \quad \text{----- (6)}$$

$$A = \frac{\frac{W}{G_z}[a_{xb-(}\ G_z a_{13})] - TT}{q_d}$$

$$B = \frac{\frac{W}{G_z}[(G_z a_{33}) - a_{zb}]}{q_d}$$

(6)식에서 C_L, C_D를 구하면

$$\begin{bmatrix} C_L \\ C_D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin\alpha & -\cos\alpha \\ \cos\alpha & \sin\alpha \end{bmatrix}^{-1}\begin{bmatrix} A \\ B \end{bmatrix}$$
$$= \begin{bmatrix} \sin\alpha & \cos\alpha \\ -\cos\alpha & \sin\alpha \end{bmatrix}\begin{bmatrix} A \\ B \end{bmatrix}$$
$$\frac{C_L}{C_D} = \frac{A\sin\alpha + B\cos\alpha}{B\sin\alpha - A\cos\alpha} \quad \text{--------(7)}$$

(7)식에 의하여 최종적으로 양항비를 계산할 수 있게 된다. 위 식에서 α, B 는 기록된 값이거나 식에 의해 구해지는 값이지만 A를 알기 위해서는 총 추력(TT)을 구해야 한다. 이에, 실제 운항 상에 발생된 총 추력을 구하는 과정을 기술한다. 항공기의 총추력 계산식은 식 (8)과 같다. 아래 식에서 첨자 1, 2, 3, 4는 각각의 엔진번호를 의미하며 B747-400의 경우 총 4개의 엔진을 가지고 있고, 총 추력은 각각의 추력의 합이다[7, 8].

$$TT = T_1 + T_2 + T_3 + T_4 \quad \text{------(8)}$$

위의 (8)식에서 엔진 각각에 대한 추력은 이래 (9), (10) 식과 같다[7, 8].

$$T_i = P_{amb_i} A\Omega \qquad \text{------(9)}$$

$$\Omega = \left[\frac{P_t/P_{amb_i}}{P_t/P_i} \left\{ \frac{2\gamma}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{P_t}{P} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] + 1 \right\} - 1 \right] \qquad \text{------(10)}$$

i=1, 2, 3, 4

위 식에서 P_{amb_i} 는 엔진 각각에 작용하는 대기압이고, P_t 는 전압력, P_i 는 엔진 각각에 대한 정압력이다. 배기노즐 내에서의 전압력과 정압력의 관계는 다음 (11)식과 같다. γ는 배기가스의 비열비로서 대략 1.33으로 가정하였고, M은 배기노즐에서의 기체마하수이다.

$$\frac{P_t}{P} = (1 + \frac{r-1}{2} M^2)^{\frac{r}{r-1}} \qquad \text{----(11)}$$

(10)식에 (11)식을 대입하고, (9)식을 정리하게 되면 아래와 같이 각각의 엔진에 대한 추력식이 구해진다.

$$T_1 = A\left\{ \frac{P_t(rM^2+1)}{(1+\frac{r-1}{2}M^2)^{\frac{r}{r-1}}} - P_{amb_1} \right\}$$

$$T_2 = A\left\{ \frac{P_t(rM^2+1)}{(1+\frac{r-1}{2}M^2)^{\frac{r}{r-1}}} - P_{amb_2} \right\}$$

$$T_3 = A\left\{ \frac{P_t(rM^2+1)}{(1+\frac{r-1}{2}M^2)^{\frac{r}{r-1}}} - P_{amb_3} \right\}$$

$$T_4 = A\left\{ \frac{P_t(rM^2+1)}{(1+\frac{r-1}{2}M^2)^{\frac{r}{r-1}}} - P_{amb_4} \right\}$$

2-2 시뮬레이션 결과 및 검토

앞에서 유도한 양항비 추정 계산식에 대한 유효성을 검토하기 위하여 B747-400에 장착되어 인천에서 일본 나리타공항을 실제 운항한 데이터가 저장된 QAR에 기록된 비행 데이터를 가지고 시뮬레이션을 하였다. 이번에 사용된 QAR에는 560여개의 파라미터가 저장되는데 그 중 양항비 추정에 사용되는 파라미터는 표1과 같다.

표 1. 양항비 추정계산에 사용된 QAR 파라미터
Table 1. QAR Parameter for the Estimation of Lift/Drag

QAR Parameter	Parameter Full Name	Unit
a_{xb}	Acceleration of Longitudinal Axis	g
a_{yb}	Acceleration of Lateral Axis	g
a_{zb}	Acceleration of Vertical Axis	g
α	Angle Of Attack	deg
W	Gross Weight	lb_f
Θ	Pitch Angle	deg
Φ	Roll Angle	deg
H	Pressure Altitude	ft
P_{amb_1}	Ambient Pressure 1	psi
P_{amb_2}	Ambient Pressure 2	psi
P_{amb_3}	Ambient Pressure 3	psi
P_{amb_4}	Ambient Pressure 4	psi
M	Mach Number	N/A
P_t	Total Pressure	mb
V	Calibrated Air Speed	kts
G_z	Acceleration of Gravity	ft/sec^2
X_{aerob}	Aerodynamic Forces of X-direction Body Axis	lb_f
Y_{aerob}	Aerodynamic Forces of Y-direction Body Axis	lb_f
Z_{aerob}	Aerodynamic Forces of Z-direction Body Axis	lb_f
X_{aeros}	Aerodynamic Forces of X-direction Stability Axis	lb_f
Y_{aeros}	Aerodynamic Forces of Y-direction Stability Axis	lb_f
Z_{aeros}	Aerodynamic Forces of Z-direction Stability Axis	lb_f
g_{xb}	Acceleration of Gravity in X-direction Body Axis	ft/sec^2
g_{yb}	Acceleration of Gravity in Y-direction Body Axis	ft/sec^2
M_T	Aircraft Mass	lb_m

시뮬레이션 결과는 <그림 1>부터 <그림 4>까지에 나타내었다. <그림 1>은 양항비, <그림 2>는 압력고도, <그림 3>은 총추력, <그림 4>는 피치 각을 각각

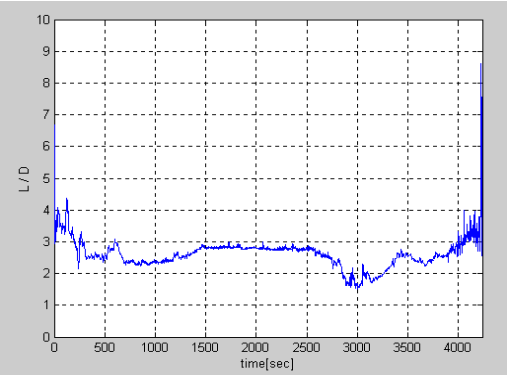

그림 1. 양항비 대 비행시간
fig 1. Lift/Drag vs Flight Time

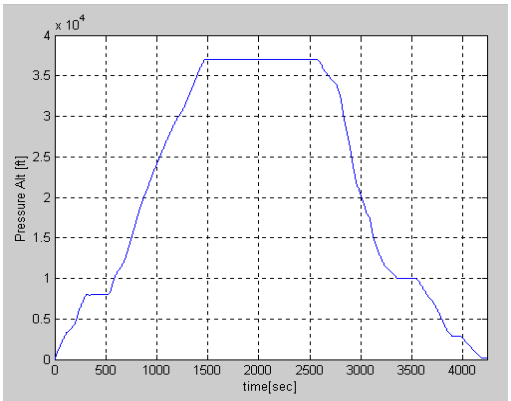

그림 2. 압력고도 대 비행시간
fig 2. Pressure Altitude vs Flight Time

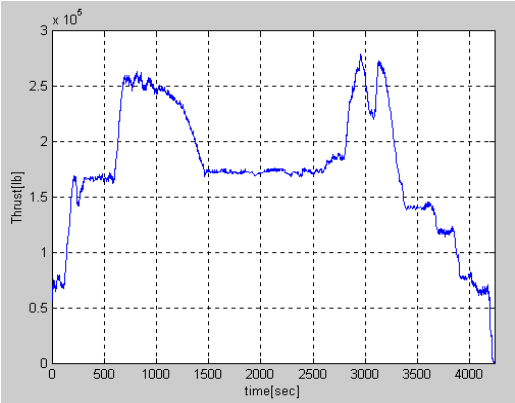

그림 3 총추력 대 비행시간
fig 3. Total Trust vs Flight Time

보여준다. 양항비 추정의 타당성을 검토하기 위하여 <그림 1>과 <그림 2, 3, 4>를 비교해 보면, 고도에 대한 추이를 볼 때 항공기의 이륙부터 착륙까지 비행 전 단계에 대한 양항비의 변화를 파악할 수 있다. 여기서 한 가지 주목할 점은 양항비의 변화에 주로

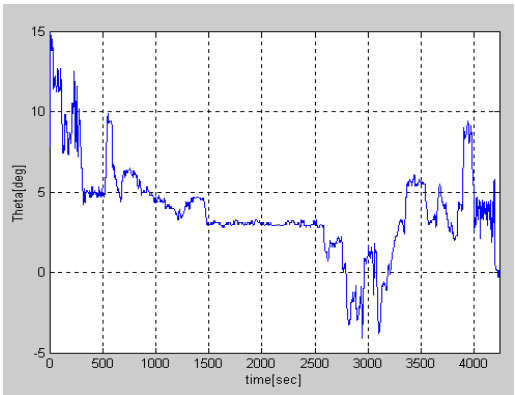

그림 4. 피치각 대 비행시간
fig 4. Pitch Angle vs Flight Time

영향을 미치는 파라미터를 이들 그래프를 보고 알아낼 수 있다는 것이다. 이를 바탕으로 해당 시간에 양항비의 변화 요인이 추력에 기인한 것인지 피치 각에 따른 것인지를 판단할 수 있는 과학적인 근거로 작용될 수 있음을 보여준다.

예를 들어 t=비행시간이 약 2,900sec에서 3,000sec 사이를 살펴보면 양항비는 감소추세를 보인다. 이때 총 추력을 보면 감소추세인 반면 피치 각은 증가

추세이다. 이것은 이 때 양항비의 감소에 기여한 파라미터는 주로 총 추력이라는 것을 알 수 있다. 또한 약 3,800sec에서 4,000sec 사이를 살펴보면 양항비는 증가추세이고, 추력은 감소, 피치 각은 증가하는 경향을 보인다. 이로써 이 경우에는 양항비의 증가는 피치 각에 의한 것임을 알 수 있다.

이는 비행 분석 시 중요한 의미를 가지는 것으로 추력의 증가가 반드시 양항비의 증가를 가져오는 것은 아니며 피치 각을 적절히 조절함으로써 추력을 덜 쓰고도 양항비를 증가시킬 수 있는 경제적인 조종방법이 가능하다는 것을 시사해 준다. 이는 경제적이고 합리적인 운항을 일방적인 운항 기술의 향상이라는 단편적인 표현으로 처리하는 것이 아니라 실제 운항 종료 후 해당 운항에 따른 과학적이고 합리적인 분석을 통하여 체계적인 운항 성능 향상에 기여할 수 있는 장점을 가질 수 있다고 판단된다.

Ⅲ. 결 론

본 논문에서는 QAR 데이터를 이용하여 양항비를 추정하는 새로운 방법을 제안하였다. 제안된 방식에 사용된 양항비 추정 식은 기존에 널리 알려져 있는 비행운동 방정식에서 유도되었으나, 초기 비행기 설계 데이터를 이용하여 계산한 방식이 아닌 실제 운항 후에 기록된 비행 데이터를 이용하여 계산하는 방식을 사용하였다. 유도된 양항비 계산식을 이용하여 양항비를 추정한 결과 여러 가지 의미 있는 결과들이 도출이 되었다. 운항 상황이 종료된 후에 조종사나 관련 분석가가 운항 중에 발생된 양력의 변화를 추력과 피치 각과의 관계에서 파악할 수 있으므로 보다 합리적이고 과학적인 운항 성능 개선 문제를 다룰 수 있을 것으로 판단된다. 이를 바탕으로 다른 여러 종류의 비행 데이터를 활용하여 각종 운항 성능 및 시스템의 상태를 모니터링 한다면 보다 합리적이며, 과학적인 성능 향상 프로그램을 구축할 수 있으며, 사고를 미연에 방지할 수 있는 등 많은 장점을 도출할 수 있을 것으로 판단된다. 본 분석 결과만을 활용함으로써도 비행분석과 조종방법 개선 등에 많은 도움을 얻을 수 있을 것으로 판단된다.

참 고 문 헌

[1] Perkins, C. D., Airplane Performance Stability and Control, John Wiley & Sons, 1949.

[2] Mccormick, Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics, John Wiley & Sons, 1979.

[3] Alex Smith, Rick Cassell, Y. Eric Yang, et al., “Feasibility Demonstration of an Aircraft Performance Risk Assessment Model”, IEEE AIAA 19th Annual Digital Avionics Systems Conference, October 2000

[4] “Aviation Safety : Efforts to Implement Flight Operational Quality Assurance Programs, Report to Congressional Requesters”, United States General Accounting Office, December 1997

[5] Howe, R. M., Six-Degree-of-Freedom Flight Simulation, Applied Dynamics International, 1988.

[6] 이봉준, 항공역학, 항공대 출판부, 1990.

[7] Jet Transport Performance Methods 747, Boeing Flight Operation Engineering, 1989.

[8] 홍용식, 가스터어빈 엔진, 청문각, 1993.

홍 교 영(洪敎榮)

1990년 2월 : 한국항공대학교 항공전자공학과(공학사)

1992년 2월 : 한국항공대학교 항공전자공학과(공학석사)

1999년 8월 :한국항공대학교 항공전자공학과(공학박사)

1993년~2002년 8월: (주)대한항공 한국항공기술연구원 선임연구원

2002년 8월 ~ 현재 : 한서대학교 항공전자시뮬레이션학과 조교수

관심분야 : 항공전자, 항법, 항공기 시스템

신 성 식(申聖植)

1994년 2월 : 한국항공대학교 항공기계공학과 (공학사)

1996년 2월 : 한국항공대학교 항공공학과 (공학석사)

1996년 ~ 현재: (주)대한항공 한국항공기술연구원 선임연구원

관심분야 : 항법, 비행제어, 지 능제어이론