

## 技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(5), 422-431(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.5.422

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## KF-16의 DOE기반 정적 공력 데이터베이스 구축을 위한 실험적 연구

진 현\*, 심호준\*, 이돈구\*, 안재명\*\*, 최한림\*, 오세윤\*\*\*

### An Experimental Study for Construction of Static Aerodynamics Database of KF-16 based on Design of Experiments

Hyeon Jin\*, Ho-Joon Shim\*, Don-Goo Lee\*, Jae-Myung Ahn\*\*, Han-Lim Choi\* and Se-Yoon Oh\*\*\*

Korea Advanced Institute of Science and Technology\* \*\*, Agency for Defense Development\*\*\*

#### ABSTRACT

Wind tunnel testing to construct static aerodynamic database of KF-16 was conducted for preceding research of design of experiments in wind tunnel testing. The test model is KF-16 scaled 1/33 and it has horizontal tail, flaperon, and rudder. The experiments consist of one experiment for analyzing aerodynamic coefficients under whether or not horizontal tail is present and four experiments for analyzing aerodynamic coefficients of changes of deflection angle in control surface which are flap, flaperon, rudder, and horizontal tail. After conducting wind tunnel testing, the experimental results show that the control surface changes have a great effect on Aerodynamic characteristics.

#### 초 록

풍동실험에 적용하는 실험계획법을 연구하기 위한 선행 연구로써 KF-16의 정적 공력 데이터베이스를 구축하는 풍동 실험을 수행하였다. 본 실험에서 사용된 기체는 KF-16의 1/33 scale의 모델이며 수평 꼬리날개와 플레퍼론, 방향타를 모두 구현하였다. 크게 실험은 수평 꼬리날개의 유무에 따른 공력 특성 변화를 보기 위한 실험과 플랩, 플레퍼론, 방향타, 그리고 수평 꼬리날개의 변위각에 따른 공력특성 변화를 알아보기 위한 실험을 수행하였다. 실험 수행 후에는 각 실험들에 대해서 6가지 공력계수 그래프를 분석하고 반응 표면을 생성하면서 조종면의 변화가 각각 어떤 공력 특성에 큰 영향을 미치는지 알아보았다.

**Key Words** : Aerodynamics Database(공력 데이터베이스), Wind tunnel testing(풍동 실험), Aerodynamic coefficients(공력 계수), Response Surface(반응 표면)

#### 1. 서 론

국방 산업과 무기 체계가 점차 고도화되고 정밀화됨에 따라 이를 개발하고 개량하는데 드

는 시간과 비용 또한 증가하고 있다. 실험(Experiment)은 체계 개발 과정 중에 필수적인 과정이면서 매우 많은 비용이 소요되는 과정이기도 하다. 또한 그 중에서도 풍동 실험은 대표

† Received : November 24, 2014 Revised : April 13, 2015 Accepted : April 27, 2015

\*\* Corresponding author, E-mail : jaemyung.ahn@kaist.ac.kr

적인 고비용 실험에 해당되는데, 이러한 풍동 실험을 효율적으로 수행하게 되면 큰 체계 개발 비용 감소를 기대할 수 있다. 풍동 실험에서의 효율성을 높여 체계 개발 비용에 있어서 더 큰 감소를 기대하기 위해 국내에서도 풍동 실험에서의 실험계획법(Design of Experiments, DoE) 적용 연구가 수행되고 있다. 실험계획법이란 실험에 대한 계획 방법을 의미하는 것으로 해결하고자 하는 문제에 대하여 실험을 어떻게 행하고 데이터를 어떻게 취하며 어떠한 통계적 방법으로 데이터를 분석하면 최소의 실험횟수에서 최대의 정보를 얻을 수 있는가를 계획하는 것을 말한다[8]. 실험계획법을 풍동 실험에 적용함으로써 실험에 드는 시간과 비용을 줄여 결과적으로 체계 개발 및 개량에 소요되는 비용을 줄일 수 있다.

본 연구는 풍동 실험에서 실험계획법을 적용하기 위해 데이터베이스를 구축한 내용을 다루었다. 비행체의 받음각(angle of attack,  $\alpha$ ), 옆미끄럼각(sideslip angle,  $\beta$ ), 조종면의 변위각(deflection angle,  $\delta$ )을 실험의 인자(factor)로 하여 비교적 적은 수준(level) 수만으로 실험을 수행하였다. 여기서, 수준이란 실험을 하기 위한 인자의 조건을 말한다. 즉, 실험 시에 인자의 조건을 3가지 조건으로 하여 실험하면 수준 수가 3인, 3수준의 실험이라고 한다[8]. 데이터베이스는 실험계획법의 검증용으로 활용하기 위함이기 때문에 복잡한 실험을 하여 자세한 데이터베이스를 생성하기 보다는 적은 횟수의 실험으로 간단한 데이터베이스를 구축하는 것이 좋다. 따라서, 본 실험에서는 레이놀즈수의 변화없이 저속에서의 정적인 공력 데이터베이스를 구축하기 위해 비교적 적은 횟수의 실험으로 반응 표면 기법을 이용할 것이다.

본 연구를 통해 구축한 공력 데이터베이스는 실험계획법 연구를 위한 유용한 자료가 되는데, 향후 실험계획법으로 수행한 공력계수 모델링과 비교함으로써 실험계획법 연구에 대한 타당성과 정확성을 검증하는 데에 활용할 수 있다. 본 논문의 구성은 다음과 같다. II장은 실험에 사용된 모델과 풍동에 대한 기본적인 제원을 설명하고 공력계수 모델링에 대해 기술한다. III장은 공력 데이터베이스 구축을 위해 반응 표면을 이용한 내용과 조종면을 변화시켜가며 수행한 여러 가지 조건의 실험을 통해 얻은 공력특성에 대해 분석한다. 마지막으로 IV장에서 본 연구에 대한 결론을 기술한다.

## II. 풍동 실험 및 모델링

### 2.1 실험 모형

KF-16은 현 대한민국 공군의 주력기이다. 우리나라는 동아시아 국가 중 가장 많은 F-16 전투기를 보유하고 있으며 현재 약 170여대를 운용하고 있다. 1991년 4월에 한국형 전투기 사업의 일환으로 F-16C/D 블록 52 전투기가 개조되었고 이 기체가 KF-16으로 명명되었다.

본 실험에 사용된 모형은 KF-16의 1/33 축소 모형이다. 실험 모형의 전체 날개 길이(wing span)는 274.32 mm이며, 기준 면적(reference area)은 0.0251 m<sup>2</sup>이다. 평균 공력 시위(mean aerodynamic chord, MAC)는 103.46 mm이며, 앞전 후퇴각(leading edge sweep angle)은 40°이다. KF-16은 조종면이 많아 풍동실험에서 실험계획법을 다양한 방법으로 적용하기에 적합한 모델이다. 다양한 조종면 중에서 실험 모형으로 구현한 조종면은 플래퍼론(flaperon), 방향타(rudder), 그리고 수평 꼬리날개(horizontal tail, H.T.)이다. 플래퍼론은 각각 0°, ±8°, ±16°, ±24°, 방향타는 0°, 8°, 16°, 24°로 치진 조종면을 제작하였다. 다음과 같은 각도로 조종면을 제작한 이유는 경험적으로 0°~24° 범위에서 실험하는 것이 가장 적절하다고 판단하였고 이 범위에서 8° 간격으로 수준 수가 4인, 4 수준의 실험을 하기 위함이다. 수평 꼬리날개는 레이저와 전자식 각도계를 통해서 적정 각도를 맞추는 방식으로 실험하였다. Fig. 1은 본 실험의 모델인 KF-16의 3차원 형상을 CATIA 프로그램을 이용하여 그린 것이고 Table 1에 실험 모형에 대한 세부 제원을 나타내었다. 실험 모형은 가공 정밀도를 위해 알루미늄으로 제작하였으며, 가공 후 3차원 측정을 통해 정밀도 검증을 수행하였다.

### 2.2 실험 장치 및 방법

본 실험은 국방과학연구소의 파일럿 풍동에서 수행되었다. 시험부의 제원은 폭 0.75 m, 높이

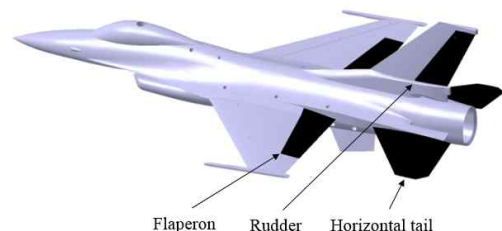


Fig. 1. Control surfaces of test model

Table 1. Key Specification of Test Model

Wing span	274.32 mm
Reference area	0.0251 m <sup>2</sup>
MAC( $\bar{c}$ )	103.46 mm
Reference c.g. location	0.35 $\bar{c}$
Wing airfoil	NACA 64A204
Scale	1:33.3

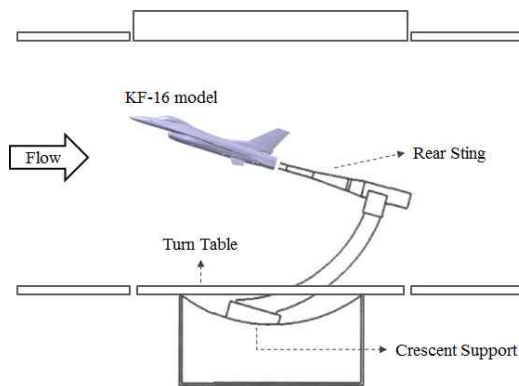


Fig. 2. Experimental setup for Wind tunnel testing

0.563 m, 길이 2.188 m이며 수축비 9.0인 단일 폐회로식이다. 풍동의 유속은 최저속도 10 m/s에서 최고속도 120 m/s까지 변화시킬 수 있다 [5]. 저속에서의 정적 공력 데이터베이스를 구축하기 위한 실험이므로 유속은 50 m/s, 즉 레이놀즈수  $3.4 \times 10^5$ 으로 실험하였다. 6분력 내장형 저울(6 components internal balance)과 후방지지봉(rear sting)을 사용하여 실험 모형에 작용하는 힘과 모멘트를 측정하였다. 실험 모형의 받음각 변화를 위해 초승달형지지 시스템(crescent support system)이, 옆미끄럼각 변화를 위해 회전반(turn table)이 사용되었다. Fig. 2는 시험부에 설치된 실험 모형과 관련 실험 장치를 나타낸 실험 구성도이다.

실험으로 획득한 데이터는 실제 비행체에는 존재하지 않는 지지부와 벽면 등으로 인한 영향이 포함되어 있으며, 이런 영향을 제거하기 위해서는 별도의 보정 과정을 수행해야 한다[3]. 일반적으로 봉쇄보정계수는 모형의 앞면 면적에 의한 영향(solid blockage)과 후류(wake) 그리고 박리(separation)에 의한 요인 3가지로 구분할 수 있다[3]. 받음각과 옆미끄럼각에 따라 데이터를 획득한 후, 벽면효과 및 지지대 영향에 대해 보정 작업을 수행하였다. 보정이 완료된 실험 데이터

Table 2. Estimated uncertainties

Coefficient	Mean	Uncertainties
$C_D$	0.0244	$\pm 0.0025$
$C_Y$	0.0278	$\pm 0.0082$
$C_L$	0.0805	$\pm 0.0082$
$C_l$	0.0028	$\pm 0.0003$
$C_m$	-0.0164	$\pm 0.0020$
$C_n$	-0.0066	$\pm 0.0007$

에 대한 불확도[4] 분석을 수행하였으며, Table 2에는 받음각과 옆미끄럼각이 0°인 특정 실험의 경우에 대해 힘과 모멘트의 무차원 계수에 대한 불확도 분석결과가 제시되어 있다.

### 2.3 공력계수 모델링 방법

실험을 통해 얻으려는 데이터베이스가 실기체에 활용되는 데이터베이스가 아니라 실험계획법 연구를 위한 공력 데이터베이스이므로 풍동 시험에 소요되는 시간과 비용이 크게 들지 않는 것이 좋다. 또한 실험이 저속에서의 정적인 공력 특성에 관한 실험이기 때문에 비교적 간단하게 수행하여도 실험계획법 연구에 대한 검증은 하기에 충분한 데이터베이스가 될 수 있다. 실험을 통해 얻은 데이터를 이용하여 연속적인 데이터베이스를 구축하기 위해 반응 표면법을 이용하였다. 반응 표면법을 이용하여 연속적인 데이터베이스를 구축함으로써 향후 실험계획법을 이용하여 추출한 실험점에서의 데이터와 공력 데이터베이스와의 비교가 잘 수행될 수 있다.

우선 본 연구에서 구축하려는 공력 데이터베이스의 형태는 Fig. 3에서 나타낸 바와 같다. Fig. 3에서 나타낸 공력 데이터베이스 형태의 특징은 조종면의 움직임에 의한 공력계수 변화를 델타 형식으로 정리하였다는 것이다. 이러한 방식으로 데이터베이스를 정리하면 조종면이 바뀌

$$\begin{aligned}
 C_{\text{Force and Moment}} &= C_{WB} + \Delta C_{H,TAIL} \\
 &= C_{WBT(STATIC)} \\
 &= C_{BASIC} + \Delta C_{CONTROL} \\
 &\quad \rightarrow = \Delta C_{FLAP} + \Delta C_{FLAPERON} + \Delta C_{RUDDER} + \Delta C_{ELEVATOR} \\
 &\quad \rightarrow = C_0 + \Delta C_{\text{ANGLE OF ATTACK}} + \Delta C_{\text{SIDESLIP ANGLE}}
 \end{aligned}$$

Fig. 3. Structure of KF-16 aerodynamic database with delta form

면서 생기는 공력 특성의 오차를 업데이트하기가 수월해진다[7]. 가령 조종면의 형상이 바뀌면 기존의 구축된 공력 데이터베이스를 통째로 다시 구축해야 하지만 델타 형식으로 정리하게 되면 Fig. 3에서 보는 바와 같이 조종면에 해당하는 델타 형식의 항 하나만 다시 구성하면 데이터베이스가 업데이트되는 것이다. 본 연구에서는 델타 형식의 공력계수를 반응표면으로 모델링하였는데 반응 표면의 생성 과정은 다음과 같다. 우선 공력 계수의 회귀모델 차수를 2차로 정하였고 회귀 분석은 최소제곱법(least square method)을 이용하여 회귀 분석을 수행하였다. 회귀 방정식에 포함되는 독립변수를 결정하기 위해 후진제거법(Backward elimination)을 사용하였다. 후진제거법은 모든 변수가 포함된 회귀 모델로부터 분산분석을 통해 통계학적으로 유의미하지 않은 (insignificant) 인자로 판명되는 변수를 제거해 나가는 과정을 반복하며 모형을 단순화하는 방법이다. 본 연구에서는 분산분석을 통해 p-value가 0.1 이상인 인자를 통계학적으로 유의미하지 않은 인자로 간주하여 제거하였다[6]. Backward elimination의 과정을 거친 회귀 모델을 Fig. 3에서 표현한 델타 형식의 공력계수로 표현하기 위해 조종면을 움직인 회귀 모델에서 조종면을 움직이지 않은 기본 형상 회귀 모델의 차를 계산한다. 이러한 과정을 거치면 최종적으로 델타 형식의 공력계수 모델을 반응 표면으로 표현할 수 있다. 아래 본문 3.1부터 3.5까지의 내용에서도 언급이 되겠지만 이 외에도 실제 실험한 점들과 반응 표면 간의 적합도 검정을 위해 R-square값을 구하고 반응 표면으로 표현한 회귀 모델과 함께 actual by predicted plot을 그려 근사 모델의 정확도를 시각적으로 나타내었다.

### III. 공력특성에 대한 분석

본 실험은 저속에서의 항공기 정적 공력데이터베이스 구축을 위한 실험이며, 크게 5가지의 실험으로 분류할 수 있다. 먼저, 날개-동체-수평 꼬리날개 형상에서 조종면의 타각을 모두 0°로 한 상태를 기본 형상으로 정한다. 첫 번째 실험은 수평꼬리날개가 없는 날개-동체(wing-body, WB) 형상의 실험을 수행하여 항공기의 정적인 공력특성에 미치는 수평 꼬리날개의 효과를 알아보는 실험이다. 수평꼬리날개가 항공기의 가로 방향보다 세로 방향 운동에 많은 영향을 미치기 때문에 받음각의 수준을 옆미끄럼각의 수준보다 더 낮게 하여 받음각에 따른 공력계수 변화를 중

Table 3. Wind tunnel testing condition

	실험내용	$\delta$ [deg]	$\alpha$ [deg]	$\beta$ [deg]				
1	날개-동체-수평 꼬리날개 (wing-body-horiz ontal tail)	0	A1	-20				
				-15				
				-10				
				-5				
				0				
				10				
				20				
2	날개-동체 (wing-body)	0	A1	0				
				7				
				15				
				B1				
3	플랩(Flap) 각의 변화	16, 24	A1	-20				
				-15				
				-10				
				-5				
				0				
4	플래퍼론 (Flaperon) 각의 변화	$\pm 8, \pm 16,$ $\pm 24$	A2	-20				
				-15				
				-10				
				-5				
				0				
5	방향타 (Rudder) 각의 변화	8, 16, 24	0 8 16	B1				
				6	수평 꼬리날개 (H.T.) 각의 변화	$\pm 8, \pm 16$	A2	-20
								-10
0								

$\delta$ : 조종면의 타각,  $\alpha$ : 받음각,  $\beta$ : 옆미끄럼각  
A1:  $-3^{\circ} \sim 25^{\circ}$  범위에서  $1^{\circ}$ 간격으로 측정  
A2:  $-3^{\circ} \sim 25^{\circ}$  범위에서  $2^{\circ}$ 간격으로 측정  
B1:  $-20^{\circ} \sim 20^{\circ}$  범위에서  $10^{\circ}$ 간격으로 측정

점적으로 측정하였다. 두 번째 실험은 기본형상에서 플랩(flap)의 각을  $24^{\circ}, 16^{\circ}$ 로 바꾸어 가면서 받음각과 옆미끄럼각에 따른 공력계수를 측정하였다. 첫 번째 실험과 같이 플랩은 항공기 세로 방향 운동에 더 많은 영향을 미치기 때문에 받음각의 수준 수를 낮게 하여 실험하였다. 세 번째 실험은 플래퍼론의 효과를 알아보기 위한 실험이

다. 기본형상과 플레퍼론의 각을 변화하면서 받음각과 옆미끄럼각에 따른 공력계수를 측정하였다. 네 번째 실험은 방향타의 효과를 알아보기 위한 실험이다. 방향타는 항공기의 가로 방향 운동에 많은 영향을 미치기 때문에 상대적으로 작은 영향을 미치는 받음각의 수준 수를 줄이고 옆미끄럼각의 수준 수를 증가시켜서 옆미끄럼각에 따른 공력 계수 변화에 더 중점을 두어 측정하였다. 다섯 번째 실험은 승강기(elevator)의 효과를 알아보기 위한 실험이다. KF-16은 승강기의 역할을 수평 꼬리날개가 같이 하므로 수평 꼬리날개의 각을 변화해가면서 실험했다. 수평꼬리날개를  $\pm 16^\circ$ ,  $\pm 8^\circ$ 로 변화한 것을 기본 형상과 비교하였다. 여기서 수평 꼬리날개의 각도 역시 앞서 결정한 플랩, 플레퍼론, 방향타와 같이 경험적인 실험들을 토대로 하여  $0^\circ \sim 16^\circ$  사이에서 3수준으로 나눠 결정된 값이다.

앞서 설명한 5가지 실험에 대한 모든 실험점들을 Table 3에 분류해 놓았다. 본론 3.1에서부터 3.5까지의 내용에서는 Fig. 3의 공력 데이터베이스 구조에서 델타 항에 해당하는 부분에 대한 각 실험들의 결과와 분석을 기술하였다.

### 3.1 수평 꼬리날개의 효과

수평 꼬리날개의 효과를 확인하기 위해, 날개-동체 형상의 공력 계수를 먼저 확인하였다. 그 후, 동일한 옆미끄럼각과 받음각 조건에서 날개-동체-수평 꼬리날개 형상의 공력 계수(aerodynamic coefficient)를 측정하였다. Fig. 4는 수평 꼬리날개 유무에 따른 양력 계수(lift coefficient)의 변화를 보여준다. Fig. 4에서 볼 수 있듯이 수평 꼬리날개의 효과는 높은 받음각에서 크게 나타남을 알 수 있다.

수평 꼬리날개는 양력 계수뿐만 아니라 피칭 모멘트 계수(pitching moment coefficient)에도 큰 영향을 준다. Fig. 5에서 수평 꼬리날개에 따른 피칭 모멘트 계수의 변화를 확인하였다.

Figure 5는 수평 꼬리날개가 항공기의 세로 정적 안정성(longitudinal static stability)에 기여함을 보여준다. 날개-동체 조건에서는 전체 받음각 영역에서 피칭 모멘트 계수의 기울기( $dC_m/d\alpha$ )가 0보다 크며, 이는 항공기 정적 불안정성을 의미한다[2]. 그러나 날개-동체-수평 꼬리날개 형상에서  $15^\circ$  이상의 받음각에서는 기울기가 음(-)의 기울기를 보이고, 이는 항공기의 정적 안정을 의미한다[1].

Figure 6의 반응 표면(response surface)은 날개-동체-수평 꼬리날개 형상의 받음각과 옆미끄

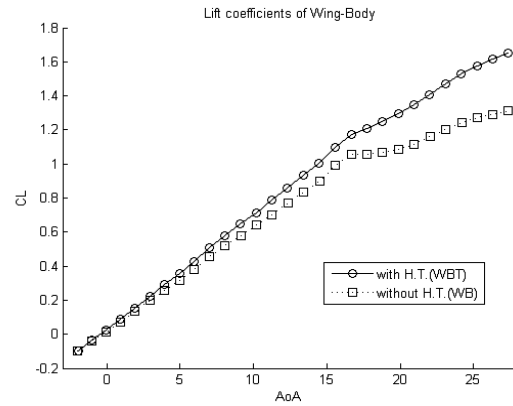


Fig. 4. Effect of the presence of a horizontal tail on the lift coefficients

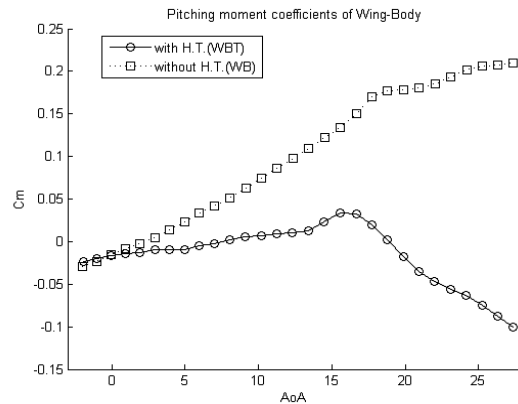


Fig. 5. Effect of the presence of a horizontal tail on the pitching moment coefficients

럼각에 따른 양력 계수를 이차식 회귀(Quadratic regression)를 통해 생성된 반응 표면을 날개-동체 형상의 반응표면을 제한 결과이다. 즉, Fig. 3에서  $\Delta C_{L,tail}$ 에 해당하는 항을 나타낸 것인데 그 중 양력계수를 나타낸 것이 Fig. 6에 해당한다. 동그란 점은 수평꼬리날개가 있을 때의 양력계수에서 날개-동체 형상의 양력계수를 뺀 실험값이다. 동그란 점의 실제 실험값들과 반응표면 사이의 적합도는 R-square값 0.983이 나온 것으로 보아 정확하게 모델링을 수행되었음을 알 수 있다. 식 (1)은 Fig 6의 반응표면을 받음각과 옆미끄

$$\Delta C_{L,HT} = b_0 + b_1\alpha + b_2\beta + b_3\alpha\beta + b_4\alpha^2 + b_5\beta^2 \quad (1)$$

각에 대한 함수로 나타낸 것이다. 식 (1)에서 볼 수 있듯이 분산분석 과정을 거친 결과 p-value가 0.1이상인 항은 없었고 다만 받음각에 대한 계수인  $b_1$ 과  $b_4$ 의 크기가  $b_2$ 와  $b_5$ 의 크기보다 매우 크게 나와 옆미끄럼각의 변화보다 받음각의 변화에 더 민감하게 양력 계수의 차이가 변화한다는 것

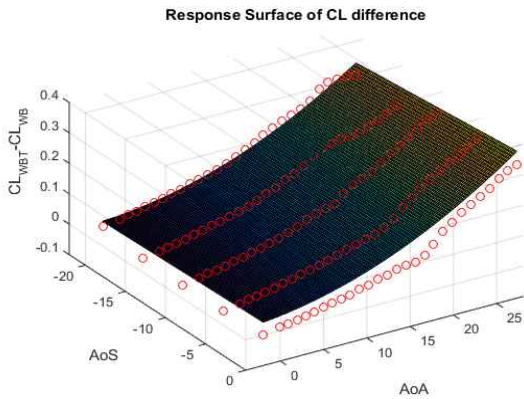


Fig. 6. Response surface of  $\Delta C_{L,H.T}$ .

을 알 수 있었다. 반응 표면에서 수평 꼬리날개의 양력 계수에 대한 효과를 가장 크게 보이는 지점은 받음각과 옆미끄럼각이 각각  $25^\circ$ 와  $-3.8^\circ$ 이고 효과가 가장 작은 지점은  $-0.8^\circ$ ,  $-5.4^\circ$ 인 지점이다.

### 3.2 플랩의 효과

플랩의 각을  $24^\circ$ ,  $16^\circ$ 로 변화시켜가면서 기본 형상과 비교하여 플랩이 항공기에 미치는 공력특성을 살펴보았다.

Figure 7은 플랩의 각도를  $0^\circ$ 에서  $16^\circ$ ,  $24^\circ$ 로 변화시키면서 받음각에 따른 양력계수의 변화를 나타낸 그래프이다. 모든 받음각에서 플랩의 각이 커질수록 양력계수가 증가하고 있다. 그러나 낮은 받음각에서는 플랩이 양력계수에 미치는 영향이 비교적 크고 받음각이 높을수록 플랩이 양력에 미치는 영향이 작아지는 것을 볼 수 있다. 받음각  $-3^\circ$ 에서 기본형상의 양력 계수는  $-0.0985$ 이며, 플랩  $16^\circ$ 의 경우 양력 계수는  $0.0906$ 으로 기본 형상일 때보다 더 크다. 그러나 이 증가폭은 높은 받음각에서는 감소하며, 받음각  $25^\circ$ 에서 플랩  $0$ 도와  $16$ 도의 양력 계수는 차이는  $0.073$ 이다.

Figure 8은 플랩의 각도가 항력에 미치는 효과를 나타낸 것이다. 플랩의 각이 커질수록 항력 계수가 증가하고 받음각이 커질수록 플랩의 영향이 커지는 것을 알 수 있다.

Figure 9는 플랩이  $24^\circ$ 일 때 받음각과 옆미끄럼각에 따라 양력 계수에 미치는 효과를 보여주며, 플랩  $24^\circ$ 일 때의 반응 표면에서 기본 형상의 반응 표면을 제한 반응표면과 델타 형식의 데이터

$$\Delta C_{L,Flap} = b_0 + b_1\alpha + b_2\beta + b_3\alpha\beta + b_4\alpha^2 \quad (2)$$

를 점으로 나타낸 것이다. 반응표면과 데이터 사

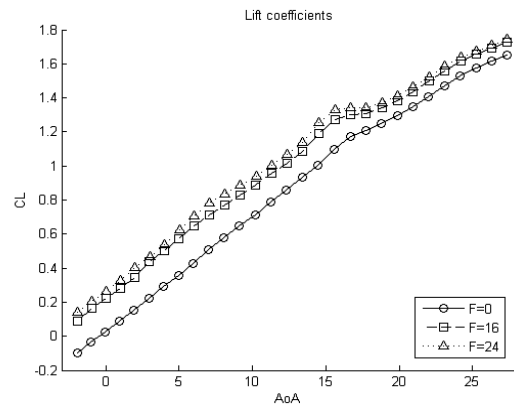


Fig. 7. Effect of the flap on the lift coefficients

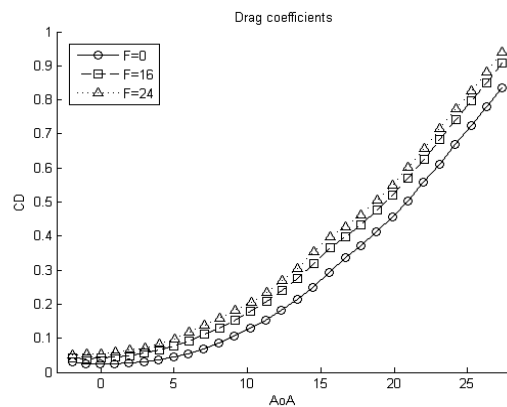


Fig. 8. Effect of the flap on the drag coefficients

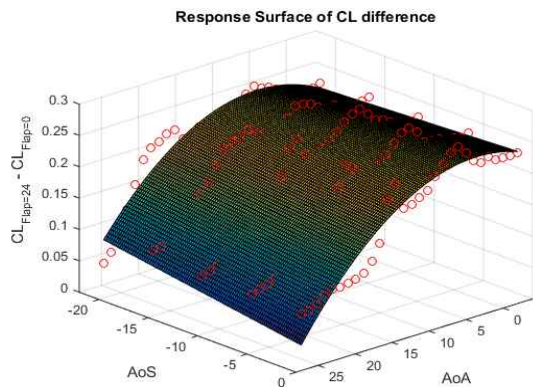


Fig. 9. Response surface of  $\Delta C_{L,Flap}$

이의 적합도인 R-square값은  $0.885$ 이다.

식 (2)는 Fig. 9의 반응표면을 함수식으로 나타낸 것이다. 분산분석에 의해 옆미끄럼각의 제곱으로 나타나는 항은 통계학적으로 유의미하지 않은 항들이므로 소거되었다. 위 반응 표면의 경우 받음각과 옆미끄럼각이 각각  $2.7^\circ$ ,  $0^\circ$ 일 때 가장 큰 값을 보이며, 따라서 이 조건에서 플랩의 효



과가 가장 크다고 볼 수 있다. 또한 받음각이 25° 이고 옆미끄럼각이 0°일 때 플랩의 효과가 가장 작게 나타난다.

### 3.3 플래퍼론의 효과

KF-16은 플랩의 역할을 하면서 동시에 에일러론(aileron)의 역할까지 하는 플래퍼론이 있다. 플래퍼론은 조종면을 동시에 같은 각으로 움직이면 플랩의 역할을 하고 좌우의 조종면을 반대방향의 각으로 움직이면 에일러론의 역할을 한다. 본 실험에서는 플래퍼론을 오른쪽을 음의 각, 왼쪽을 양의 각으로 설치하여 오른쪽으로 선회하는 자세의 항공기 정적 공력 특성을 보았다. 플래퍼론의 각도를 달리하면서 실험한 결과, 항력과 양력, 그리고 피칭 모멘트 계수에는 플래퍼론의 영향이 크지 않음을 확인하였다. 이는 플래퍼론이 항공기의 세로 방향이 아닌 가로 방향 운동에 영향을 미치는 조종면이기 때문이다.

Figures 10, 11에 플래퍼론에 따른 롤링 모멘트 계수와 요잉 모멘트 계수를 나타내었다. Fig. 10에서는 플래퍼론의 각이 크고 받음각이 작을 때 롤링 모멘트 계수는 큰 것을 볼 수 있다. 본 실험에서 움직인 방향으로 플래퍼론의 각을 크게 주면 실제 롤 방향으로 움직이지 않았지만 항공기가 오른쪽으로 롤 운동을 하려고 하는 힘이 더 커지므로 이러한 결과가 나온 것이다.

Figure 11은 요잉 모멘트 계수에 미치는 플래퍼론의 효과를 나타낸 그래프이다. 낮은 받음각일 때는 플래퍼론의 각이 클수록 요잉 모멘트 계수가 큰 것을 볼 수 있고 받음각이 2°~5°에서 모두 요잉 모멘트 계수가 양수에서 음수로 바뀌는 것을 볼 수 있다. 요잉 모멘트 계수가 음수인 것은 항공기 기수를 왼쪽으로 향하게 하려는 힘이 작용하고 있는 것이다. 받음각이 커지면서 아래로 쳐진 왼쪽 플래퍼론의 항력이 증가하여 나온 결과이다. 즉, 플래퍼론의 움직임에 의해 왼쪽 플래퍼론의 양력이 커져서 오른쪽으로 롤 운동을 하

$$\Delta C_{l, Flaperon} = b_0 + b_1\alpha + b_2\beta + b_3\alpha\beta + b_4\alpha^2 + b_5\beta^2 \quad (3)$$

며 선회하려는 힘이 조금 작용하여 요잉 모멘트 계수에 반영되었으나 이러한 양력의 영향보다 쳐진 왼쪽 플래퍼론에 작용하는 항력의 영향이 더욱 커져서 왼쪽으로 요 운동을 하려는 힘이 더 커졌다고 해석할 수 있다. 받음각이 점점 커지고 플래퍼론의 각이 커지면서 롤링 모멘트 계수의 크기 또한 계속 증가한다.

플래퍼론이 24°일 때의 반응 표면에서 0°인 반응 표면을 제한 반응 표면이 Fig. 12의 반응 표

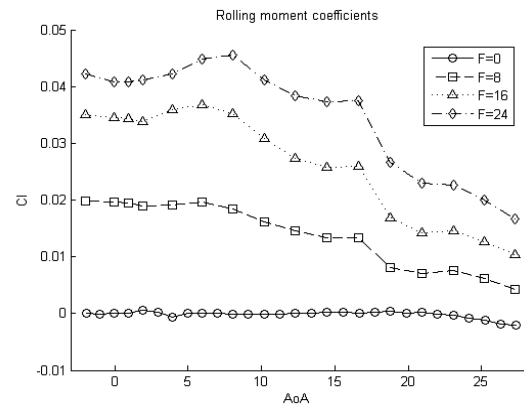


Fig. 10. Effect of the flaperon on the rolling moment coefficients

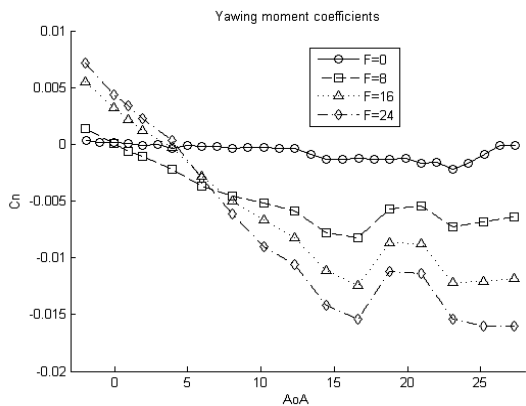


Fig. 11. Effect of the flaperon on the yawing moment coefficients

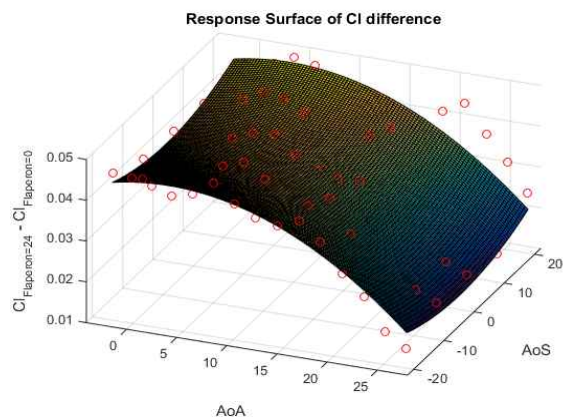


Fig. 12. Response surface of ΔC<sub>l, Flaperon</sub>

면에 해당한다. 표면과 같이 있는 점들은 플래퍼론이 24°일 때의 롤링 모멘트 계수에서 기본 형상의 롤링 모멘트 계수를 제한 델타 값이다. 반응표면과 점들 사이의 R-square값은 0.857이다. 식 (3)은 Fig. 12의 반응표면을 함수식으로 나타

낸 것이다.

### 3.4 방향타의 효과

방향타의 효과를 알아보기 위한 실험은 오른쪽 방향으로 8°, 16°, 24°만큼 처진 방향타를 설치해 가면서 실험하였다.

Figure 13은 요잉 모멘트 계수에 미치는 방향타의 효과를 그래프로 나타내었다. 요잉 모멘트 계수의 부호가 요 운동의 방향을 의미한다. 양의 요잉 모멘트를 발생시키는 방향타의 각이 커질수록 항공기가 오른쪽으로 요를 하려는 힘이 강해지기 때문에 양의 옆미끄럼각을 갖고 있던, 즉 오른쪽을 향하고 있던 항공기의 요잉 모멘트 계수는 더욱 커지게 된다. 또한 초기 옆미끄럼각을 음수로 주게 되면 기수가 왼쪽을 향하는 상태인데 이 상태에서 방향타를 오른쪽으로 향하게 하면 반대로 요 운동을 하려는 힘이 강해져 상쇄 효과를 일으킨다. 따라서 음의 요잉 모멘트 계수는 오른쪽으로 처진 방향타의 각이 커질수록 그 크기가 점점 더 작아지는 것을 볼 수 있다. 실제 데이터 값을 보면 우선 기본 정상일 때는 옆미끄럼각이 0°일 때 요잉 모멘트 계수의 값이 0이고 방향타가 24°인 경우 옆미끄럼각이 20°일 때는 요잉 모멘트 계수의 값이 0.0895이지만 옆미끄럼각이 -20°일 때는 -0.0424로 나와 그 크기가 감소했음을 볼 수 있다.

Figure 14는 24°만큼의 방향타각을 주었을 때 요잉 모멘트 계수의 반응 표면과 방향타를 움직이지 않았을 때 요잉 모멘트 계수의 반응 표면을 제한 값으로 생성한 반응 표면이다. 반응 표면에서도 알 수 있듯이 받음각에 거의 관계없이 옆미끄럼각을 주지 않았을 때 방향타의 효과가 가장 크게 나타난다. 반대로 옆미끄럼각이 커질수록 방향타의 효과가 약하게 나타나는 것을 볼 수 있

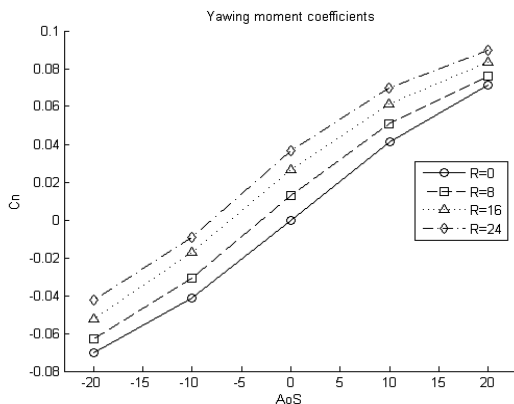


Fig. 13. Effect of the rudder on the yawing moment coefficients

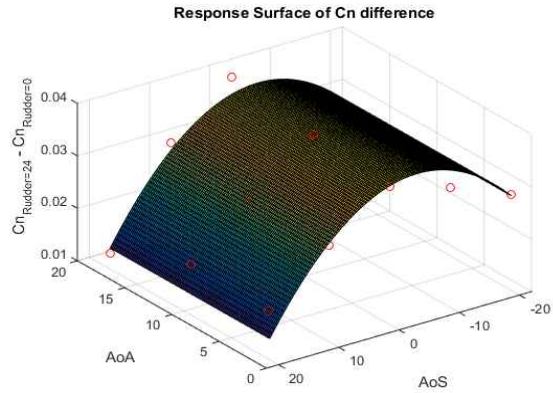


Fig. 14. Response surface of  $\Delta C_{n,Rudder}$

$$\Delta C_{n,Rudder} = b_0 + b_1\beta + b_2\beta^2 \quad (4)$$

다. 반응 표면의 R-square값은 0.913이 나왔다. 식 (4)는 Fig. 14의 반응표면을 식으로 나타낸 것이다. 식을 생성하는 과정 중에 수행한 분산분석을 통해서 받음각은 방향타에 의한 요잉 모멘트 계수 변화에 영향을 거의 주지 않는 것으로 나타났다. 방향타의 움직임이 요잉 모멘트 계수에 미치는 영향의 변화에 있어서는 옆미끄럼각의 영향이 지배적인 것을 볼 수 있었다.

### 3.5 승강키의 효과

승강키에 대한 효과를 알아보기 위한 실험은 수행하였다. KF-16은 수평 꼬리날개에 승강키가 따로 있지 않고 수평 꼬리날개 전체가 움직이면서 승강키의 역할을 하는 형식으로 되어있다. 따라서 본 실험에서는 승강키의 역할을 하는 수평 꼬리날개의 각도를 바꾸어가면서 항공기 공력 특

$$\Delta C_{m,HT} = b_0 + b_1\alpha + b_2\beta + b_3\alpha\beta + b_4\alpha^2 + b_5\beta^2 \quad (5)$$

성에 미치는 영향을 알아본다.

Figure 15는 수평 꼬리날개의 각도를 변화시키면서 받음각에 따른 피칭 모멘트 계수의 변화를 나타낸 것이다. 받음각이 커질수록 피칭 모멘트 계수는 음의 값으로 그 크기가 커지는 것을 볼 수 있다. 받음각이 커짐에 따라 수평 꼬리날개를 더 큰 각도로 움직일 경우 피칭 모멘트 계수의 값은 음의 값으로 그 크기가 더욱 커진다. 반면에 반대 방향으로 수평 꼬리날개를 움직일 경우에는 양의 방향으로 피칭 모멘트가 걸리게 되어 받음각이 커지게 되면 서로 상쇄되어 피칭 모멘트의 크기가 점점 작아진다. 받음각 0°일 때를 보면 수평 꼬리날개가 16°일 때 피칭 모멘트 계수의 값이 -0.1992이고 수평 꼬리날개가 -16°



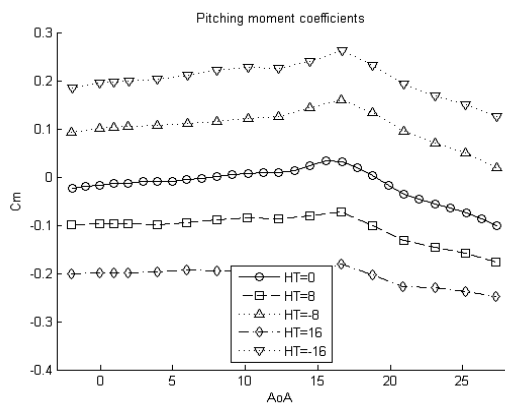


Fig. 15. Effect of the elevator on the pitching moment coefficients

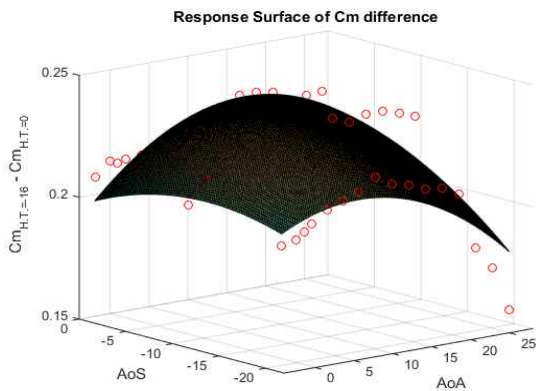


Fig. 16. Response surface of  $\Delta C_{m,H.T.}$

Table 4. R-square values

	R-square
$\Delta C_{L,H.T.}$	0.983
$\Delta C_{L,Flap=24}$	0.885
$\Delta C_{L,Flaperon=24}$	0.857
$\Delta C_{n,Rudder=24}$	0.913
$\Delta C_{m,H.T.=-16}$	0.424

일 때는 피칭 모멘트 계수의 값이 0.1954로 방향이 다르므로 부호는 다르지만 그 크기는 거의 같게 나온다. 그러나 받음각이 25°일 때는 수평 꼬리날개가 16°, -16°일 때 각각 -0.2372, 0.1503이 나와 큰 차이를 보이게 된다.

Figure 16은 수평 꼬리날개가 -16°일 때와 0°일 때의 피칭 모멘트 계수 차이를 나타낸 반응 표면이다. 피칭 모멘트 계수가 비선형성이 크고 특히 높은 받음각에서의 피칭 모멘트 계수가 매우 불규칙적인 경향을 보여 반응표면과의 적합도가 좋지 않았다. 실제 실험 데이터를 확인한 결과, 높

은 받음각에서의 피칭 모멘트 계수 값이 비교적 불규칙적인 것을 확인할 수 있었다. 식 (5)는 Fig. 16의 반응표면을 식으로 표현한 것이다. 이 식에서는 통계학적으로 유의미하지 않은 성분이 없었고 받음각의 계수가 옆미끄럼각의 계수보다 큰 것으로 보아 역시 받음각이 피칭 모멘트 계수의 변화에 더 큰 영향을 주는 것을 알 수 있었다. Table 4는 본 연구에서 생성한 총 78개의 반응 표면 중에서 3.1부터 3.5에서 간단하게 소개한 반응 표면 5개의 R-square 값만 나타낸 것이다.

#### IV. 결 론

풍동 실험을 통해 KF-16의 받음각, 옆미끄럼각, 그리고 여러 가지 조종면들의 변위각에 따른 반응표면을 생성함으로써 공력 데이터베이스를 구축할 수 있었다. 이로써 저속에서의 항공기 정적 공력 특성도 알 수 있었다. 연구를 통해 획득한 공력 데이터베이스는 풍동실험에 적용하는 실험계획법 연구의 유용한 자료가 될 것이다.

#### 후 기

이 연구는 국방과학연구소의 “풍동실험 최적 실험계획 및 모델링 기술(ADD-12-01-08-18)” 연구의 일환으로 수행되었으며, 아낌없는 지원에 감사드립니다.

#### References

- 1) Etkin, Bernard, and Lloyd Duff Reid. Dynamics of flight: stability and control. New York: Wiley, 1996.
- 2) McParlin, S, C., Bruce, R, J., Hepworth, A, G., Rae, A, J., “Low speed wind tunnel tests on the 1303 UCAV concept”, 2006 24th Applied Aerodynamics Conference, San Francisco, United States of America, AIAA 2006-2985.
- 3) Ashill P. R. and Weeks D. J., “A method for determining wall-interference corrections in solid-wall tunnels from measurements of static pressure at the walls.”, Wall Interference in Wind Tunnels, AGARD-CP-335, 1982.
- 4) Oh, S. Y., Park, S. O., Ahn, S. G., “Design of Experiments based Systematic Error Reduction Techniques in Wind Tunnel

Testing", Journal of The Korean Society for Aeronautical Space Sciences., 07-2121

5) Oh, S. Y., Ahn, S. G., Cho, C. W., "Calibration of a Five-Hole Pressure Probe using a Single Sector Error Interpolation Model", Journal of The Korean Society for Aeronautical Space Sciences., May 2006.

6) DeLoach, R., "The Role of Hierarchy in Response Surface Modeling of Wind Tunnel

Data.", 48th AIAA Aerospace Science meeting, Orlando, Florida, January 2010.RE

7) Kim, S. H., Lee, Y. H., Lee, I. W., "T-50 Aerodynamic Database Update by Flight Test Roll Maneuver", Journal of The Korean Society for Aeronautical Space Sciences., 07-2121

8) Park, S. H., Kim, J. W., "Modern Design of Experiments Using MINITAB", 2<sup>nd</sup> ed., Minyoungsa, pp.9~13