

비행시험을 통한 가로/방향 정적 미계수 추정에 관한 연구

김응태*, 성기정**, 김영철***, 강상진****

A Study on Estimation of Lateral/Directional Static Derivatives from Flight Test

Eung-Tai Kim*, Kie-Jeong Seong**, Yeong-Cheol Kim***, Sang-Jin Kang****

Abstract

This paper presents a method for estimating static aerodynamic derivatives by analyzing data obtained from the flying quality evaluation test of a small canard aircraft. The aerodynamic derivatives extracted from maximum likelihood estimation method and from the proposed method in this paper are compared in the same plot. Reliable static aerodynamic derivatives were extracted from a limited number of the flight tests by the proposed method. The parameter data obtained from this method can be used as reference for the conventional parameter identification methods such as maximum likelihood estimation method.

초 록

본 논문은 소형 커나드 항공기의 정안전성 비행 시험을 통해 얻어진 자료를 분석해 정적 공력 미계수를 추정하는 방법을 제시하였다. 최대공산추정법을 통해 얻어진 공력 미계수와 본 논문에서 제시된 방법을 통해 얻어진 결과를 함께 비교하여 정확성을 검증하였다. 제시된 계수 추정 방법을 통해, 제한된 비행시험 자료만으로도 신뢰할 수 있는 공력 미계수를 추정할 수 있었다. 그 결과, 제시된 방법은 비행시험 데이터 해석에 보편적으로 사용되는 최대공산추정법과 같은 파라미터 식별기법의 결과를 검증, 보완할 수 있는 기준 데이터를 제공할 수 있다.

키워드 : 변수식별(parameter identification), 커나드(canard), 비행시험(flight test), 최대공산추정법(maximum likelihood estimation method), 정적미계수(static aerodynamic derivatives)

* 소형기연구그룹/eungkim@kari.re.kr

*** 소형기연구그룹/yckim@kari.re.kr

** 소형기연구그룹/kjseong@kari.re.kr

**** 소형기연구그룹/xiang@yahoo.co.kr

1. 서론

항공기의 안정/조종 미계수를 추정하기 위해서 다양한 파라미터식별(Parameter Identification) 기법이 이용된다. 이러한 방법은 대상 항공기 모델의 시뮬레이션 결과와 비행시험 결과를 비교하여 그 오차가 최소화되는 공력 미계수를 찾는 일종의 통계적인 방법이다. 이러한 분야에 대한 연구는 많이 진행되어 그 기법도 다양하고 보편화되어 있으므로 체계가 정립되어 있다면 단기간내에 다양한 형상과 비행조건에 대한 공력미계수를 추정할 수 있다.

그러나, 이러한 파라미터식별 방법에도 몇 가지 제약이 존재한다. 기본적으로 파라미터식별 방법은 통계적인 처리에 의존하므로 추출된 결과의 분산이 존재한다. 파라미터식별 방법을 이용하기 위해서는 전체적인 경향을 파악할 수 있을 만큼의 충분한 데이터와 추출 결과가 필요하며 반복 추정 결과에 대한 산술평균을 구하거나 추정결과에 대한 선별작업 등이 요구된다. 또한 추정방안 자체에 대한 충분한 검증을 거쳐야 된다. 따라서 파라미터식별 방법을 이용하여 항공기의 공력계수를 추정하는데 있어 제한된 영역이라도 믿을 수 있는 결과 자료가 있으면 추정방안의 검증이나 추정결과 분석에 큰 도움이 된다.

본 연구는 가로/방향 정적 미계수 추정을 위한 비행시험 방법 및 데이터 처리 기법을 제시한다. 제시된 방법을 한국항공우주연구원 소형기연구그룹에서 설계 및 제작한 반디호의 비행시험에 적용하였다.

정적 미계수 추정 방법이 일반적인 파라미터식별 기법보다 비행시험 자료처리에 많은 시간과 노력이 들지만 이 방법을 통해, 제한된 횟수의 비행시험 데이터만 가지고도 실제 값과 근접한 결과를 얻을 수 있다. 이 결과를 공력 데이터베이스의 보정이나 파라미터 식별을 위한 기준자료로 사용할 수 있고, 더 나아가 이 결과를 반영하여 보다 더 정확한 파라미터 식별을 가능하게 할 수도 있다.

2. 비행시험

2.1 시험대상 항공기

본 연구에서 비행시험에 사용된 커나드 항공기는 한국항공우주연구원 소형기연구그룹에서 설계 및 제작한 4인승 항공기인 반디호로서 반디호 비행모습은 그림 1과 같다. 반디호는 수평안정판이 동체 앞에 장착되어 있는 4인승 커나드 항공기이다. 250마력 엔진과 가변 피치식 프로펠러는 동체 후방에 장착되어 있으며 두 개의 수직미익을 주익 뒤에 붐과 함께 장착하였다. 비행시험 대상 항공기의 성능 및 제원을 표 1에 나타내었다.

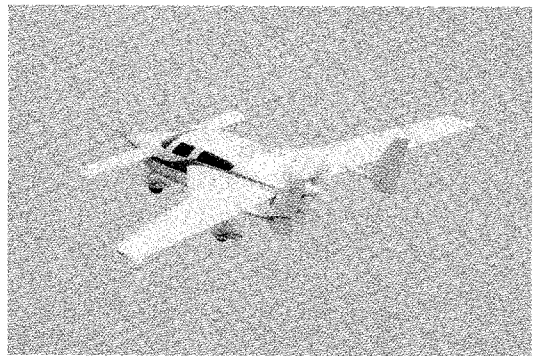


그림 1. 비행 중인 반디호

표 1. 반디호 성능 및 제원

좌석수	4 명	주익시위	34.0 ft
최대이륙중량	2750 lb	커나드 시위	15.8 ft
공허중량	1790 lb	이륙/착륙 활주 거리	1250 /1000 ft
유상하중	960 lb	최대상승률	1200 fpm
전장	22 ft	최대순항속도	190 kts
전고	7.7 ft	항속거리	1000 nm

2.2 비행시험 방법

2.2.1 Steady Heading Sideslip 시험

Steady Heading Sideslip 시험은 Crab 시험으로도 불리는 비행 방법으로서 일정한 옆미끄럼각

을 유지하면서 수평비행을 진행시키는 비행시험 기법이다. Steady Heading Sideslip 비행시험 방법은 다음과 같다.

1. 지정된 고도와 속도로 정상수평비행을 진행한다.
2. 에일러론을 이용하여 경사각을 생성한다.
3. 러더를 이용하여 롤링모멘트를 상쇄시킨다.
4. 일정한 옆미끄럼각을 유지하며 수평비행한다.

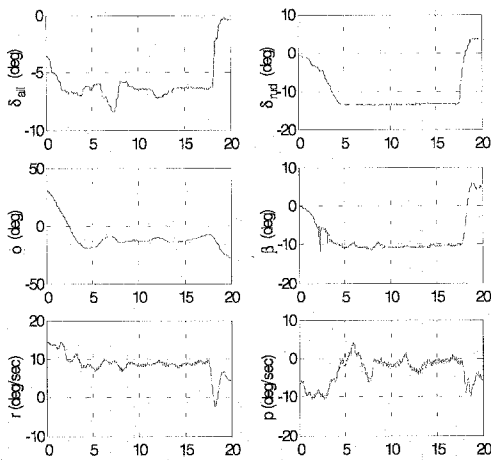


그림 2. Steady Heading Sideslip 시험 (5,000ft, 120 kt)

본 연구에서는 5,000ft의 고도에서 90, 120, 140kts의 속도범위에 대해 Steady Heading Sideslip 시험을 수행하였다. Steady Heading Sideslip 비행 데이터를 나타낸 그림 2로부터 5초에서 18초 사이에서 횡운동 파라미터 값이 거의 일정하게 유지된 것을 볼 수 있다.

2.2.2 롤 회전속도 측정 시험

롤 회전속도 측정시험은 에일러론의 효율을 알아보기 위해 수행하는 비행시험 방법이다. 롤 회전속도 측정시험 방법은 다음과 같다.

1. 지정된 고도와 속도로 정상수평비행을 진행한다.
2. 에일러론을 조작하여 경사각을 60도 정도로 유지한다.
3. 엘리베이터로 수평비행상태를 유지한다.
4. 경사각이 반대방향으로 60도 정도가 될 때

까지 에일러론을 급격히 조작한다.

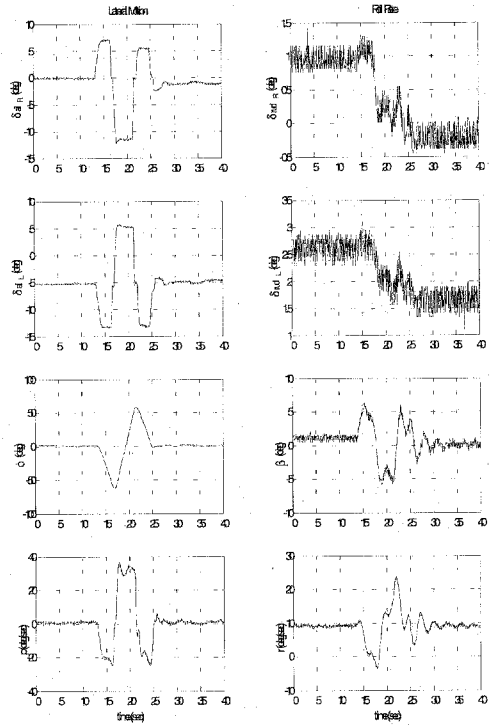


그림 3. 롤 회전속도 측정시험 (5,000ft, 120 kt)

본 연구에서는 5,000ft의 고도에서 90, 110, 130, 150kts의 속도범위에 대해 롤 회전속도 측정 시험을 수행하였다. 롤 회전속도 측정시험 비행 데이터를 그림 3에 나타내었다.

2.2.3 더치롤 시험

더치롤 시험은 항공기의 동적 가로/방향 비행특성을 알아보기 위해 수행하는 비행시험 방법이다. 이 시험의 결과는 정적 미계수의 추정에도 이용될 수 있다. 더치롤 시험 방법은 다음과 같다.

1. 지정된 고도와 속도로 정상수평비행을 진행한다.
2. 러더에 더블릿 입력을 가한다.
3. 3초 후에 항공기의 응답을 고려하여 에일러론에 더블릿 입력을 가한다.

본 연구에서는 5,000ft의 고도에서 90, 120, 140kts의 속도범위에 대해 더치를 시험을 수행하였다. 더치를 비행 데이터를 그림 4에 나타내었다.

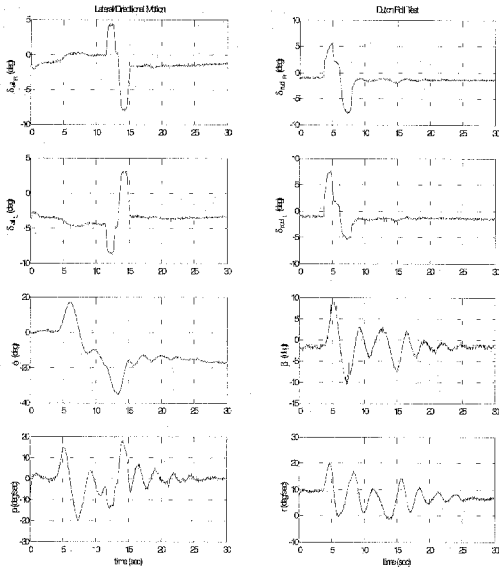


그림 4. 더치를 시험 - 5,000ft, 120 kt

3. 미계수 추정 방법

Steady Heading Sideslip 비행상태에서는 항공기가 다음의 트림방정식을 만족한다.

$$(C_{Y\beta} \cdot \beta + C_{Y\delta_a} \cdot \delta_a + C_{Y\delta_r} \cdot \delta_r) \cdot \bar{q}s + F_{YT} = -mg \sin \phi \cos \theta$$

$$(C_{L\beta} \cdot \beta + C_{L\delta_a} \cdot \delta_a + C_{L\delta_r} \cdot \delta_r) \cdot \bar{q}s b + L_T = 0$$

$$(C_{n\beta} \cdot \beta + C_{n\delta_a} \cdot \delta_a + C_{n\delta_r} \cdot \delta_r) \cdot \bar{q}s b + N_T = 0$$

여기서 F_{YT} , L_T , N_T 는 각각 엔진 추력에 의한 추력, 롤링 모멘트, 요잉 모멘트를 나타낸다.

시험 대상 항공기의 엔진은 동체 후방 중심에 위치하고 있으므로 트림상태에서 가로/방향 운동에 미치는 비대칭성은 무시할 수 있다. 즉,

$$F_{YT} = L_T = N_T = 0$$

이고 윗 식은 아래와 같이 표시된다.

$$\begin{aligned} C_{Y\beta} \cdot \beta + C_{Y\delta_a} \cdot \delta_a + C_{Y\delta_r} \cdot \delta_r &= \frac{-mg \sin \phi \cos \theta}{\bar{q}s} \\ C_{L\beta} \cdot \beta + C_{L\delta_a} \cdot \delta_a + C_{L\delta_r} \cdot \delta_r &= 0 \\ C_{n\beta} \cdot \beta + C_{n\delta_a} \cdot \delta_a + C_{n\delta_r} \cdot \delta_r &= 0 \end{aligned} \quad (3-1)$$

비행시험이 수행되어 항공기 자세, 속도, 옆미끄러짐, 에일러론 및 러더 변위 등이 측정되었다면 식(3.1)은 조종/안정 미계수를 미지수로 갖는 연립방정식이 된다. 그런데, 식의 갯수는 3개인데 미지수의 갯수는 9개이므로 6개의 관계식을 도입하여 문제를 해결한다.

1) 관계식 1 : $C_{Y\delta_a} = 0$

경항공기의 경우 에일러론의 변위가 축력에 미치는 영향은 거의 없으므로 $C_{Y\delta_a} = 0$ 으로 놓는다.

2) 관계식 2 : $C_{n\delta_a} = 0$

$C_{n\delta_a}$ 는 역빗놀이에 많은 영향을 미치는 미계수로서 정적 미계수 추정을 위한 비행시험으로는 그 값의 추정이 어렵다. 또한 $C_{n\delta_a}$ 는 그 값이 아주 작으므로 일부 문헌에서는 $C_{n\delta_a}$ 를 0으로 가정하는 경우도 있다. 본 연구에서는 최대공산추정법의 결과를 이용하였다.

3) 관계식 3 : $C_{n\beta} = \frac{I_{xz}}{\bar{q}s b} \omega_{nd}^2$

이 관계식은 더치를 비행시험 결과를 이용한다. 더치를 비행시험에서 측정된 횡운동 파라미터의 변화 주기로부터 ω_{nd} 이 계산되면 윗 식으로부터 $C_{n\beta}$ 를 구할 수 있다.

4) 관계식 4 : $C_{n\delta_r} = -\frac{l_v}{b} C_{Y\delta_r}$

항공기 전체 추력과 비교하여 볼 때 러더에서 발생하는 추력의 크기는 미미하므로 그 힘의 크기를 비행시험 결과에서 바로 추정하기란 어려운 일이다. 그러나 러더의 요잉모멘트 효과는 전기체의 운동에 큰 영향을 주므로 쉽게 구할 수 있다. 따라서 러더 변위에 의한 추력과 요잉모멘트 사이의 기하학적 관계를 이용한다. 여기에서, l_v

는 항공기의 무게중심으로부터 수직미익의 공력 중심까지의 거리이다.

$$5) \text{ 관계식 5 : } C_{lsr} = \frac{z_v}{b} C_{y_{sr}}$$

이 관계식은 러더 변위에 의한 측력과 롤링모멘트와의 관계를 나타낸다. 여기에서, z_v 는 항공기 X 축으로부터 수직미익의 공력중심까지의 거리이다.

6) 관계식 6 : 1자유도 롤 운동방정식

롤 회전속도 측정시험에서 롤 각속도가 증가하는 동안 옆미끄럼각의 변화는 작으므로 1 자유도 모델로 단순화된 롤 운동방정식에서 롤 감쇄 계수 C_{lp} 와 에일러론 효율 계수 $C_{l_{\delta a}}$ 를 추출한다. 롤 운동에 대한 1 자유도 모멘트 평형식은 다음과 같다.

$$C_{l_{\delta a}} \cdot \delta a + C_{l_{\beta}} \cdot \beta + C_{lp} \cdot \frac{pb}{2V} = \frac{I_{xx} \cdot P}{qSb} \quad (3-2)$$

식(3-2)에서는 3가지의 추정될 계수를 보여주는데 롤 회전속도 측정시험에서 옆미끄럼각의 변화는 아주 작으므로 옆미끄럼각에 의한 항은 무시한다.

$$C_{l_{\delta a}} \delta a + C_{lp} \frac{pb}{2V} = \frac{I_{xx} \cdot P}{qSb} \quad (3-3)$$

이제 남은 두 미지의 미계수 C_{lp} , $C_{l_{\delta a}}$ 를 추정하기 위해서는 두 개의 관계식이 요구되므로 정상상태의 롤 평형식을 다음과 같이 고려한다. 정상상태에서는 롤 각속도가 0이므로 에일러론 효율 계수와 롤 감쇄 계수의 비율을 얻을 수 있다. 식 (3-4)는 정상상태에서의 롤 모멘트 평형식이다.

$$C_{l_{\delta a}} \delta a_{ss} + C_{lp} \frac{p_{ss} b}{2V} = 0 \quad (3-4)$$

식 (3-3)와 식(3-4)를 이용하면 C_{lp} , $C_{l_{\delta a}}$ 를 추정할 수 있다.

4. 계산 결과 및 분석

방향안정미계수 $C_{n\beta}$ 는 더치를 비행시험을 수행한 후에 더치를 비행시험에 측정된 ω_{nd} 를 앞장에서 소개된 관계식 3에 대입하여 얻을 수 있다. 더치를 비행시험 데이터를 이용하여 계산된 결과를 표 2에 나타내었다.

표 2. $C_{n\beta}$ 추정 결과

속도	ω_{nd}	$C_{n\beta}$
90 kts	1.4863	0.0372
120 kts	1.8034	0.0308
140 kts	2.0301	0.0268

롤 회전속도 측정시험을 수행하면 비행시험 데이터를 이용하여 C_{lp} , $C_{l_{\delta a}}$ 를 추정할 수 있다. 추정 방법은 앞 장에서 설명되었다. 추정된 C_{lp} , $C_{l_{\delta a}}$ 를 표 3에 나타내었다.

표 3. C_{lp} , $C_{l_{\delta a}}$ 추정 결과

속도	C_{lp}	$C_{l_{\delta a}}$
90 kts	-0.4731	0.1213
110 kts	-0.4931	-0.0956
130 kts	-0.5493	0.0931
150 kts	-0.5201	0.0911

Steady Heading Sideslip 시험이 성공적으로 수행되었다면 옆미끄럼각, 에일러론 변위, 러더 변위, 경사각, 속도 등의 변수들은 모두 상수이다. 이 값들과 앞 장에서 살펴본 관계식들을 이용하여 나머지 미계수들을 모두 구한다. 그 결과를 표 4에 나타내었다. 표 5에는 정적 미계수 추정 방법을 통해 얻은 결과를 최대공산추정법(MLE)을 통해 식별한 미계수와 비교하였다. 최대공산추정법 결과는 참고문헌 [5]의 결과를 인용하였다.

표 4. 정적 미계수 추정 결과

파라미터	90 kts	120 kts	140 kts
$C_{Y\beta}$	-0.5931	-0.3140	-0.3313
$C_{L\beta}$	-0.0714	-0.0404	-0.0393
$C_{N\beta}$	0.0313	0.0308	0.0374
$C_{Y\delta_a}$	0.0000	0.0000	0.0000
$C_{L\delta_a}$	0.1452	0.1249	0.1102
$C_{N\delta_a}$	-0.0031	-0.0025	-0.0014
$C_{Y\delta_r}$	0.1500	0.1491	0.1451
$C_{L\delta_r}$	0.0087	0.0105	0.0084
$C_{N\delta_r}$	-0.0470	-0.0410	-0.0374

표 5. MLE 결과 비교

파라미터	90 kts		120 kts		140 kts	
	MLE	Steady-state	MLE	Steady-state	MLE	Steady-state
$C_{Y\beta}$	-0.780	-0.593	-0.521	-0.314	-0.424	-0.331
$C_{L\beta}$	-0.1012	-0.0714	-0.0744	-0.0404	-0.0566	-0.0393
$C_{N\beta}$	0.0366	0.0313	0.0351	0.0308	0.0401	0.0374
C_{Y_p}	-0.0013		-0.0021	-	-0.0019	
C_{L_p}	-0.4600	-0.4731	-0.4591	-	-0.4335	-0.5453
C_{N_p}	-0.0506		-0.0522	-	-0.0251	
C_{Y_r}	0.1900		0.2131	-	0.2324	
C_{L_r}	0.1714		0.0972	-	0.0651	
C_{N_r}	-0.0606		-0.0701	-	-0.0652	
$C_{Y\delta_a}$	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
$C_{L\delta_a}$	0.1452	0.1213	0.1249	0.0956	0.1102	0.0931
$C_{N\delta_a}$	-	-0.0031	-0.0025	-0.0025	-0.0014	-0.0014
$C_{Y\delta_r}$	0.1500	0.1280	0.1491	0.1087	0.1451	0.1390
$C_{L\delta_r}$	0.0087	0.0071	0.0105	0.0062	0.0084	0.0080
$C_{N\delta_r}$	-0.0470	-0.0371	-0.0410	-0.0315	-0.0374	-0.0391
ζ_D	0.1210		0.1231	-	0.1194	
ω_{n_D}	2.2500		2.2710	-	2.2310	

정적 미계수 추정 기법을 통해 얻은 $C_{Y\beta}$, $C_{L\beta}$ 는 최대공산추정법 결과의 약 60%의 값을 가진다는 것을 알 수 있다. 반면에, $C_{N\beta}$ 는 최대공산추정법 결과와 오차범위 10% 정도로 그 값이 비슷했다. 나머지 미계수들도 최대공산추정법 결과와 약 30% 정도의 오차를 보였다.

표 6. 결과 비교 (120 kts)

파라미터	Steady-state	최대공산추정법	DATCOM	AAA	Velocity-173
$C_{Y\beta}$	-0.3140	-0.5210	-1.0300	-0.4720	-0.7018
$C_{L\beta}$	-0.0404	-0.0744	-0.0760	-0.0483	-0.1418
$C_{N\beta}$	0.0308	0.0351	0.1830	0.0602	0.0254
C_{Y_p}	-	-0.0021	0.0024	0.0024	-0.0417
C_{L_p}	-	-0.4591	-0.0500	-0.6234	-0.4757
C_{N_p}	-	-0.0522	-0.013	-0.0360	-0.0620
C_{Y_r}	-	0.2131	-	0.2142	0.1792
C_{L_r}	-	0.0972	0.0500	0.1330	0.1936
C_{N_r}	-	-0.0701	-0.1140	-0.0603	-0.0519
$C_{Y\delta_a}$	0.0000	0.0000		0.0000	0.0000
$C_{L\delta_a}$	0.0956	0.1249	-	0.1215	0.0910
$C_{N\delta_a}$	-	-0.0025	-	-0.0046	-0.0100
$C_{Y\delta_r}$	0.1087	0.1491	-	0.2605	0.1007
$C_{L\delta_r}$	0.0062	0.0105	-	0.0115	0.0088
$C_{N\delta_r}$	-0.0315	-0.0410	-	-0.0813	-0.0251
ζ_D	-	0.1231	-	-	0.0979
ω_{n_D}	-	2.2710	-	-	1.8331

표 6에는 AAA, DATCOM 결과 및 Velocity 173의 가로/방향 미계수를 정리하였다.

DATCOM의 결과는 정적미계수 추정방법, 최대공산추정법, AAA 결과와 많은 차이를 보이는 데, 이것은 반디호와 같은 형상의 항공기에 대한 공력 데이터가 DATCOM에 반영되어 있지 않기

때문이다. 반디호의 유시기종인 Velocity-173과 공력미계수를 비교하면 반디호의 가로/방향 안정성이 Velocity-173보다 우수하다는 것을 알 수 있다. 항공기의 방향안정성의 척도로 사용되는 미계수인 $C_{n\beta}$ 는 그 값이 안정성이 향상되는 방향으로 20% 변화하였다.

5. 결 론

본 연구를 통해 항공기의 가로/방향 정적 조종/안정 미계수 추정을 위한 비행시험 방법 및 데이터처리기법을 제시하였다. 한국항공우주연구원에서 설계 및 제작한 반디호의 비행시험에 본 연구에서 제시된 방법을 적용하였다.

정적 비행시험 방법 및 데이터처리기법을 통해 얻은 결과는 그 정확성을 검증하기 위하여 비행시험 데이터 해석에 가장 보편적으로 사용되는 최대공산추정법의 결과와 비교하였다. 일부 공력미계수들은 최대공산추정법의 결과와 차이를 보였지만 대부분 결과가 만족스러웠다.

본 연구를 통해 제시된 정적 미계수 추정 방법은 파라미터 식별기법을 통해 추출한 결과의 분석 및 추출된 공력계수의 선별 기준을 제공하고, 파라미터 식별 기법의 검증에도 유용하게 사용될 수 있다.

참 고 문 헌

1. Jan Roskam, "Airplane Flight Dynamics & Automatic Flight Controls", Part I, DARcorp., 2001.
2. 이광현 외, "비행시험을 통한 공력 미계수 추정", 한국항공우주학회지, 제29권 제 8호, 2001, pp.66~78.
3. 김응태, 성기정, "비행시험을 통한 소형 커나드항공기의 비행 특성 연구", 한국항공우주학회지, 제 30권 제 6호, 2002, pp.31~38.
4. Richard E. Main, Kenneth W. Iliff, "Application of Parameter Estimation to Aircraft Stability and Control-The Output Error Approach", NASA-RP-1168, 1986.
5. 김응태, 성기정, 김영철, "비행시험을 통한 소형 커나드 항공기 파라미터 식별", KARI-SA-TM-2002-007, 2002.
6. M. Hwang, Lateral Stability Improvement of a Canard Airplane using Vertical Tail, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2002.
7. 강상진 외, "소형 커나드 항공기 가로/방향 공력 미계수 추정에 관한 연구", 한국항공우주학회 추계학술발표회, 2002.
8. Taylor, L. W., Jr., and Iliff, K. W., "A Modified Newton-Raphson Method for Determining Stability Derivatives from Flight Data", Computing Methods in Optimization Problems, edited by L. A. Zadeh, L. W. Neudsadt, and A. V. Balakrishnan, Academic, New York, 1969.
9. Mulder, J. A., and Sridhar, J. K., "Identification of Dynamic Systems- Applications to Aircraft, Nonlinear Analysis and Manoeuvre Design", AGARDograph No.300, Vol. 3, Part 2, AGARD Flight Test Technique Series 1994.
10. Main, R. E., and Iliff, K. W., "Estimation of the Accuracy of Dynamic Flight-Determined Coefficients", AIAA Paper 80-0171, 1980.