論文

소형 커나드 항공기의 가로안정성 향상에 관한 연구

황명신*, 김영철*, 은희봉**, 박욱제*, 최원중***, 성기정****

A Study on the Lateral Stability Improvement of a Small Canard Aircraft

Myoung-shin Hwang*, Yeong-cheol Kim*, Hee-bong Eun**, Wook-je Park*,
Won-jong Choi*** and Kie-jeong Seong****

ABSTRACT

This paper presents a method to improve lateral stability of a four-seat canard aircraft, Velocity-173. Longitudinal stability of Velocity-173 is rather good, but lateral stability is relatively poor. A small panel which increases the area of vertical tail is designed and manufactured. In a design process, AAA(Advanced Aircraft Analysis) is used to predict the change in stability. Flight test is performed to validate the effect of a small panel attached under the vertical panel. Maximum likelihood estimation method is used to extract lateral controllability/stability derivatives from flight test data. This work validates the effect of a small panel attached under the vertical tail.

초 록

본 논문에서는 소형 커나드 항공기인 Velocity-173의 가로안정성을 향상시키기 위한 방법에 대하여 연구하였다. Velocity-173의 세로안정성은 매우 우수한 반면, 가로안정성은 상대적으로 나쁘다. 가로안정성을 향상시키기 위해 수직미익의 면적을 증가시키는 작은 패널을 설계 및 제작하였다. 패널 설계 과정에서 AAA를 이용하여 패널 부착으로 인한 가로안정성의 변화를 예측하였다. 패널 부착 효과를 검증하기 위해 비행시험이 수행되었다. 또한, 비행시험 데이터로부터 안정/조종 미계수를 추출하기 위하여 최대공산추정법을 이용하였다. 본 연구를 통해 수직미익 아래에 부착된 패널의 효과를 확인할 수 있었다.

Key Words : Canard Aircraft(커나드 항공기), Lateral Stability(가로안정성), Flight Test(비행시험), Parameter Estimation(파라미터 추정)

1. 서 론

1.1 연구 배경

한국항공대학교는 한국항공우주연구원 소형기

* 2002년 12월 13일 접수 ~ 2003년 6월 4일 심사완료

* 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
연락처, E-mail : mshwang@hau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

** 정회원, 한국항공대학교 항공운항학과

*** 정회원, 한국항공대학교 항공재료공학과

**** 정회원, 한국항공우주연구원 소형기연구그룹

연구그룹으로부터 소형 커나드 항공기 Velocity-173을 기증 받아 2000년 11월 ~ 2001년 3월 까지 1차 비행시험을 수행하였다. 비행시험을 통하여 가로 및 세로 안정/조종 미계수를 추출하였다. 비행시험 데이터를 분석한 결과, Velocity-173은 세로 안정성은 매우 우수하지만, 가로 안정성은 상대적으로 나쁘다는 것을 알 수 있었다.^{1), 2), 3)}

1.2 연구 내용 및 방법

본 연구는 Velocity-173의 가로안정성 향상에 관한 것이다. 항공기가 이미 제작되어 있는 상태

에서 가로 안정성을 향상시키는 대표적인 방법은 Dorsal Fin, 및 Ventral Fin등을 부착하는 것이다. 그러나 엔진이 후방에 위치한 Velocity-173의 경우에는 엔진 앞에 어떤 부착물을 부착하면 프로펠러의 흐름을 방해할 수도 있고, 또한 비행 안전에 위협이 될 수도 있다. 이러한 점을 고려하여, 가로안정성에 많은 영향을 미치는 수직미익의 면적을 변화시키는 패널을 부착하였다.

패널 설계과정에서 AAA⁴⁾를 이용하여 변경된 형상에 대한 가로안정성 해석을 수행하였다. AAA는 DARcorporation에서 개발한 항공기 설계/해석 프로그램이다. AAA를 이용한 해석 결과, 패널을 부착할 경우 가로안정성이 향상됨을 확인할 수 있었다.

해석 결과를 바탕으로 복합재료를 이용하여 패널을 설계/제작하였다. 패널 부착으로 인한 비행 특성의 변화를 관찰하기 위해 장착과 탈착이 용이하도록 패널을 설계하였다.

공력 파라미터를 추정하기 위한 비행시험은 다양한 속도에서 실시하였다. 가로운동에 대하여 조종면에 일련의 조종입력을 가하여 교란된 비행체의 응답을 측정하였다. 비행시험은 가로 운동 비행특성을 표현하는 대표적인 비행 모드인 더치롤, 스파이럴, 롤 모드에 대해 수행하였다. 비행시험을 위한 입력은 NTPS (National Test Pilot School)⁵⁾에서 제시하는 방법을 기준으로 실시하였다.

비행시험을 통해 획득된 데이터는 일련의 처리 과정을 통해 6자유도로 구성된 선형 비행운동 모델로부터 미소교란 이론을 이용하여 유도된 상태-공간 형태의 운동 방정식에 적용되었다. 이를 선형 비행체 시스템의 파라미터 추정에 가장 대중적으로 사용하는 최대공산추정법을 이용하여 파라미터를 추정하였다.

최대공산추정법을 이용하여 추정된 결과는 추정치의 시뮬레이션 결과가 비행시험 경향과 유사한 경우에도 그 추출된 파라미터가 물리적으로 타당하지 않는 값으로 수렴되어 추출될 수 있기 때문에 항상 추정치에 대한 검증이 요구된다. 추정된 파라미터는 비행시험 데이터와 비교하였으며, 공학적 판단, 점산, Cramer-Rao bound 등으로 정확성을 검증하였다.^{6), 7), 8)}

패널이 부착되지 않은 경우와 패널이 부착된 경우에 대하여 최대공산추정법을 이용하여 가로안정/조종 미계수를 추출하였다. 추정한 미계수를 분석한 결과, 패널을 부착할 경우 Velocity-173의 가로안정성이 향상됨을 확인할 수 있었다.

II. 시험대상 항공기

시험대상 항공기는 한국항공우주연구원 소형기 연구그룹이 제작한 4인승 커나드 항공기 Velocity-173이다. Velocity-173은 전형적인 커나드 항공기이다. 항공기의 기하학적인 특성이 보편적인 항공기들과는 많이 다르기 때문에 공기역학적인 특성 또한 많이 다르다.

커나드 항공기의 장점은 커나드가 항상 주익보다 먼저 실속에 들어가기 때문에 실속에 안전한 항공기를 만들 수 있다는 것이다. 공기역학적으로는 커나드의 Downwash 특성 때문에 주익의 양력이 감소하여 이/착륙 시에 충분한 양력을 얻기 힘들다. 이러한 이유로 커나드 항공기는 이/착륙 거리가 길거나 주익의 면적이 크다.

커나드 항공기는 대부분 엔진이 후방에 위치한 푸셔(Pusher) 타입을 채택하는데, 푸셔 타입 항공기의 장점은 항공기 조종면들이 엔진 프로펠러 후류의 영향을 받지 않는다는 것이다. 하지만, 프

그림 1. 비행시험 대상 항공기 삼면도

표 1. 비행시험 대상 항공기 성능 및 제원

총 중량	2400 lb
공허중량	1350 lb
주익 면적	114 ft ²
커나드 면적	17.7 ft ²
주익 스패	31 ft
엔진	IO-360 (200hp)
프로펠러	MT 정속 3 Blade
착륙장치	고정식
최대속도	160 kt
최소속도	62 kt
최대상승률	1000 fpm
이륙활주거리	1250 ft
항속거리	1150 nm

로펠러가 항공기 전방부에 의한 와류의 영향을 받아야 한다는 단점도 있다. 푸셔 타입의 항공기들은 일반적으로 전방 시야가 좋고 엔진 소음이 적은 것이 특징이다. 후방에 위치한 엔진은 항공기의 무게중심을 뒤로 이동시키기 때문에 일반적으로 주익의 후퇴각이 커지게 된다. 이렇게 큰 후퇴각은 상반각 효과를 증가시키며, 수직미익이 주익 끝단에 위치할 수 있도록 한다. 주익 끝(Tip)에 장착된 수직미익은 윙렛 역할도 한다. Velocity-173의 경우, 러더는 좌우가 연동되어있지 않아 한 쪽 러더 페달을 밀면 일반 항공기와는 달리 한 쪽 러더만 움직이도록 설계되어 있다. 그림 1, 표 1에 시험대상 항공기의 삼면도, 제원 및 성능을 나타내었다.

III. 가로안정성 향상 방법

Velocity-173의 가로안정성의 증가 경향을 확인하기 위하여 0.5ft와 1.0ft의 두 가지 종류의 패널을 제작하였다. 길이가 긴 1.0ft 길이의 패널이 부착될 경우 지면과의 간격이 1.8ft이므로 이/착륙시에 문제가 없을 것으로 판단하였으며 실제 이착륙에서도 문제가 없었다. 본 연구에서는 패널 설계 과정에서 AAA를 이용하였다. AAA는 DATCOM⁹⁾과 같은 해석적인 방법에서 지원하지 않는 Velocity-173의 형상까지도 지원하므로 패널 설계과정에서 AAA를 이용하여 패널부착으로 인한 가로안정성의 변화를 예측하였다. AAA해석은 다음과 같은 세 가지 조건에 대해 수행되었다.

- i) 형상 I : w/o panel
- ii) 형상 II : with 0.5 ft panel
- iii) 형상 III : with 1.0 ft panel

표 2는 비행시험과 동일한 조건(4,000 ft, 90 kt)에서 AAA 해석 결과를 나타낸 것이다. 결과를 살펴

보면, 가로방향 힘 관련 미계수와 빗놀이(yawing) 관련 미계수들의 값들에 많은 변화가 있는 반면, 옆놀이(rolling) 관련 미계수들은 변화가 크지 않음을 알 수 있다. 이러한 결과는 비행시험 데이터를 이용한 파라미터 추정과정에서 파라미터 추정의 정확도를 판단하는 기준으로 이용될 수 있다.

이러한 결과를 이용하여 0.5ft, 1.0ft 길이의 패널을 제작하였다. 패널부착으로 인한 효과를 확인하기 위하여 패널은 장/탈착이 용이하도록 설계되었다. 그림 2는 수직미익 아래 부착된 패널을 나타낸 것으로 형상 II가 0.5ft 형상 III이 1.0ft 패널을 부착한 것이다. 형상 III이 형상 II보다 방향키 아래 부분이 긴 것을 나타내고 있다.

표 2. AAA 해석 결과

	형상 I	형상 II	형상 III
$C_{Y\beta}$	-0.5671	-0.6307	-0.6943
$C_{L\beta}$	-0.1401	-0.1383	-0.1364
$C_{N\beta}$	0.0583	0.0708	0.0832
C_{Yp}	-0.0420	-0.0403	-0.0385
C_{Lp}	-0.4695	-0.4690	-0.4684
C_{Np}	-0.0810	-0.0814	-0.0817
C_{Yr}	0.1790	0.2039	0.2287
C_{Lr}	0.2293	0.2284	0.2275
C_{Nr}	-0.0539	-0.0587	-0.0635
$C_{Y\delta a}$	0.0000	0.0000	0.0000
$C_{L\delta a}$	0.2671	0.2671	0.2671
$C_{N\delta a}$	-0.0041	-0.0038	-0.0039
$C_{Y\delta r}$	0.2277	0.2285	0.2293
$C_{L\delta r}$	0.0083	0.0082	0.0080
$C_{N\delta r}$	-0.0553	-0.0554	-0.0554
ζ_d	0.24	0.25	0.26
ω_{nd}	2.401	2.6512	2.913

형상 I

형상 II

형상 III

그림 2. 패널 형상 비교

IV. 비행 시험

Velocity-173의 공력자료를 생성하기 위하여 세 가지 형상에 대하여 약 30시간의 비행시험을 수행하였다. 비행시험으로부터 공력 파라미터를 추정하기 위해서는 통상적으로 적절한 조종입력을 가하여 항공기에 교란을 발생시키는데 조종입력의 형태와 크기에 따라 파라미터 추정치의 정확도와 신뢰성이 달라진다. 본 연구에서는 다양한 조종입력 중에서 NTPS(National Test Pilot School)⁵⁾에서 권고하는 방법을 적용하여 비행시험을 수행하였다. 비행시험은 4,000 ft의 고도에서 80, 90, 100 kts의 속도에 대해 수행되었으며, 통계적인 특성을 확보하기 위하여 같은 비행조건에서 10회 이상 시험을 반복하였다. 모든 센서들은 비행시험 전에 보정되었다. 그림 3은 가로방향(더치롤) 시험의 비행 데이터를 나타낸 것이다.

그림 3. 가로방향(더치롤) 시험,
4,000 ft, 90 kts

V. 파라미터 추정

5.1 최대공산추정법

비행시험 데이터를 이용하여 파라미터를 추정하는 방법으로는 최대공산추정법(Maximum Likelihood Estimation Method, MLE)^{6), 8)}을 이용하였다. 최대공산추정법은 현재까지 개발된 파라미터 추정 기법 중에 가장 우수한 방법이라고 알려져 있다. 이 기법은 1960년대에 NASA Dryden에서 제시한 방법으로서 많은 파라미터 추정 경험을 통해 그 효용성이 입증되었다. 이 기법은 측정된 응답과 계산된 응답과의 차이로 표현되는 가격함수를 최소화 한다. 최대공산추정법에서 최대화 되어야 하는 조건확률밀도 함수는 다음과 같이 주어진다.

$$P(z) = P(z/\xi)P(\xi)$$

$$= \frac{1}{2\pi^{(\frac{n_z n_\xi + n_z}{2})}} \left(\frac{1}{W_1}\right)^{\frac{n_z}{2}} \left(\frac{1}{W_2}\right)^{\frac{1}{2}} e^{-\frac{1}{2} J(\xi)} \quad (1)$$

여기에서, $P(z/\xi)$, $P(\xi)$ 는 다음과 같다.

$$P(z/\xi) = \frac{1}{2\pi^{(n_z n_\xi)} |W_1^{-1}|^{\frac{n_z}{2}}} e^{-J(\xi)} \quad (2)$$

$$P(\xi) = \frac{1}{2\pi^{(n_\xi/2)} |W_2^{-1}|^{\frac{1}{2}}} e^{-\frac{1}{2} [(\xi - \xi_0)^T W_2 (\xi - \xi_0)]} \quad (3)$$

그러면, 문제는 다음의 가격함수 $J(\xi)$ 를 최소화 하는 것으로 그 형태를 바꾸게 된다.

$$J(\xi) = \frac{1}{2n_z n_\xi} \sum_{k=1}^{n_z} [(z(t_k) - y(t_k))^T W_1 [z(t_k) - y(t_k)]] \quad (4)$$

$P(z/\xi)$ 는 미지의 변수를 포함하고 있는 벡터 ξ 에 대해 응답 z 가 나타날 수 있는 확률밀도함수이다. $P(\xi)$ 는 미지의 파라미터 벡터가 선험치(a priori value, ξ_0)와 같아지는 확률이다. $P(z/\xi)$ 와 $P(\xi)$ 는 서로 독립이며 영의 평균을 갖는 가우시안 분포를 따른다고 가정한다.

본 연구에서는 가격함수를 최소화하기 위한 방법으로 가격함수의 1차, 2차 구배벡터를 이용하는 뉴턴-랩슨(Newton-Raphson)알고리즘을 이용하였다. Taylor Series를 이용하여 가격함수를 전개하면 다음과 같다.

$$J(\xi) = J(\xi_0) + \nabla J(\xi_0) \cdot (\Delta \xi) + \frac{1}{2} (\Delta \xi^T) \nabla^2 J(\xi_0) \cdot (\Delta \xi) \quad (5)$$

뉴턴-랩슨 방법은 추정되어야 할 공력 파라미터를 포함하고 있는 벡터에 대한 구배벡터, 헤시안 벡터를 이용하여 최소화를 진행한다. ξ 에 대한 구배를 0으로 놓으면 가격함수는 다음의 관계식을 이용하여 최소화 된다.

$$\nabla_\xi J(\xi) = \bar{0} = \nabla_\xi J(\xi_0) + \nabla_\xi (\nabla J(\xi_0) \cdot (\Delta \xi)) + \frac{1}{2} \nabla_\xi ((\Delta \xi^T) \nabla^2 J(\xi_0) \cdot (\Delta \xi)) \quad (6)$$

$$\nabla^2_\xi J(\xi_0) = \frac{1}{n_z n_\xi} \sum_{k=1}^{n_z} [[\nabla_\xi y(t_k)]^T W_1 \nabla_\xi y(t_k)] \quad (7)$$

$$\xi_{l+1} = \xi_l - [(\nabla^2_\xi J(\xi_l))]^{-1} \nabla_\xi J(\xi_l) \quad (8)$$

식 (8)의 과정은 수렴 조건이 만족될 때까지 반복을 계속하게 된다.

MLE를 이용한 기본 형식은 아래 식과 같다.

$$\begin{bmatrix} \Delta\beta \\ \Delta\delta_r \\ \Delta\delta_a \\ \Delta\phi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_\beta & Y_p & Y_r & g \cos \theta_0 \\ u_0 & u_0 & u_0 & u_0 \\ L_\beta & L_p & L_r & 0 \\ N_\beta & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\beta \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta\phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & Y_{\delta_r} \\ L_{\delta_r} & L_{\delta_a} \\ N_{\delta_r} & N_{\delta_a} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\delta_r \\ \Delta\delta_a \end{bmatrix} \quad (9)$$

5.2 추정 결과

파라미터 추정 전에 난류의 영향, 장비조작의 미숙 등으로 추정되는 원인에 의하여 비행시험 결과가 타당치 못한 것은 파라미터 추정작업에서 제외시켰다. 최대공산추정법을 이용하여 얻은 결과를 표 4에 AAA 결과와 함께 정리하였다. 표 4에 정리된 값들은 파라미터 추정 후에 선형 시뮬레이션, Cramer-Rao bound, 공학적 판단 및 점산 등의 판단기준에 적절한 결과만 추출하여 평균을 취한 것이다. 패널이 부착되어 그 크기가 커질 수록 가로운동 파라미터들이 안정성이 증가되는 방향으로 그 값이 변화됨을 확인할 수 있다. 또한, 빗놀이(yawing) 관련 미계수들은 그 값의 변화가 있지만, 옆놀이(rolling) 관련 미계수들은 그 값의 변화가 거의 없음을 확인할 수 있었다. 특히 C_{Y_β} , C_{N_β} , C_{N_r} 계수는 패널이 커짐에 따라 값이 증가하여 방향 안정성을 증가시키는 것을 보여주었으며, 스파이럴 모드에 영향을 주는 C_{L_β} , C_{N_β} , C_{L_r} , C_{N_r} 계수는 패널 크기가 증

가하면서 값이 증가하여 안정성이 감소하는 것으로 나타났다. 그러나 경향공기 급의 안정성 범위를 크게 벗어나지 않았으며, 실제 비행에서도 더치를 안정성 증가에 비해 스파이럴 불안정을 보이지 않았다. 롤 성능에 있어서도 추정결과가 패널 크기 증가에 따라 증가하였지만 비행중 불안정한 상태를 나타내지는 않았다. 표 4의 미계수의 변화는 러더와 에일러론에 관련된 값들이 비

표 3. Cramer-Rao bound

	형상 I	형상 II	형상 III
C_{Y_β}	0.0093	0.0092	0.0096
C_{L_β}	0.0055	0.0062	0.0075
C_{N_β}	0.0020	0.0019	0.0037
C_{Y_p}	0.0100	0.0100	0.0100
C_{L_p}	0.0066	0.0062	0.0082
C_{N_p}	0.0067	0.0061	0.0092
C_{Y_r}	0.0100	0.0100	0.0100
C_{L_r}	0.0069	0.0068	0.0096
C_{N_r}	0.0069	0.0066	0.0090
$C_{L_{\delta a}}$	0.0031	0.0031	0.0068
$C_{N_{\delta a}}$	0.0091	0.0092	0.0099
$C_{Y_{\delta r}}$	0.0100	0.0099	0.0099
$C_{L_{\delta r}}$	0.0099	0.0099	0.0100
$C_{N_{\delta r}}$	0.0036	0.0032	0.0038

표 4. 최대공산추정법(MLE)의 결과

	형상 I		형상 II		형상 III	
	AAA	MLE	AAA	MLE	AAA	MLE
C_{Y_β}	-0.5671	-0.7018	-0.6307	-0.8504	-0.6943	-0.9930
C_{L_β}	-0.1401	-0.1418	-0.1383	-0.1341	-0.1364	-0.1371
C_{N_β}	0.0583	0.0254	0.0708	0.0430	0.0832	0.0534
C_{Y_p}	-0.0420	-0.0417	-0.0403	-0.0410	-0.0385	-0.0405
C_{L_p}	-0.4695	-0.4757	-0.4690	-0.4710	-0.4684	-0.4810
C_{N_p}	-0.0810	-0.0620	-0.0814	-0.0624	-0.0817	-0.0681
C_{Y_r}	0.1790	0.1792	0.2039	0.1884	0.2287	0.1976
C_{L_r}	0.2293	0.1936	0.2284	0.1913	0.2275	0.2061
C_{N_r}	-0.0539	-0.0519	-0.0587	-0.0801	-0.0635	-0.0901
$C_{Y_{\delta a}}$	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
$C_{L_{\delta a}}$	0.2671	0.0910	0.2671	0.0940	0.2671	0.0893
$C_{N_{\delta a}}$	-0.0041	-0.0100	-0.0038	-0.0081	-0.0039	-0.0084
$C_{Y_{\delta r}}$	0.2277	0.1007	0.2285	0.3015	0.2293	0.5091
$C_{L_{\delta r}}$	0.0083	0.0088	0.0082	0.0091	0.0080	0.0098
$C_{N_{\delta r}}$	-0.0553	-0.0251	-0.0554	-0.0278	-0.0554	-0.0293
ζ_d	0.24	0.0979	0.25	0.1181	0.26	0.1312
ω_{nd}	2.401	1.8331	2.6512	2.1712	2.913	2.3041

그림 4. 선형 시뮬레이션 결과
형상 I, 4,000ft, 90 kts

그림 6. 선형 시뮬레이션 결과
형상 III, 4,000ft, 90 kts

그림 5. 선형 시뮬레이션 결과
형상 II, 4,000ft, 90 kts

행시험 결과에 비해 AAA가 큰 차이를 보이지만 이것은 AAA가 커너드 비행기에 대한 것을 완벽하게 처리하지 못한 결과로 추정된다. 그림 4~6은 최대공산추정법을 이용하여 추정된 파라미터들을 이용하여 선형 시뮬레이션한 결과와 비행시험 데이터를 함께 나타내었다. 입력 방법은 먼저 러더를 차고 약 5초후 에일러론을 입력하는 방법을 택한 것이다. 시뮬레이션 결과가 비행시험 데이터와 상당히 유사하다는 것을 알 수 있다.

Cramer-Rao bound는 파라미터 추정치의 정확성에 대한 정량적인 판단기준이다. Cramer-Rao

bound의 계산치를 물리적으로 판단하기는 쉽지 않지만 통계학적으로는 분산이나 표준편차의 개념이 강하다. 표 3에 비행시험데이터로부터 추정된 가로운동에 대한 안정 및 조종 미계수의 Cramer-Rao bound를 계산하여 정리하였다. 그 값을 살펴보면 모든 파라미터들의 Cramer-Rao bound가 충분히 작다는 것을 알 수 있다.

VI. 결 론

본 연구를 통해 소형 커너드 항공기의 가로안정성을 향상시키는 방법을 실현하였다. 가로안정성을 향상시키기 위하여 수직미익 아래 부착 가능한 패널을 설계 및 제작하였으며 패널 부착 효과를 확인하기 위하여 약 30시간의 비행시험이 수행되었다. 비행시험 데이터로부터 공력 미계수를 추정하기 위하여 최대공산추정법을 이용하였다. 파라미터 추정 결과, 수직미익 아래 부착되는 패널의 크기가 커질수록 항공기의 가로안정성이 향상되는 것을 확인할 수 있었으나 너무 패널이 커질 경우 과도한 가로안정성을 갖게됨을 알 수 있었다. 초기에 가로 안정성을 증가시키기 위해 패널 크기를 1.0ft로 제작하여 비행시험을 수행하였으며, 결과 분석 후 과도한 가로 안정성을 보임으로써 패널 크기를 0.5ft로 바꾸어 다시 시험비행을 수행하였다. 시험 결과 가로 안정성에 영향을 주는 주용 미계수들이 패널이 없는 경우와 0.5ft, 1.0ft로 크기를 바꿈에 따라 선형적으로 변화하는 것을 확인할 수 있었다.

본 연구 결과는 새로운 형태의 커나드 항공기 개발에 적용되어 보다 안전하고 성능이 우수한 커나드 항공기 개발을 위하여 사용될 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원의 위탁연구과제인 “소형항공기 비행시험 및 부품 국산화 개발 사업에 관한 연구”의 일부로 수행된 것으로 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- 1) 김웅태, 성기정, “비행시험을 통한 소형 커나드항공기의 비행 특성 연구”, 한국항공우주학회지, 제 30권 제 6호, pp31~38.
- 2) 황명신, 김영철, 박욱제, 은희봉, 정동원, 이종원, 김웅태, “비행시험을 통한 선미익 항공기의 조종/안정 미계수 추정”, 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, 2001. 4., pp367-370.
- 3) 노성우, 황명신 외, “확장칼만필터를 이용한 선미익 항공기의 가로운동 파라미터 추정”, 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, 2001. 4., pp363-366.
- 4) "Advanced Aircraft analysis User's Manual Version 2.2", DARcorporation, 1999
- 5) "Introduction to Performance and Flying Qualities Flight Testing", National Test Pilot School, 2000
- 6) Iliff, K.W., Maine, R.E., "Practical Aspects of Using Maximum Likelihood Estimation Method to Extract Stability and Control Derivatives from Flight Data", NASA TN D-8209, 1976
- 7) Iliff, K.W., Taylor, L.W., "Determination of Stability Derivatives From Flight Data Using a Newton-Raphson Minimization Technique", 1972
- 8) 황명신, 이정훈, “비행시험 데이터로부터 추정된 가로 및 방향 안정미계수의 정확성 연구”, 한국항공우주학회지 제27권 8호, pp9-16.
- 9) D.E. Hoak, "USAF Stability and Control DATCOM", McDonnell Douglas Corporation, 1978
- 10) Daniel P. Raymer, "Aircraft Design : A Conceptual Approach", AIAA, 2000. "Advanced
- 11) Jan Roskam, "Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls", DARcorporation, 1995.