

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(4), 291-297(2014)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.4.291>

실험설계법 기반 풍동실험 정밀도 향상 실험연구

오세윤*, 박승오**, 안승기*

Experimental Investigations of Accuracy Improvement
in Wind Tunnel Testing Using Design of Experiments

Se-Yoon Oh*, Seung-O Park** and Seung-Ki Ahn*

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

ABSTRACT

A Design of Experiments(DOE) approach to an experimental study of fuselage drag and stability characteristics of a helicopter configuration was applied to achieve an accuracy improvement in the wind tunnel testing. The impact of blocking the test was assessed by comparing the ANOVA table for the blocked and unblocked cases. For a second-order response model, the role of blocking resulted in a substantial increase in the accuracy of test results. These accuracy improvement could be achieved through randomization, blocking, and replication of the data points i.e. a re-ordering of the test sequence where the data were acquired.

초 록

회진의 항공기의 기체 공력특성 측정실험에 실험설계 방법론을 적용하여 풍동실험의 정밀도 향상에 관한 연구를 수행하였다. 블록화와 블록화 되지 않은 경우들에 대한 분산 분석결과의 비교를 통해 블록화의 영향을 평가하였다. 2차 반응표면모델의 경우 블록화가 실험결과의 정밀도 향상에 실질적인 영향을 주고 있음을 알 수 있었다. 본 연구를 통해 랜덤화, 블록화 및 반복화와 같은 실험설계원리와 같은 풍동실험 절차의 재배치를 통해 이러한 정밀도 향상이 가능함을 보였다.

Key Words : Design of Experiments(실험설계법, 실험계획법), Systematic Error(시스템 오차), Block Effect(블록효과), Wind Tunnel Testing(풍동실험)

1. 서 론

오늘날의 과학연구에서는 고성능 컴퓨터의 발달과 더불어 복잡한 컴퓨터 시뮬레이션 프로그램을 많이 이용하고 있다. 몬테카를로 시뮬레이션을 제외한 대부분의 경우 시뮬레이션의 특징은 컴퓨터에 입력(x)을 넣으면 그 출력 ($y(x)$)이 오차

없이 관측이 된다는 점일 것이다. 즉 같은 입력에 대해서는 항상 똑같은 출력이 결정론적(deterministic)으로 관측된다. 이에 반해 풍동실험과 같은 물리적 실험은 여러 원인들로 인해 관측오차를 포함하게 되므로 항상 똑같은 출력이 관측되지 못하고 측정시마다 결과가 달라지므로 통계적(statistical) 사고방식의 접근과 관련 통계

† Received: February 4, 2014 Accepted: March 8, 2014

* Corresponding author, E-mail : syoh@add.re.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

기법에 대한 올바른 이해가 필요하다. 그러나 통계적 접근방식에 근거하여 당면문제를 파악하고 적절한 통계적 기법을 활용하여야 함에도 불구하고 대부분의 경우 통계적 처리방식에 익숙하지 않아 데이터를 유효하게 활용하지 못하고 범용 기술분야의 하나인 통계적 실험설계방안에 대한 관심과 연구의 부족으로 항공관련 전문기술분야 [1-5]에 이를 적극적으로 활용하지 못하고 있는 실정이다.

국외의 경우 미국 NASA Langley 연구센터 및 여러 연구기관[6-17]에서는 약 10여 년 전부터 기존의 풍동실험분야 및 유관 연구분야에 실험설계법(또는 실험계획법, design of experiments; DOE)[18-19]을 적용하고자 다각도로 노력하고 있으나 적용사례연구를 통한 방법론의 도입단계에 머무르고 있다. 따라서 우리나라와의 기술격차가 크지 않으므로 관련 연구가 필요한 부분의 폭이 넓고 향후 연구를 수행해야 할 분야가 매우 다양하다고 할 수 있다. 그러나 DOE와 관련한 국내 유관 풍동실험분야의 연구현황을 살펴보면 모든 실험변수들을 일정하게 고정시키고 단지 한 개의 변수(자세각, 속도, 형상 등)만을 변경시켜 실험을 수행하는 전통적인 OFAT(one factor at a time)[6-15,18] 방식에 머무르고 있으며 통계학 기반 실험설계 방법론에 대한 관심도 매우 부족한 실정이다. 따라서 비효율적인 실험의 대표적인 예로 꼽을 수 있는 풍동실험에서의 OFAT나 단 한 번의 실험으로 원하는 모든 것을 한꺼번에 얻으려는 불합리한 시도를 지양하고 기존 고유기술지식의 바탕위에 DOE와 같은 통계학 기반 범용기술지식을 접목하여 보다 정보전달력이 높고 정밀도(accuracy)가 향상된 데이터의 생산과 평가가 이루어져야 할 필요성이 대두되고 있다.

이에 본 연구에서는 통계학 기반 실험설계 방법론에 대한 연구의 일환으로 반응표면분석법(response surface methodology, RSM)[18]을 적용한 비행체 공력계수의 정밀도 향상방안에 관한 연구를 수행하였다. 이 연구를 통해 DOE의 블록설계(block design) 개념을 적용한 반응표면의 획득과 블록설계 효과에 대한 평가를 수행하도록 하여 궁극적으로는 향후 보다 신뢰성 있는 실험 결과의 추출이 가능하도록 하고자 하였다.

II. 정밀도 향상 반응표면 실험

2.1 실험설계 방법론

DOE 분야는 실험에 소요되는 자원효율성에 대한 고려가 부족한 고전적인 풍동실험분야에 실

험설계적 사고방식과 반응표면분석 방법론 등을 도입하여 기존 풍동실험에 소요되는 시간과 비용을 크게 절감할 수 있도록 한 최신의 실험설계기술로 각종 연구개발에 소요되는 자원의 효율성과 풍동실험의 생산성 향상을 위해 꼭 필요한 첨단 연구분야이다. 만약 어떤 실험에서 모두 7단계의 공정(속도, 온도, 압력, 밀도 등)이 있고 각 공정마다 실험자가 조절할 수 있는 3가지의 제어수준(온도의 경우 100°C, 200°C, 300°C)이 있다면 모든 수준의 총 조합은 3^7 즉 2,187가지가 되므로 이 같이 많은 조합의 실험에서 최적의 공정조건을 찾는다는 것은 매우 비현실적이다. 그러나 이와 같이 어렵고 복잡한 문제에 DOE에서의 직교배열법(orthogonal array)과 같은 일부실험법(fractional factorial design)을 적용한다면 단지 27회의 실험만으로도 최적공정조건을 대체적인 윤곽[2]을 찾을 수 있다.

그러나 국내외를 막론하고 전통적인 풍동실험 분야에서는 기존 설비가 안고 있는 제약점들과 더불어 통계학 기반 DOE에 대한 이해가 부족하고 새로운 실험기법을 받아들이는 것에 대한 거부감이 커서 관련 연구의 발전과 기술의 파급이 더디어지고 있는 실정이다[1-2]. Six-Sigma(or Design for Six-Sigma, DFSS)나 연구개발 프로세스 성숙도 평가(Capability Maturity Model Integration, CMMI) 등의 최신연구결과에서 이미 밝혀진 바와 같이 기존의 전통적인 방법(OFAT 실험, 빈번한 장비의 교정, 고급 정밀센서의 사용)이나 단순한 업무개선만으로는 생산이나 연구 결과의 최종 산출물의 품질을 사용자가 요구하는 최첨단 수준(Maturity Level 4 이상 또는 항력계수 0.5~1 counts 정밀도)으로 높이거나 최적화하는 것은 이미 한계점에 다다르고 있다고 판단된다. 따라서 기존의 전통적인 방식의 연구로는 해결이 어렵고 복잡한 실제 풍동실험문제의 적용을 통해 실험설계방법론과 풍동실험 적용에 관한 연구를 수행함으로써 그 타당성과 유효성의 입증 필요할 것으로 판단되며, 이러한 연구를 통해 궁극적으로는 보다 신뢰성 있는 공력성능예측과 최적화 풍동실험 설계기법의 확립이 가능할 것이다.

실험설계 방법론에서 랜덤화(randomization)는 동일한 조건에서 미리 예견할 수 없는 실험오차를 제거하기 위해 실험대상을 무작위로 선정하는 것을 말하며 처리(treatment) 및 실험순서의 확률화로 실험오차 간 독립성을 보장하고 제어불가능인자(또는 요인)의 영향을 평균화시킨다. 이를 통해 어느 한쪽으로 치우치는 경향을 제거하고 특

정한 처리가 선호되는 것을 막는다. 블록화(blocking)란 이질적인 실험재료나 환경을 균일하게 묶어 블록(block)으로 만들고 블록 내에서 각 인자의 영향을 조사하는 것을 말한다. 반복화(replication)란 실험에서 어떤 처리조건에 대해 반복하여 실시하는 것을 말하는 것으로 실험을 1회 실시하는 것보다는 수회 실시할 때 신뢰도를 높일 수 있다.

2.2 반응표면 획득 풍동실험

반응표면분석은 여러 개의 인자(x_1, x_2, \dots, x_k)들이 복합적인 작용을 함으로써 어떤 반응변수(y)에 영향을 주고 있을 때 이러한 반응의 변화가 이루는 반응표면에 대한 통계적인 분석방법을 말한다. 식(1)은 인자의 수가 k 개인 2차 회귀모형으로 여기서 오차항 ϵ 은 정규분포 $N(0, \sigma^2)$ 로부터 확률추출(random sampling)된 것이라고 가정한다.

$$y = \beta_0 + \sum_{i=1}^k \beta_i x_i + \sum_{i=1}^k \beta_{ii} x_i^2 + \sum_{i < j} \beta_{ij} x_i x_j + \epsilon \quad (1)$$

요인설계(factorial design)의 단점을 보완하고 적은 횟수의 실험으로 곡면특성을 추정하기 위해 중심점(center points)과 축점(axial points or star points)을 요인점(factorial points) 배치에 추가시킨 실험설계를 중심합성설계(Central Composite Design, CCD)[18-19]라 한다(Fig. 1).

본 연구에서는 직교 회전가능 중심합성설계(a orthogonal rotatable CCD)의 블록화 실험배치를

적용하여 풍동실험모형에 작용하는 공력계수 예측 반응표면을 획득하고 반응표면용 2차 회귀모형(second order regression models) 간의 비교를

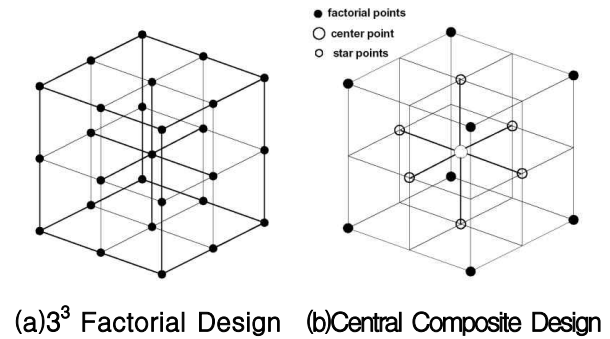


Fig. 1. Experimental designs for 3 factor second-order regression RSM[20]

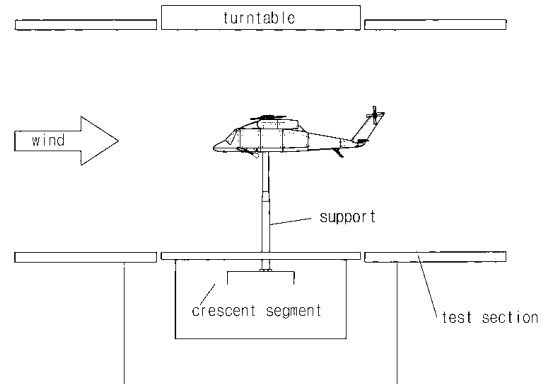


Fig. 2. Fuselage drag-stability model test set-up[21]

Table 1. CCD test matrix and measured aerodynamic coefficient data

Set Point Value			Coded Value			C_D	C_Y	C_L	C_I	C_m	C_n
Block	α (deg.)	ψ (deg.)	Block	x_1	x_2						
1	0	0	-1	0	0	+0.3710	-0.0177	+0.1161	+0.0005	+0.0013	-0.0092
1	+4	+4	-1	+1	+1	+0.3765	+0.2330	+0.3150	+0.0067	+0.0179	+0.0042
1	0	0	-1	0	0	+0.3698	-0.0181	+0.1133	+0.0005	+0.0013	-0.0089
1	-4	+4	-1	-1	+1	+0.3593	+0.3000	-0.0679	+0.0087	-0.0030	-0.0175
1	0	0	-1	0	0	+0.3711	-0.0132	+0.1142	+0.0005	+0.0016	-0.0090
1	+4	-4	-1	+1	-1	+0.3771	-0.2844	+0.3051	-0.0066	+0.0218	-0.0121
1	-4	-4	-1	-1	-1	+0.3581	-0.2836	-0.0751	-0.0029	+0.0016	-0.0082
1	0	0	-1	0	0	+0.3717	-0.0087	+0.1129	+0.0006	+0.0016	-0.0092
2	-5.66	0	+1	-1.414	0	+0.3760	+0.0224	-0.1696	+0.0043	-0.0019	-0.0185
2	0	0	+1	0	0	+0.3725	-0.0103	+0.1131	+0.0006	+0.0014	-0.0094
2	0	+5.66	+1	0	+1.414	+0.3519	+0.3823	+0.1521	+0.0078	-0.0043	+0.0021
2	0	0	+1	0	0	+0.3725	-0.0075	+0.1104	+0.0005	+0.0017	-0.0086
2	+5.66	0	+1	+1.414	0	+0.3953	-0.0062	+0.3649	+0.0002	+0.0255	-0.0069
2	0	0	+1	0	0	+0.3725	-0.0057	+0.1090	+0.0006	+0.0013	-0.0088
2	0	-5.66	+1	0	-1.414	+0.3591	-0.4144	+0.1224	-0.0071	+0.0055	-0.0087
2	0	0	+1	0	0	+0.3719	-0.0055	+0.1096	+0.0006	+0.0012	-0.0083

통해 실험시간 경과에 따른 블록설계 효과를 평가하였다. 반응표면의 독립변수인 인자(x_i)의 개수(k)는 반응각(α)과 요우각(ψ)의 2개로 각각 $-4^\circ \leq \alpha \leq +4^\circ$ 과 $-4^\circ \leq \psi \leq +4^\circ$ 을 제어인자(control factor)의 수준으로 사용하였다. 실험의 반응 특성치(y)는 Fig. 2의 모형[21]에 작용하는 6 성분 공력계수였으며 블록인자(z)는 약 15분가량의 실험시간경과에 따른 시스템오차(systematic error)[8-10]의 영향평가를 위해 도입되었다. x_i 의 값은 관심영역(region of interest)의 최대/최소값을 사용한 선형변환(linear transformation, coded value)을 통해 대체로 ± 1 사이에 위치하도록 하였다. 풍동실험은 CCD 방법을 사용하여 생성된 Table 1의 설계매트릭스를 기준하여 블록별 랜덤화와 중심점에 대한 반복화를 통해 수행하였다.

III. 실험결과 및 검토

3.1 반응표면 측정결과

Table 1은 CCD를 사용하여 획득한 기체공력 특성 측정결과로 식(1)과 선형변환(coded)된 블록인자(z)와 제어인자(x_i)를 사용하여 반응 특성치인 6성분 공력계수(y)에 대한 적합된 반응표면(fitted response surface)을 구하였다.

식(2)와 식(3)은 각각 블록인자를 고려하지 않은 일반적인 2차 회귀모형과 블록인자 z 를 추가한 회귀모형으로 이들과 Table 1의 결과를 이용하여 블록화를 실시한 공력계수 반응표면의 정밀도 향상 효과를 평가하였다.

$$C_D = \beta_0 + \beta_1x_1 + \beta_2x_2 + \beta_{12}x_1x_2 + \beta_{11}x_1^2 + \beta_{22}x_2^2 \quad (2)$$

$$C_D = \beta_0 + \beta_1x_1 + \beta_2x_2 + \beta_{12}x_1x_2 + \beta_{11}x_1^2 + \beta_{22}x_2^2 + \gamma z \quad (3)$$

3.2 반응표면 분석결과

Table 2와 Table 3은 반응표면 회귀모형 계수(coded value)의 블록인자(z) 포함여부에 대한 영향을 평가한 결과이다. C_D 에 대한 분석결과로부터 Table 2의 불포함 모형에 비해 표 3의 블록인자 포함 회귀모형의 회귀모형 계수에 대한 표준오차(standard error)가 감소되었고, 각 회귀모형 계수가 0으로부터 얼마나 많은 배수의 표준오차만큼 떨어져 있는가를 평가하는 지표(t-statics)가 더 크게 산출되었다. 이로부터 Table 3의 회귀모형 계수가 Table 2의 결과에 비해 단순히 실험오차 때문이 아닌 실제적인 값이라는 판단을 좀 더 높은 신뢰성을 갖고 내릴 수 있다. 또한 블록인

Table 2. Regression coefficients for unblocked C_D model

Factor	Coefficient	d.f.	STD. Error	t for H_0 Coeff. = 0	P-Value
Intercept	+0.3716	1	0.00077		
x_1	+0.0079	1	0.00077	10.379	0.000
x_2	-0.0012	1	0.00077	-1.566	0.148
x_1x_2	-0.0005	1	0.00108	-0.416	0.686
x_1^2	+0.0063	1	0.00077	8.247	0.000
x_2^2	-0.0088	1	0.00077	-11.467	0.000
R^2	96.87 %				

Table 3. Regression coefficients for blocked C_D model

Factor	Coefficient	d.f.	STD. Error	t for H_0 Coeff. = 0	P-Value
Intercept	+0.3716	1	0.00063		
Block 1	+0.0011				
Block 2	-0.0011				
x_1	+0.0079	1	0.00063	12.614	0.000
x_2	-0.0012	1	0.00063	-1.904	0.089
x_1x_2	-0.0005	1	0.00089	-0.506	0.625
x_1^2	+0.0063	1	0.00063	10.022	0.000
x_2^2	-0.0088	1	0.00063	-13.936	0.000
R^2	98.09 %				

자 적용에 따라 회귀모형의 정도(precision)를 측정하는 결정계수(coefficient of determination, R^2)의 값이 향상되어 좀 더 높은 정밀도의 결과를 얻을 수 있음을 알 수 있다.

Table 3의 블록화 적용 C_D 의 회귀모형계수에 대한 유의성(significance) 검정결과로부터 두 블록(실험시간 경과)간에 발생하는 시스템오차의 변동(bias shift)으로 인해 발생하는 블록효과의 영향은 ± 0.0011 이었으며 가설의 검정(hypothesis test)[19] 결과에 따라 x_1x_2 항(상호작용)의 영향이 상대적으로 미미하므로 적절한 신뢰수준(level of confidence)에 따라 회귀모형에서 제외가 가능함을 알 수 있다. 이러한 블록효과의 영향평가결과를 토대로 식(3)을 식(4)와 같이 정리할 수 있다.

$$C_D = \beta_0 + \beta_1x_1 + \beta_2x_2 + \beta_{12}x_1x_2 + \beta_{11}x_1^2 + \beta_{22}x_2^2 + \gamma z$$

$$= (\beta_0 \pm \gamma z) + \beta_1x_1 + \beta_2x_2 + \beta_{12}x_1x_2 + \beta_{11}x_1^2 + \beta_{22}x_2^2 \quad (4)$$

$$= (0.3716 \pm 0.0011) + \beta_1x_1 + \beta_2x_2 + \beta_{12}x_1x_2 + \dots$$

식(4)의 회귀모형에서 블록인자 z 는 마치 절편

(intercept)의 불확도(uncertainty)와 같은 역할을 하여 두개의 블록 간에 발생하는 시스템오차의 변동을 반영한다. 항력계수 C_D 의 경우 블록효과로 인해 회귀모형의 절편 항(β_0)이 두 블록 간에 평균적으로 0.0011(11 counts) 만큼 변동한다. 이는 블록 1과 블록 2중에서 어느 시간대의 블록을 선택하느냐에 따라 설명할 수 없는 여러 가지 이유로 인해 발생하는 시스템오차의 변동(즉 DC shift)이 CCD를 구성하는 두 반응표면(요인점/축점 반응표면) 간에 존재하고 0.0022(22 counts)만큼의 간격이 서로 벌어져 있음을 의미한다(Fig. 3~Fig.5). 식(4)에서의 회귀모형 절편 항의 불확도는 경우에 따라 첨단 정밀도 실험조건에서 매우 중요한 요소로 작용할 수도 있으며 이 경우 C_D 에 대한 블록효과가 명목 허용오차[22]의 22배에 이른다. 여기서의 설명할 수 없는 오차란 실험단위들 사이에 나타나는 자연적인 변이, 반응변수를 관측할 때 생기는 관측오차, 처리와 실험단위

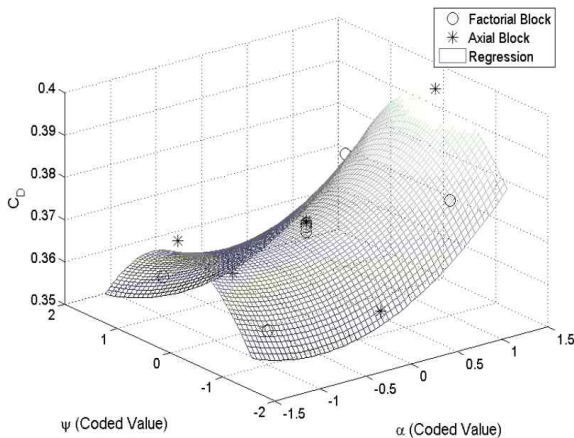


Fig. 3. C_D response surface : second-order regression

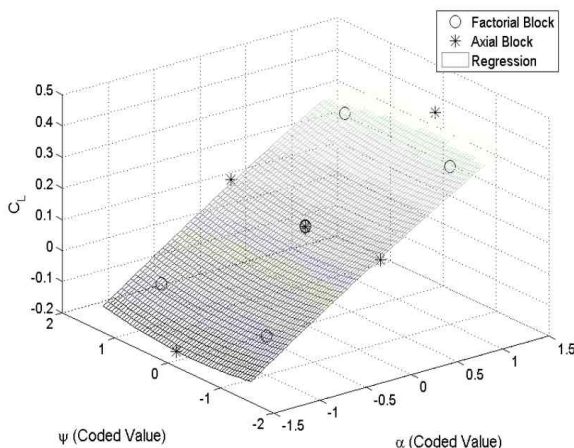


Fig. 4. C_L response surface : second-order regression

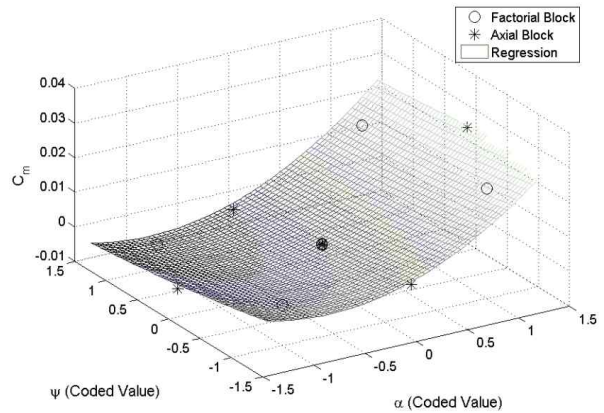


Fig. 5. C_m response surface : second-order regression

Table 4. Block effects of response surfaces

	C_D	C_Y	C_L	C_I	C_m	C_n
Block 1	-0.0011	-0.0030	+0.0014	+0.0000	+0.0009	-0.0002
Block 2	+0.0011	+0.0030	-0.0014	-0.0000	-0.0009	+0.0002
Block Effect	0.0022	0.0060	0.0028	0.0000	0.0018	0.0004
[9]Error Budget	0.0001	0.0010	0.0010	0.0010	0.0010	0.0001

간의 상호작용, 그리고 실험자가 기술적으로 제어할 수 없는 외적영향(기후 등) 등에 의해 발생하는 실험오차를 말한다.

3.3 정밀도 향상 분석결과

Table 4는 6성분 공력계수 예측 반응표면에 대한 블록효과를 비교한 결과이다. 블록설계 적용 반응표면실험을 통해 얻을 수 있었던 공력계수의 정밀도 향상은 약 4~60 counts (0.0004~0.0060)에 달하였다. 블록화 적용여부에 따른 분산분석(ANOVA) F-검정결과(F-value)[19]의 비교로부터 C_D 의 경우 약 1.47(91.53/61.97)배의 검출력 증가를 얻을 수 있었다. 이는 블록화 적용 회귀모형만큼의 증가 정밀도[8]를 얻기 위해서는 블록화 비 적용 모형이 47% 만큼의 데이터를 더 많이 필요로 함을 의미한다. 바꾸어 말하면 블록화하지 않은 일반 회귀모형과 동일한 정밀도를 얻기 위해서는 약 68%의 데이터만이 필요하다는 것을 말한다.

IV. 결론

전통적인 풍동실험 분야에 실험설계 방법론 기반 반응표면분석법을 적용하여 비행체 공력계수

의 정밀도 향상방안에 관한 연구를 수행하였다. 본 연구를 통해 직교 블록화 공력계수 예측 반응 표면을 획득하고 2차 회귀모형의 블록설계 효과에 대한 평가를 수행하여 실험설계의 블록화가 실험의 정밀도를 실질적으로 향상시킬 수 있음을 보였다. 이와 같은 실험의 정밀도 향상은 추가적인 실험횟수의 증가나 별도의 실험비용의 상승 없이 실험설계의 기본원리와 통계학 기반 실험배치 방법의 적용만으로 가능하며, 실험 수행시 항상 발생하고는 있지만 기존의 전통적인 방법으로는 처리가 불가능하였던 블록효과 즉 시스템오차의 변동을 용이하게 제거할 수 있다. 따라서 보다 신뢰성 있는 실험결과의 추출이 가능하도록 하기 위해서는 향후 이와 같은 실험설계 방법론에 대한 적용연구와 풍동실험분야에의 적극적인 활용이 필요하다고 판단된다.

References

- 1) Oh, Se-Yoon, Park, Seung-O and Ahn, Seung-Ki, "Experimental Investigations of Systematic Errors in Wind Tunnel Testing Using Design of Experiments", (in Korean) Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science, Vol. 41, No. 5, pp. 335~341, 2013. 5.
- 2) Oh, Se-Yoon, Park, Seung-O and Ahn, Seung-Ki, "Design of Experiments based Accuracy Improvement Techniques in Wind Tunnel Testing", Proceeding of the 2007 KSAS Fall Conference, KSAS07-2122, 2007. 11.
- 3) Oh, Se-Yoon and Park, Seung-O, "Optimal Aft End Distorted Fin Model Using Response Surface Method", AIAA Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.46 No. 3, 2009.5., pp. 592~598.
- 4) Oh, Se-Yoon, Kim, Sung-Cheol, Lee, Do-Kwan, Kim, Sangho and Ahn, Seung-Ki, "Magnus and Spin-Damping Measurements of a Spinning Projectile Using Design of Experiments", AIAA, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 47, No. 6, Nov.-Dec. 2010, pp. 974~980.
- 5) Oh, Se-Yoon, Lee, Jong-Geon, Kim, Sung-Cheol, and Kim, Sangho, "Wind-Tunnel Testing of an Inertial Particle Separator Inlet Using DOE", AIAA Atmospheric Flight Mechanics (AFM) Conference, Boston, MA, August 19-22, 2013.
- 6) DeLoach, Richard, "Application of modern experiment design to wind tunnel testing at NASA Langley research center", AIAA 98-0713, 1998.
- 7) DeLoach, Richard, "Tailoring wind tunnel data volume requirements through the formal design of experiments", AIAA 98-2884, 1998.
- 8) DeLoach, Richard, "Improved quality in aerospace testing through the modern design of experiments", AIAA 2000-0823, 2000.
- 9) DeLoach, Richard, "Tactical defenses against systematic variation in wind tunnel testing", AIAA 2002-0885, 2002.
- 10) DeLoach, Richard, "Blocking: a defense against long-period unexplained variance in aerospace ground testing", AIAA 2003-0650, 2003.
- 11) DeLoach, Richard and Berrier, B.L., "Productivity and Quality Enhancements in a Configuration Aerodynamics Test Using the Modern Design of Experiments", AIAA 2004-1145, 2004.
- 12) DeLoach, Richard, "Analysis of Variance in the Modern Design of Experiments", AIAA 2010-1111, 2010.
- 13) DeLoach, Richard and Micol, John R, "Comparison of Resource Requirements for a Wind Tunnel Test Designed with Conventional vs. Modern Design of Experiments Methods", AIAA 2011-1260, 2011.
- 14) DeLoach, Richard, "Response Surface Modeling Tolerance and Inference Error Risk Specifications: Proposed Industry Standards", AIAA 2012-2859, 2012.
- 15) DeLoach, Richard, "Check-Standard Testing Across Multiple Transonic Wind Tunnels with the Modern Design of Experiments", AIAA 2012-3174, 2012.
- 16) Simpson, Jim and Landman, D., "Low-Speed Wind Tunnel Testing via Designed Experiments: Challenges and Ways Forward", AIAA 2008-1664, 2008.
- 17) Best, J., T., Kraft, E., M. and Hubert II, A., F., "Revitalizing the Technical Excellence of the Workforce at the AEDC and Beyond", AIAA 2008-1611, 2008.
- 18) Montgomery D. C., "Design and Analysis

of Experiments", 6th ed., John Wiley & Sons, Inc., 2005.

19) Bae, Do-Sun et al., "Statistics : Theory and Application", Chungmungak, 2004.

20) Kim, Hongman, "Statistical Modeling of Simulation Errors and Their Reduction via Response Surface Techniques", Doctor of Philosophy, Virginia Tech., June 20, 2001.

21) Oh, Se-Yoon, Park, Keum-Yong, Lee,

Jong-Geon and Ahn, Seung-Ki, "An Experimental Study of Fuselage Drag and Stability Characteristics of a Helicopter Configuration", (in Korean) Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science, Vol. 33, No. 9, pp. 9~15, 2005. 9.

22) Barlow, J. B., Rae, William H. and Pope, Alan, "Low-Speed Wind Tunnel Testing", 3rd ed., Chapter 7., 1999.