

경비행기의 비행특성 분석 및
준경험적 분석 방법 비교이정훈^{1,†}¹한국항공우주연구원A Comparison Study on the Semi-empirical Analysis Approach
for the Flight Characteristics of a Light AirplaneJung-hoon Lee^{1,†}¹Korea Aerospace Research Institute

Abstract

In this study, for development of the MDO (Multi Disciplinary Optimization) framework, the flight dynamic characteristic parameters of the ChangGong-91, a light aircraft, were extracted by an analytical method based on various semi-empirical methods, and the flight test method was compared and evaluated. The semi-empirical analysis methods for comparative subjects were the Perkins method, McCormick method, and Smetana method. The major stability/control derivatives and dynamic factors were calculated, using each method. As the comparison criteria, the flight test derivative estimates and dynamic factors were processed, using the output error method. Additionally, the flight characteristics of the light aircraft were analyzed and evaluated according to the provisions of the Korean Airworthiness Standard (KAS) of the Ministry of Land, Infrastructure and Transport, and MIL-F-8785C for the U.S. military.

초 록

본 연구에서는 MDO 프레임워크 개발을 위하여 다양한 준경험적 방법에 근거한 해석적 방법으로 경비행기인 창공-91의 비행운동 특성 파라미터를 추출하고 비행시험 방법을 기준으로 비교하여 평가하였다. 비교 대상의 준경험적 분석 방법은 Perkins 방법, McCormick 방법, 그리고 Smetana 방법이며, 각각의 방법을 통하여 주요 안정성/조종성 미계수와 동안정 계수를 산출하였다. 이에 대한 비교 기준은 비행시험을 수행하여 취득한 데이터로부터 출력오차방법을 활용하여 비행운동 미계수와 동안정 계수를 추출하였다. 아울러 경비행기의 비행특성을 우리나라 국토교통부의 항공기기술기준(KAS, Korean Airworthiness Standard)의 항목과 미 군용의 MIL-F-8785C의 기준으로 분석하여 평가하였다.

Key Words : Light Airplane(경비행기), Stability and Control Derivatives(안정 및 조종 미계수), Flight Characteristics(비행특성), Semi-empirical Analysis(준경험적 분석), Flight Test(비행시험)

1. 서 론

항공기의 안정성과 조종성 요구사항에 부합하는 항공기를 설계하기 위해서는 항공기 개발단계 초기부터

관련된 계수 및 미계수를 이론적인 방법과 풍동시험 등을 통해서 예측하는 것이 필요하다. 이에 대한 정확한 값을 구할 수 있다면, 여러 가지 방법을 통하여 다양한 환경에서 항공기의 응답특성을 포함한 항공기 거동을 예측할 수 있다. 그러나 안정/조종 미계수, 특히 동적 미계수를 정확하게 예측하는 것은 용이하지 않으므로 예측을 실제에 비교하기 위하여 비행시험을 통하여 이를 기준으로 적용하기도 한다[1].

본 연구의 대상 항공기인 창공-91의 비행시험 데이터

로부터 MMLE(Modified Maximum Likelihood Estimation) 방법과 확장칼만필터 기법을 적용하여 파라미터 추정 결과를 비교한 연구가 수행되었으며[2], 비행시험을 통하여 창공-91의 파라미터를 추정하고 추정 결과를 활용하여 비행훈련용 시뮬레이터를 구성한 연구가 진행된 바 있다[3]. 또한 창공-91에 대한 형식증명 획득을 위하여 상승성능 비행시험을 수행하여 취득한 데이터를 처리한 절차와 결과에 대한 연구[4], 비행시험의 첫 단계라고 할 수 있는 속도계 및 고도계 보정에 대한 연구[5], 그리고 소형항공기 기술기준의 조항 중 하나인 피치 조종력에 대한 연구[6]도 진행된 바 있다.

MDO 프레임워크 개발을 위하여 경비행기의 비행특성을 분석하기 위한 결과를 산출하는 다양한 방법에 대한 평가가 필요하다. 이에 따라 본 연구에서는 Perkins와 Hage의 방법[7], McCormick이 제시한 방법[8], 그리고 Smetana에 의한 방법[9] 등, 다양한 데이터베이스에 근거한 준경험적 방법으로 경비행기인 창공-91의 주요 안정성/조종성 미계수와 동안정 계수를 추출하였다. 이와 같은 준경험적 방법으로 추출된 비행운동 파라미터는 비행시험 방법을 기준으로 그 결과를 평가하여 비교되었다. 비교 대상 기준은 대상 항공기가 민간 항공기이므로 우리나라의 항공기기술기준(KAS, Korean Airworthiness Standard) Part 23인 ‘감항분류가 보통(N)인 비행기에 대한 기술기준’에서 비행특성 조항 중 정량적인 항목과 군용 항공기 기준으로 비행특성 관련된 MIL-F-8785C를 적용하여 비교 평가하였다.

2. 대상 항공기

안정/조종 미계수를 비교하기 위한 대상 비행기는 대한항공이 주관연구기관으로, 한국항공우주연구원 협동연구기관으로 참여하여 개발한 창공-91이다[10].



Fig. 1 Snapshot of ChangGong-91 Flight Test

한국 고유모델의 비행기로서 단발의 왕복엔진을 장착한 보통(Normal)등급의 5인승 경비행기다[Fig. 1]. 창공-91은 국내 최초로 국토교통부로부터 형식증명을 취득하였고 영국에서 발간되는 Jane's All the World's Aircraft[11]에 등재되었으며 그 제원은 Table 1에 나타내었다.

Table 1 Specification of ChangGong-91

Items		Design Value	
Length		25.1 ft	7.7 m
Width		33.5 ft	10.2 m
Height		8.8 ft	2.7 m
Empty Weight		1,826 Lbs	830 kg
Max. T/O Weight		2,700 Lbs	1,227 kg
Engine Power		200 HP	
Wing	Area	160 ft ²	14.9 m ²
	MAC	58.2 in	1.48 m
	Airfoil	NACA 63 ₂ -415	
	Aspect Ratio	7	
	Taper Ratio	0.7	
	Swept Angle	0°	
	Dihedral Angle	6°	
Twist Angle	3°		
Horizontal Tail	Area	28.4 ft ²	2.64 m ²
	MAC	58.2 in	1.48 m
	Airfoil	NACA 0012	
	Aspect Ratio	5.1	
	Taper Ratio	0.872	
Deflect. Angle	up 16° / down 4°		
Vertical Tail	Area	14.3 ft ²	1.11 m ²
	MAC	39.5 in	1.00 m
	Airfoil	NACA 0012	
	Aspect Ratio	1.38	
	Taper Ratio	0.58	
Deflect. Angle	L/R 25°		

3. 관련 규정

3.1 민간 규정

미국의 연방항공국(FAA, Federal Aviation Administration)의 규정인 14 CFR(Code of Federal Regulation) Part 23과 유사한 성격으로 우리나라의 항공기 기술기준(KAS, Korean Airworthiness Standard) Part 23인 ‘감항분류가 보통(N)인 비행기에 대한 기술기준’이 있다. 현재 이에 대한 안정성 관련 규정은 다음과 같다[12].

23.2145 안정성(Stability)

(a) 꼭예용으로 인증 받지 않은 비행기는 다음 각 호의 요건을 만족하여야 한다.

(1) 정상 운항 시 정적 세로, 가로 및 방향 안정성이 있어야 한다.

(2) 정상 운항 시 동적 단주기 및 가로방향진동(더치롤) 안정성이 있어야 한다.

이 중에서 동안정성 관련 규정 23.2145 안정성 (a)(2)는 세로축에 대해서는 단주기 운동에 대하여, 가로-방향축에 대해서는 더치롤 운동에 대하여 동운동이 수렴하여 안정성이 있어야 한다는 것을 의미한다. 아울러 (b)는 세로축의 장주기 운동이 발산하더라도 운동이 급작스럽지 않아서 조종사가 대응하기에 충분한 시간적 여유가 있는 운동 특성을 보여야 한다는 것을 암시한다. 이와 같은 조항은 비행기의 정량적인 평가기준으로 충분하지 않으므로 이를 보충하기 위한 다른 기준을 적용할 필요가 있다.

본 연구를 수행하던 시기의 KAS Part 23의 23.181에는 보다 구체적으로 명시하고 있다. 이와 관련하여 구 규정을 만족하면 현재의 규정을 만족한다고 평가되고 있는데 이에 대한 조항은 다음과 같다.

(a) 복합적인 횡방향 진동을 제외하고, 실속과 비행기의 형태에 적합한 최대허용속도 사이에서 발생하는 모든 단주기진동은 주조종장치가 다음과 같은 상태에 있을 경우 급격히 감쇠되어야 한다.

(1) 자유로운 상태

(2) 고정된 상태

(b) 실속과 비행기의 형태에 적합한 최대허용속도 사이에서 발생하는 모든 복합된 가로방향진동(더치롤)은 주조종장치가 다음과 같은 상태에 있을 경우 7주기가 지난후에 1/10의 진폭으로 감쇠되어야 한다.

(1) 자유로운 상태

(2) 고정된 상태

이 당시의 KAS Part 23에서는 동안정성에 대한 주된 내용은 단주기 진동에 대하여 급격한 감쇠, 더치롤에 대해서는 7주기 지난 후 1/10의 진폭으로 감쇠될 것을 요구하고 있는데, 결국 정량적으로 판단하는 기준은 더치롤에 대한 것뿐이다.

3.2 군용 기준

보다 더 정량적인 기준을 적용하기 위하여 유인항공

기의 비행특성(Flying Qualities of Piloted Airplane)에 대한 군용 기준의 하나인 MIL-F-8785C를 기준으로 하여 동운동 특성을 평가하기로 한다.

MIL-F-8785C에서는 비행특성의 수준(levels of flying quality)을 수준 1, 2, 3으로 구분하고 있으며, 유형(category)은 비행단계에 따라 A, B, C로 구분된다. 아울러 등급(class)은 I, II, III, IV등급으로 구분되는데 이에 대한 사항은 참고문헌 [13]에 잘 나타나 있다. 창공-91은 경비행기이므로 I 등급에 속하며, 비행단계 유형은 A, B, C 중에서 적절한 비행유형을 선택하여 평가하기로 한다.

세로 안정성에 있어서 퓨고이드 안정성에 대해서는 수준(level)에 따라 Table 2와 같은 기준을 제시하고 있다.

Table 2 Phugoid Stability Requirement

Level	Oscillation Requirements
1	$\zeta_P > 0.04$
2	$\zeta_P > 0.0$
3	$T_{P_2} > 55 \text{ sec}$

수준이 높을수록(숫자가 낮을수록) 높은 감쇠비를 요구하는데, 감쇠비가 0.04를 초과하면 수준 1이고 0을 초과하면 수준 2로 분류된다. 만일 퓨고이드 안정성에서 감쇠가 되지 않는다면 진폭이 2배로 발산될 때 55초를 초과하면 수준 3이 된다.

단주기에 대해서도 수준에 따라 Table 3과 같은 기준을 제시하고 있는데, 역시 감쇠비에 따라 수준이 결정된다.

Table 3 Short Period Damping Ratio Limits

Level	Category A & C Flight Phases	Category B Flight Phases
1	$0.35 > \zeta_S > 1.30$	$0.30 > \zeta_S > 2.00$
2	$0.25 > \zeta_S > 2.00$	$0.20 > \zeta_S > 2.00$
3	$0.15^* > \zeta_S$	$0.15^* > \zeta_S$

*May be reduced at altitudes above 20,000 feet if approved by the procuring activity.

가로-방향운동에 대해서 스파이럴 안정성은 대부분의 항공기가 발산하게 되는데, Table 4와 같이 진폭이 2배로 될 때까지 최소시간으로 수준에 대한 기준을 정하게 된다.

Table 4 Spiral Stability - Minimum Time to Double Amplitude

Flight Phase Category	Level (sec)		
	1	2	3
A&C	12	8	4
B	20	8	4

또한 롤모드에 대하여 비행단계유형, 등급에 따라 Table 5와 같은 수준이 결정된다.

Table 5 Maximum Roll Mode Time Constant

Flight Phase Category	Class	Level (sec)		
		1	2	3
A	I, IV	1.0	1.4	10
	II, III	1.4	3.0	
B	All	1.4	3.0	10
C	I, II -C, IV II -L, III	1.0 1.4	1.4 3.0	

창공-91은 경비행기인 I 등급에 속하므로 롤모드에 대해서는 시간상수(Time constant)를 기준으로 수준을 평가할 수 있다.

더치를 진동 및 감쇠에 대한 기준은 Table 6과 같이 비행유형, 등급에 따라 감쇠비, 진동수, 감쇠비와 진동수의 곱을 기준으로 평가한다.

Table 6 Minimum Dutch-roll Frequency and Damping

Level	Flight Phase Category	Class	Min ζ_d^*	Min ω_d (rad/sec)	Min $\omega_d \times \zeta_d$ (rad/sec)
1	A(CO & GA)	IV	0.4	1.0	-
	A	I, IV II, III	0.19 0.19	1.0 0.4	0.35 0.35
	B	All	0.08	0.4	0.15
	C	I, II -C, IV II -L, III	0.08 0.08	1.0 0.4	0.15 0.10
2	All	All	0.02	0.4	0.05
3	All	All	0	0.4	0

* The governing damping requirement is that yielding the larger value of ζ_d except that a ζ_d of 0.7 is the maximum required for Claes III.

4. 안정 및 조종 미계수 산출 방법

4.1 준경험식에 의한 해석적 방법

준경험식에 의한 해석적 방법은 각종 데이터베이스에 근거하여 물리적인 요소를 토대로 미계수를 추출하는 방법이다. 이를 바탕으로 안정/조종미계수를 산출하는 방법은 다양하지만 본 연구에서는 세 가지 방법을 활용하였다.

Perkins와 Hage가 제시한 방법은 가장 고전적인 방법이지만 대부분의 데이터베이스에 근거한 준경험식에 의한 해석적 방법의 토대가 되었다. McCormick은 Perkins와 Hage가 제시한 방법보다 조금 더 많은 데이터베이스에 근거한 방법을 제안하였다. Smetana에 의한 방법도 상기의 두 방법과 유사하지만, 보다 더 새로운 데이터베이스를 활용하였다. 세 가지 방법 모두 안정/조종 미계수가 동체, 주날개, 꼬리날개 등의 각각의 부위에서 발생하는 요소를 선형적으로 합하여 산출하는 방법이다.

안정/조종 미계수에 따라 그 산출 방법이 상이하지만 대체로 각각의 부위에서 발생하는 미계수 값은 형상, 위치, 크기 등을 파라미터로, 경험에 의한 식 또는 데이터베이스에 근거하여 이를 추출, 물리적으로 합산한다. 데이터베이스에 근거한 준경험적 방법은 항공기설계 초기단계에서 선형적 방법에 의하여 해를 구할 수 없는 고 받음각 영역에서의 공력계수를 구하는데 아주 적합한 방법이다.

4.2 비행시험 방법

비행기를 선형시스템으로 가정할 때, 공력 파라미터의 추정에 많이 이용되는 운동방정식은 미소교란 이론으로부터 유도된다. 미소교란 이론을 적용하기 위해서는 비행기가 정상 비행조건에서 아주 조금만 벗어나도록 운동한다는 가정에 근거한다. 이 이론은 스핀이나 실속비행과 같이 커다란 진폭을 갖는 운동에는 적용하기가 어렵지만 많은 공학 문제에 적합하고 충분한 정확성을 산출한다.

미소교란 이론을 적용하여 산출된 기체에 작용되는 힘과 모멘트 방정식으로부터 파라미터를 결정하기 위해서는 세로운동과 가로-방향운동이 서로 독립적이라는 가정 하에 이를 구분하여 식 (1), (2)와 같은 상태-공간 형태의 행렬로 표현할 수 있다[14].

비행계수의 추정기법은 70년대에 도입된 이후 비행기의 파라미터 추정에 가장 광범위하게 사용되고 있는 최대공산추정법의 한 가지 형태인 출력오차방법을 사용하였다[15].

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{\alpha} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_\alpha & 0 & -g \\ Z_u^* & Z_\alpha^* & 1 & 0 \\ \widetilde{M}_u & \widetilde{M}_\alpha & \widetilde{M}_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta \alpha \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_c} \\ Z_{\delta_c}^* \\ M_{\delta_c} \\ 0 \end{bmatrix} [\Delta \delta_c] \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\beta} \\ \Delta \dot{p} \\ \Delta \dot{r} \\ \Delta \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_\beta^* & Y_p^* & Y_r^* & g \cos \theta_0 \\ L_\beta & L_p & L_r & 0 \\ N_\beta & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \beta \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & Y_{\delta_r}^* \\ L_{\delta_a} & L_{\delta_r} \\ N_{\delta_a} & N_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_a \\ \Delta \delta_r \end{bmatrix} \quad (2)$$

최대공산추정법은 모델 구조가 정확하다고 가정하여 데이터 점의 수가 증가함에 따라 최대 가능 근사 파라미터 추정치가 실제 파라미터 값으로 접근하고 파라미터의 분산이 이론적인 최소치로 접근한다. 최대공산추정의 출력오차 형태는 측정잡음이 백색 가우시안이라고 가정한다. 최대공산추정법은 과정잡음 및 측정잡음 모두를 고려할 수 있는데 만약 출력변수에 있어서 과정잡음이 없다면 최대공산추정법의 단순화된 형태인 출력오차방법이 된다.

이러한 방법을 측정된 데이터와 주어진 모형에 적용하기 위하여 측정치와 예측된 출력변수 사이의 차이에 가중된 자승의 합을 최소화하는 반복적인 기법을 도입함으로써 미지의 파라미터가 구해진다. 안정 및 조종 미계수 산출을 위하여 수행된 비행시험에 대한 자세한 과정 및 조종입력, 그리고 출력오차방법에 대한 적용 기법은 Maine과 Iliff가 잘 설명하고 있다[16].

계산 알고리즘으로는 MATLAB을 사용했으며, 초기치로는 예상 설계치 데이터와 풍동시험 데이터[17], 그리고 정적 비행시험에서 추출하여 분석한 데이터를 이용하였다. 파라미터는 그 수렴 정도에 따라 반복 연산하였으며, 추정된 파라미터 벡터, 추정된 잡음 공분산 매트릭스, 그리고 가격함수가 거의 일정한 값을 유지

할 때 수렴하여 종료한 것으로 판정하였다. Fig. 2는 측정잡음만을 고려하는 출력오차방법의 도해를 나타낸 것이다[1].

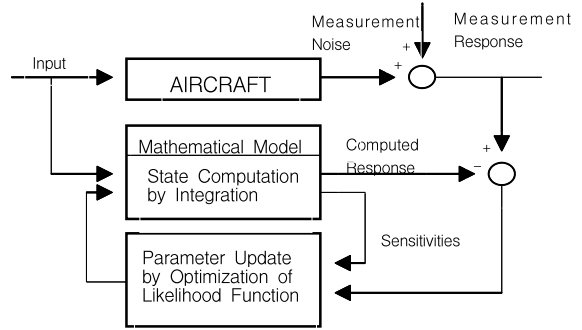


Fig. 2 Flowchart of Aircraft Parameter Estimation Using Output Error Method

비행시험방법은 세로운동에 대해서는 수평꼬리날개에 단단계 입력을 가하여 단주기 운동을 일으켰고 가로-방향운동에 대해서는 러더와 에일러론에 순차적으로 단단계 입력을 가하여 더치롤 운동을 유발하였다[15]. 측정된 데이터로부터 출력오차방법을 이용하여 조종간 고정 및 자유의 상태 각각에 대하여 세로운동과 가로-방향운동에 대한 안정/조종 미계수를 추출하였고 동운동에 대한 결과도 산출하였다.

5. 결과 및 고찰

5.1 안정 및 조종 미계수

대상 항공기의 안정/조종 미계수에 대하여 데이터베이스에 근거한 준경험식에 의한 해석적 방법으로 산출한 결과와 비행시험으로부터 추출된 결과를 Table 7에 나타내었다. Table 7에서 준경험식에 의한 해석적 방법 중, 방법 1은 Perkins와 Hage의 방법, 방법 2는 McCormick이 제시한 방법, 그리고 방법 3은 Smetana에 의한 방법이다. 비행시험방법은 72-98 Knots의 다양한 대기속도에서 세로축에 대하여 22회, 가로-방향축에 대하여 16회 비행시험을 수행하여 추출된 결과 중 조종간 고정으로 시험하여 추출한 자료 중에서 신뢰할 만한 결과의 평균치를 제시하였다[15].

데이터베이스에 근거한 준경험식에 의한 해석적 방법 세 가지와 비행시험 결과 대부분이 $C_{m_{\delta_c}}$ 를 제외하

면 Smetana[9]가 제시한 허용범위 내에 들어오거나 허용범위 부근에 가까운 것으로 확인되었다. 이는 $C_{m_{\delta_e}}$ 에 대한 정상 범위가 엘리베이터 방식을 대상으로 설정되어 있는데, 대상 항공기가 수평꼬리날개를 엘리베이터 방식이 아닌 전구동식(Stabilator)을 채택하여 변위각에 대한 피칭모멘트가 과도하게 작용되는 것으로 표현되기 때문인 것으로 분석된다.

Table 7 Stability/Control Derivatives derived from Semi-empirical Methods and Flight Test Method

Derivatives (deg ⁻¹)	Analytical Approach Based on the DB			Flight Test	Normal Range [9]
	Method 1	Method 2	Method 3		
C_{L_α}	5.55	5.55	5.40	4.318	4.0~7.0
C_{m_α}	-0.98	-1.06	-0.77	-0.657	-0.5~-1.0
$C_{m_{\delta_e}}$	-2.580	-3.224	-	-8.013	-0.75~-2.0
C_{l_β}	-0.113	-0.112	-0.154	-0.065	-0.03~-0.12
C_{n_β}	0.0753	0.0068	0.0480	0.120	0.03~0.12
$C_{n_{\delta_r}}$	-0.053	-0.065	-0.053	-0.070	-0.06
$C_{y_{\delta_r}}$	-	0.163	0.137	0.277	0.12~0.24
$C_{n_{\delta_a}}$	-	-	-0.018	-0.041	-0.004~-0.09

Method 1 : Perkins & Hage [7]

Method 2 : McCormick [8]

Method 3 : Smetana [9]

또한 준경험식에 의한 해석 방법은 C_{m_α} 와 $C_{n_{\delta_r}}$ 을 제외하면 비행시험으로부터 추출된 파라미터와는 다소 대부분의 값이 차이가 있다. 이는 아직까지 데이터베이스에 근거한 준경험식에 의한 해석적 방법으로 안정/조종미계수를 산출하는 방법이 대부분 동체의 형상, 주날개의 형상, 조종면의 형상 등으로부터의 값을 선형적으로 더하여 산출되어 실제의 값을 반영하기에는 한계가 있는 것으로 생각된다.

5.2 동안정성

경험식과 비행시험으로부터 추출된 안정/조종 미계수로부터 세로 및 가로-방향 각각에 대한 항공기의 동안정성을 분석하였다. 이는 6자유도의 방정식으로부터 유도된 세로운동방정식과 가로-방향운동방정식을 활용한다. 운동방정식 풀이의 결과로 세로운동방정식은 푸

고이드모드와 단주기모드로 구분이 되고 가로-방향운동방정식은 스파이럴모드, 롤모드, 더치롤모드로 구분된다.

Figure 3에는 조종륜에 다단계 입력을 가하고 조종륜을 고정하여 야기된 단주기 운동에 대하여 기록된 대기속도(V_p), 받음각(α), 피치속도(θ), 배면방향 가속도(A_z)를 나타내었다. 점선은 비행시험 데이터이며, 점선은 추정된 파라미터로부터 재구성된 시뮬레이션 결과를 의미한다.

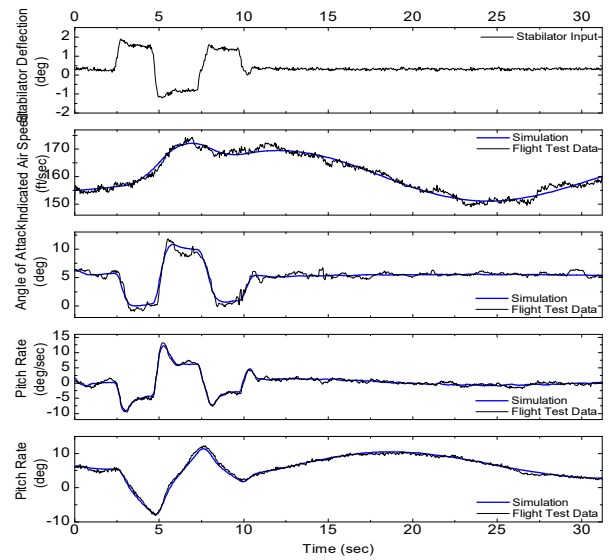


Fig. 3 Longitudinal motions excited by stabilator control inputs in the short period mode

Table 8 Dynamic Stabilities for Longitudinal Mode

mode	factors	Semi-empirical Analysis			Flight Test	Tolerance		
		Method 1	Method 2	Method 3		Method 1	Method 2	Method 3
Phugoid	ω_P	0.239	0.194	0.162	0.257	7.00	24.51	36.96
	ζ_P	0.103	0.066	0.092	0.083	24.10	20.48	10.84
	$T_{P_{1/2}}$	28.09	53.78	46.49	26.41	6.36	103.6	76.03
Short Period	ω_S	3.041	5.619	4.695	2.706	12.38	107.7	73.50
	ζ_S	0.797	0.528	0.672	0.794	0.38	33.50	15.37
	$T_{S_{1/2}}$	0.29	0.23	0.20	0.32	9.38	52.98	41.70
Average		-				9.93	52.98	41.70

Method 1 : Perkins & Hage [7]

Method 2 : McCormick [8]

Method 3 : Smetana [9]

세로 및 가로-방향 각각에 대하여 다양한 경험식을 활용한 분석결과와 몇 가지 비행시험 point에서 수행한 시험결과를 Table 8과 9에 각각 나타내었다.

Table 8 Dynamic Stabilities for Longitudinal Mode

mode	factors	Semi-empirical Analysis			Flight Test	Tolerance		
		Method 1	Method 2	Method 3		Method 1	Method 2	Method 3
Phugoid	ω_P	0.239	0.194	0.162	0.257	7.00	24.51	36.96
	ζ_P	0.103	0.066	0.092	0.083	24.10	20.48	10.84
	$T_{P/2}$	28.09	53.78	46.49	26.41	6.36	103.6	76.03
Short Period	ω_S	3.041	5.619	4.695	2.706	12.38	107.7	73.50
	ζ_S	0.797	0.528	0.672	0.794	0.38	33.50	15.37
	$T_{S/2}$	0.29	0.23	0.20	0.32	9.38	52.98	41.70
Average		-				9.93	52.98	41.70

Method 1 : Perkins & Hage [7]
 Method 2 : McCormick [8]
 Method 3 : Smetana [9]

안정/조종 미계수와 마찬가지로, 방법 1, 2, 3 각각은 Perkins와 Hage의 방법, McCormick 방법, Smetana 방법이다. 그리고 단주기운동과 더치롤운동의 비행시험으로부터 추출된 각각의 모드에 대한 결과와 이에 대한 평균치를 나타내었다.

Table 9 Dynamic Stabilities for Lateral-Directional Mode

mode	factors	Semi-empirical Analysis			Flight Test	Tolerance		
		Method 1	Method 2	Method 3		Method 1	Method 2	Method 3
Spiral	τ_s	45.97	45.38	28.43	55.59	17.31	18.37	48.86
	T_{s_2}	31.86	31.46	19.71	38.52	17.29	18.33	48.83
Roll	τ_r	0.241	0.156	0.150	0.262	8.02	40.46	42.75
	$T_{r/2}$	0.167	0.108	0.104	0.182	8.24	40.66	42.86
Dutch-roll	ω_d	2.257	2.428	2.231	2.342	3.63	3.67	4.74
	ζ_d	0.157	0.086	0.099	0.159	1.26	45.91	37.74
	$\omega_d \times \zeta$	0.354	0.209	0.222	0.373	5.09	43.97	40.48
Average		-				8.69	30.19	38.04

Method 1 : Perkins & Hage [7]
 Method 2 : McCormick [8]
 Method 3 : Smetana [9]

비행시험 결과를 기준으로 동안정성에 대한 세 가지 준경험적 방법의 오차를 분석한 결과, 세로운동에 대하여 오차범위와 오차 평균치는 Perkins와 Hage 방법은

0.38~24.1, 9.93, McCormick 방법은 20.5~ 107.7, 52.98, Smetana 방법은 10.8~76.0, 41.70으로 Perkins와 Hage 방법이 가장 뛰어난 결과를 보였다.

가로-방향운동에 대해서도 각각 Perkins와 Hage 방법은 1.26~17.3, 8.69, McCormick 방법은 3.67~45.9, 30.19, Smetana 방법은 4.74~48.9, 38.04로 역시 Perkins와 Hage 방법이 우수한 결과를 보였다.

창공-91은 민간규정의 안정성 조항을 기준으로 할 때, 세로, 가로 및 방향에 대하여 관련된 안정미계수의 부호가 합당하므로 정안정성이 있는 결과를 보였다.

아울러 비행시험 결과를 기준으로, 동적 단주기 및 더치롤진동에 대해서도 수렴하는 결과를 보였다. 단주기에 대하여 감쇠비(ζ_s) 평균값이 0.794이므로 급격히 감쇠된다고 할 수 있어서 동안정성이 있는 것으로 판단되었다. 앞에서 언급했듯이 우리나라의 과거의 KAS Part.23 동안정성에서 유일한 정량적 규정인 더치롤진동에 대해서 7주기 지난 후 1/10의 진폭으로 감쇠될 것을 요구하고 있는데 창공-91은 감쇠비(ζ_d)가 0.159이므로 2주기 이내에 1/10 이하의 진폭으로 감쇠되어 본 규정을 만족한다.

본 연구에 있어서는 항공기 준경험적 해석적 방법에 대하여, 동운동 분석결과가 안정/조종 미계수의 결과에 비하여 비행시험 결과에 더 가깝다는 것을 확인할 수 있었다. 특히 Perkins와 Hage가 제시한 방법이 가장 오래되었음에도 불구하고 비행시험 결과에 가장 가깝다는 것을 확인할 수 있었다.

비행시험을 통한 동운동 분석 결과를 활용하여 MIL-F-8785C에 제시된 비행 동특성 기준을 바탕으로 I등급인 대상 항공기의 동안정성에 대한 평가를 수행하였다.

세로운동의 플고이드 안정성에 있어서 창공-91은 Fig. 4와 같이 0.083의 감쇠비(ζ_p)를 보이며 진동이 수렴한다.



Fig. 4 Evaluation of Flight Test for Phugoid Stability

이는 감쇠비 0.04 이상을 요구하는 수준 1의 최소값을 상회하므로 창공-91은 푸고이드 안정성이 수준 1에 해당한다.

Figure 5와 같이 MIL-F-8785C의 단주기 감쇠비에 대한 기준에 대하여, 창공-91은 0.794의 감쇠비를 보여 수준 1에 해당한다. 창공-91은 이 기준에 대하여 수준 1 기준의 거의 중앙에 위치하고 있다.



Fig. 5 Evaluation of Flight Test for Short Period Damping Ratio

가로-방향운동의 스파이럴 안정성에 있어서 대부분의 항공기와 마찬가지로 창공-91은 수렴하지 못하고 발산하는 경향을 보인다. 유형 A와 C가 유형 B에 대비 기준이 엄격한데, Fig. 6에서 보는 바와 같이 진폭이 2배로 증가하는 시간(T_{s2})이 최소한 12초인 유형 A와 C에 대하여 수준 1의 기준을 훨씬 초과하는 38.5초를 보여 수준 1을 보이고 있다.



Fig. 6 Evaluation of Flight Test for Spiral Stability

롤모드에 있어서는 Fig 7과 같이 유형 A에 대한 수준 1의 경우 최대 시간상수(τ_r)가 1.0 이하가 기준인데 창공-91은 시간상수가 0.182이므로 역시 수준 1에 해당한다.



Fig. 7 Evaluation of Flight Test for Maximum Roll Mode Time Constant

아울러 미군용기준인 MIL-F-8785C에 대하여 유형 A의 기준으로 평가한 결과를 Fig. 8에 나타내었다. 유형 A의 경우, 창공-91은 진동수(ω_d)는 2.342 rad/sec를 기록하여 수준 1에 해당하였지만 감쇠비(ζ_d)가 0.159로 수준 1의 최소값인 0.19보다 낮아 수준 2에 해당한다. 또한 진동수에 감쇠비를 곱한 값($\omega_d \times \zeta_d$)은 0.373으로 수준 1의 최소기준인 0.35보다 높아 수준 1에 해당한다.

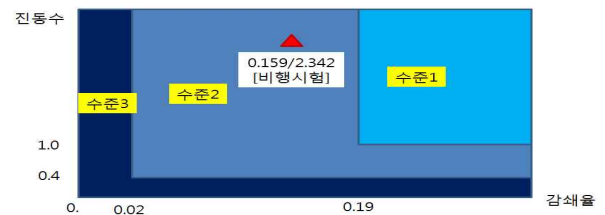


Fig. 8 Evaluation of Flight Test for Minimum Dutch-roll Frequency and Damping (Category A)

유형 B에 대해서는 Fig. 8에서 보는 바와 같이 진동수, 감쇠비, 진동수에 감쇠비를 곱한 값이 모두 다 수준 1의 최소 기준인 0.4, 0.08, 0.15를 만족한다.

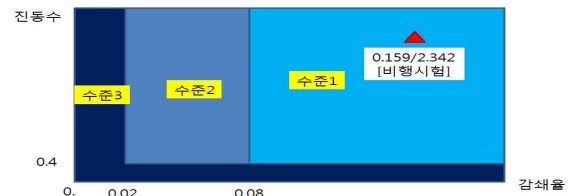


Fig. 8 Evaluation of Flight Test for Minimum Dutch-roll Frequency and Damping (Category B)

6. 결 론

경비행기 창공-91에 대하여 Perkins와 Hage의 방법, McCormick의 방법, 그리고 Smetana의 방법 등 세 가지의 데이터베이스에 근거한 준경험식에 의한 해석적 방법과 비행시험을 통한 출력역차방법으로 안정/조종 미계수를 바탕으로 산출하였다. 역시 같은 방법

으로 동안정성 결과도 추출하여 비교하여 분석하였다. 또한, 이를 미군용 기준인 MIL-F-8785C에 근거하여 평가하였다.

본 연구에서는 세 가지 준경험식에 의한 해석적 방법 중, Perkins와 Hage의 방법이 비행시험 결과에 가장 가까운 결과를 산출하였다. 아울러 창공-91이 우리나라의 민간 감항규정인 ‘항공기 기술기준’ Part 23의 동안정성 기준을 만족하는 것을 확인하였다. 또한, 미군용기준인 MIL-F-8785C의 동안정성에 대해서도 더치롤의 유형 A에 대해서만 수준 2를 만족하였고 더치롤의 유형 B를 포함한 모든 기준에서 수준 1을 만족하는 것을 확인하였다.

후 기

본 논문은 과학기술정보통신부 한국항공우주연구원 연구운영비 지원사업 (기본사업)의 지원을 받아 수행된 연구결과입니다 (과제명 : UAM 항공기 설계를 통한 다분야 최적설계(MDO) 시스템 개발).

References

[1] Hamel P. G., and Jategaonkar R. V., “Evolution of Flight Vehicle System Identification,” *Journal of Aircraft*, Vol. 33, No.1, 1996.

[2] Yongkyu Song and Myoung-Shin Hwang, “A Study on the Aircraft Parameter Estimation from Flight Tests,” *Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, 1998.

[3] Jung-Hoon Lee and Sug-joon Yoon, “Application of Parameter Estimation to FTD for a Light Airplane via Flight Tests,” *Journal of Simulation Modelling Practice and Theory*, Volume15. No. 6, 2007.

[4] Jung-Hoon Lee and Byung-Chul Choi, “A Study on the Climb Flight Test of Light Airplane,” *Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2007.

[5] Jung-Hoon Lee et al., “Airspeed Calibration of a Light Airplane via Flight Test,” *Journal of Control, Automation and Systems Engineering*, Vol. 11, No. 8, August, 2005.

[6] Jung-Hoon Lee, “Flight Test of Pitch Control Force for an Airplane,” *Journal of The Society for Aerospace System Engineering*, Vol. 8, No. 2, 2014.

[7] Perkins, C.D. and Hage, R.E., 1949, *Airplane Performance Stability and Control*, John Wiley and Sons, Inc.

[8] McCormick, B.W., 1979, *Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics*, John Wiley and Sons, Inc.

[9] Smetana, F. O., 1983, *Computer Assisted Analysis of Aircraft-Performance Stability and Control*, McGraw-Hill Book Company, New York

[10] Yongsik Hong et al., 1992, “Multipurpose Small Aircraft Development Research (4th year),” Korea Aerospace Research Association.

[11] “Jane's All the World's Aircraft Annual,” edited by Paul Jackson, 1993-1994.

[12] Korean Airworthiness Standards Part 23, 2018, *Technical Standards for Airworthiness Classification Normal (N)*, Ministry of Land, Infrastructure and Transport.

[13] MIL-F-8785C, 1980, *MILITARY SPECIFICATION, FLYING QUALITIES OF PILOTED AIRPLANES*.

[14] Nelson, R. C., 1989, *Flight Stability and Automatic Control*, McGraw-Hill Book Company.

[15] Jung-Hoon Lee, “A Study on Estimation and Simulation of Aerodynamic Parameters of Light Aircraft Through Flight Test,” Ph.D. thesis, Korea Aerospace University, 2000.

[16] Maine, R. E. and Iliff, K. W., “Application of Parameter Estimation to Aircraft Stability and Control - The Output-Error Approach,” NASA Reference Publication. 1168, 1986.

[17] Ok-chan Cho et al., 1990, Changgong-91 model wind tunnel experiment, Aviation Management Research Institute affiliated with Inha University.