論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(10), 798-805(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.10.798 ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

충격파 풍동에서의 연속적 자유낙하 실험에 대한 적응적 실험 계획법 적용 연구

최의환, 이주성, 송하균, 성태현, 박기수, 안재명*

A Study on Adaptive Design of Experiment for Sequential Free-fall Experiments in a Shock Tunnel

Uihwan Choi, Juseong Lee, Hakyoon Song, Taehyun Sung, Gisu Park and Jaemyung Ahn*
KAIST

ABSTRACT

This study introduces an adaptive design of experiment (DoE) approach for the hypersonic shock-tunnel testing. A series of experiments are conducted to model the pitch moment coefficient of a cone as the function of the angle of attack and the pitch rate. An algorithm to construct the trajectory of the test model from the images obtained by the high-speed camera is developed to effectively analyze multiple time series experimental data. An adaptive DoE procedure to determine the experimental point based on the analysis results of the past experiments using the algorithm is proposed.

초 록

본 연구에서는 극초음속 충격파 풍동시험에 대한 적응적 실험 계획법 기반 접근법을 소개한다. 원뿔형 모델의 피치 모멘트를 받음각과 피치 각속도에 대한 함수로 모델링하기 위해 일련의 실험들을 수행하였다. 또한 다수의 시계열 실험 데이터를 효과적으로 분석하기위해 초고속 카메라를 통해 획득한 실험 이미지로부터 실험 모델의 궤적을 구성하기 위한알고리즘을 개발하였다. 해당 알고리즘을 활용해 이전 실험에 대한 분석 결과를 토대로 다음 실험점을 결정하는 적응적 실험 계획법을 제안한다.

Key Words: Shock Tunnel(충격파 풍동), Pitch Moment Coefficient Measurement(피치 모멘트 계수 측정), Free-falling Experiment(자유낙하 실험), Adaptive Design of Experiment(적응적 실험 계획법), Gaussian Process(가우시안 프로세스)

I. 서 론

고 마하수의 유동 환경에서 발사체나 미사일 등의 비행체에는 자세각에 따라 큰 공기역학적 험과 모멘트가 작용한다. 따라서 비행체의 비행 안정성 확보를 위해 공력 계수를 다양한 유동 조 건 및 공력각/각속도에 따라 정확히 모델링하는 것이 중요하다. 고비용의 비행 시험을 대체하여

† Received: August 8, 2017 Revised: September 29, 2018 Accepted: September 29, 2018

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

지상에서 고엔탈피 극초음속 유동을 모사할 수 있는 충격파 풍동(shock tunnel) 시설을 이용하여 비행체의 공력 계수를 측정할 수 있다. 이때 내부 장착 센서가 필요하지 않아 비교적 작은 시험부에서도 실험이 가능하고 지지물의 간섭을 줄일 수 있다는 장점이 있는 자유낙하 방식의 가시화 기법을 통한 공력 계수 측정 연구가 다양하게 진행되고 있다[1,2]. 자유낙하 기법을 포함한 대부분의 충격파 풍동시험은 기본적으로 1회의 충격파 실험마다 실험 모델의 장착 및 고엔탈피/고마하수의 유동 조건 생성을 위한 가스 충전 등이요구된다. 이 과정에서 적지 않은 준비 시간 및실험 재료가 요구되며, 다양한 자세각에 대한 공력 계수 획득과 같이 다수의 실험이 필요한 경우실험 시간 및 비용의 전체 요구량도 함께 증가한다

충격파 풍동시험과 같이 많은 실험 시간 및 실 험 비용이 발생하는 풍동시험을 보다 효율적으로 수행하기 위해 실험 계획법을 적용할 수 있다[3]. 본 연구에서는 마하 6 충격파 터널에서 자유낙하 하는 원뿔형 비행체 모델의 다양한 자세각에 대 한 피치 모멘트 계수를 가시화 기법을 통해 획득 하는 극초음속 실험을 수행하였다. 이러한 다수 의 연속적 자유낙하 실험 과정에 전통적 실험 계 획법 및 적응적 실험 계획법을 적용한 과정을 소 개하였다. 자유낙하 실험에는 일반적인 풍동시험 과 다르게 각속도와 같은 동적 실험 변수가 존재 한다. 이 경우 전체 낙하 시간에 걸쳐 공기역학 적 힘과 모멘트에 의해 다음 비행체 상태가 영향 을 받는 동역학적 구속조건이 존재한다. 본 연구 를 통해 이러한 동적 실험에 적합한 형태로 맞춤 화된 적응적 실험 계획법도 함께 제시하였다. 획 득한 원뿔형 비행체의 피치 모멘트 계수 실험 결 과를 알려진 이론값과 비교하여 그 타당성을 확 인하였다.

Ⅱ. 실험 계획

2.1 연속적 자유낙하 실험 개요

2.1.1 충격파 풍동 시설 및 원뿔형 모델

본 연구에서 사용한 충격파 풍동은 KAIST 항 공우주공학과 K1 충격파 터널이다. 충격파관 충전을 위해 driver tube에는 99.9%의 일반 순도 헬륨을 사용하였고 driven tube에는 dry air를 사용하여 시험부의 test gas로 유입되도록 하였다. 반사충격파 이후 고온 고압의 test gas는 노즐을 통과하여 마하 6 평형 상태의 정상 유동이 발달

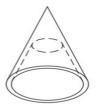
Table 1. Steady flow condition [4]

Property	Nominal Value	Measurement
M_{∞}	6.08	6.06 ± 0.75
p_{∞} (kPa)	1.87	_
u_{∞} (m/s)	1698	_
T_{∞} (K)	208	_
$ ho_{\infty}$ (kg/m 3)	0.028	_
p_{pitot} (kPa)	79.6	1.26 ± 0.03
$H_0 \ (\mathrm{MJ/kg})$	1.65	1.68 ± 0.04

한다. 이에 대한 실험적 유동 검증은 선행 연구 [4]에서 진행된 바 있다. 충격파 발생 후 유동 발달까지 약 0.1 ms, 이후 정상 유동이 지속되는 시간은 약 0.6 ms 이다. 실험에 사용된 정상유동조건이 Table 1에 제시되었다.

충격파 실험은 원형 밑면을 가지는 뾰족한 원뿔(circular pointed cone) 모델로 수행되었다. 원뿔형 모델은 초음속/극초음속 유동을 겪는 미사일이나 발사체의 nose cone에 대한 기초적 형상으로써 그 중요성을 가진다. 또한 3차원적으로 원뿔축에 대해 대칭인 형상이므로 극초음속 유동에서의 공기역학적 경향성이 Newtonian theory 등을 통해 알려져 있어 실험 결과의 정확도를 분석하기에 용이하다.

원뿔형 실험 모델은 초고속 유동에 대해 자세 안정성을 가지도록 무게 중심(center of gravity) 이 압력 중심(center of pressure)보다 전면에 위 치하도록 하고자 하였으며, 따라서 원뿔의 밑면 부근의 내부를 파내어 Fig. 1과 같이 설계되었다. 모델 제작은 플라스틱 수지 재료 중 비교적 가벼 우며 안정적인 기계적 물성을 가짐과 동시에 정 밀 가공이 용이한 ABS 광경화 수지를 재료로 제작하였다. 실험 모델의 기타 제원은 Table 2와 같다.



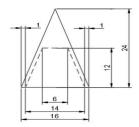


Fig. 1. Cone model design (left: 3D design, right: cross section design)

 1.06 ± 0.01

 0.614 ± 0.005

Property	Value
Height (mm)	24.0 ± 0.1
Base diameter d (mm)	16.0 ± 0.1
Base area S (mm ²)	201 ± 3
Semi-cone angle θ_c (deg)	18.4 ± 0.2
Center of gravity from the apex of the cone x_{cg} (mm)	15.6 ± 0.1
Pitch moment of inertia	27.9 ± 0.1

Table 2. Cone model specification

2.1.2 모델 자유낙하 및 가시화 기법

 I_{vv} (g · mm²)

Density of ABS polymer

 (g/cm^3)

Mass (g)

초기 받음각 설정을 위해, 실험 이전에 원뿔형 모델의 밑면 부근 및 꼭지점 부근을 각각 나일론 와이어를 이용하여 시험부 상단에 연결하여 부착 하였다(Fig. 2). 충격파 생성 시 나일론 와이어는 충격파에 의해 모델로부터 분리되고, 이후 원뿔 형 모델은 유동 방향으로 항력에 의해 가속하게 된다. 와이어를 통한 모델 자세각 조절 기법은 와이어 분리 과정 중 모멘트가 발생하여 초기 각 속도가 0이 아니라는 특징이 있다. 본 연구에서 는 와이어가 완전히 분리된 이후 모델의 받음각, 각속도 및 각가속도를 모두 측정하여 phase plot 상에서 물체의 운동 이력을 표현함으로써 각속도 와 같은 동적 실험 요소까지 실험 결과로 함께 획득하여 분석하였다.

모델의 낙하 궤적은 Laser Quantum Gem사의 고출력 레이저와 Fastcam Mini Ux100 CMOS 초고속 카메라로 구성된 Z타입 shadowgraph 시스템[5]을 이용한 가시화 기법으로 수직평면에서 기록되었다. 본 실험의 초고속 카메라 프레임 속도는 20,000 fps이며, 카메라 노출 시간은 1/256,000초이다. 충격파 생성 후 정상 유동 안정화 및 와



Fig. 2. Cone model with wires in the test section

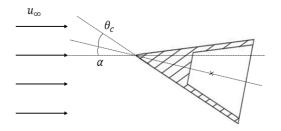


Fig. 3. Illustration of angle of attack and semi-cone angle

이어 분리 (약 0.1 ms - 0.2 ms) 이후의 거동을 실험 데이터로 사용하였다. 1회의 자유낙하 실험 을 통해 수십 프레임의 사진 데이터가 획득되며, 해리스 코너 검출기를 통해 매 프레임의 원뿔 꼭 지점 픽셀 위치를 자동으로 검출하여 다수의 원 뿔형 모델 자유낙하 이미지 프레임을 효과적으로 궤적 데이터로 변환하였다[6].

2.2 각속도, 각가속도, 피치 모멘트 측정

충격파 풍동에서 실험자가 설정 가능한 초기 받음각을 가지는 원뿔형 모델의 자유낙하시 자세 각(받음각) 시계열 데이터를 가시화 기법을 통해 획득하였다. 이후 이를 분석하여 다양한 받음각 및 각속도에서의 피치 모멘트 계수 모델을 획득 하고자 하였다. 자유낙하하는 모델의 각속도와 각가속도 측정을 위해서는 일반적으로 모델 내부 자이로 센서 등을 사용한다. 그러나 이 방법은 실험 비용이 많이 발생하고 모델의 무게중심 등 을 설정하는데 어려움이 있으며 내부 센서 장착 을 위한 실험 준비 시간이 많이 요구된다고 알려 져 있다. 본 연구에서는 이에 대한 대안으로 초 고속 카메라를 통해 획득한 자유낙하 물체의 시 계열 궤적 데이터를 분석하여 자유낙하 시간 동 안의 각속도와 각가속도를 추정하는 기법을 사용 하였다. 물체의 동역학 관계식을 알고 있는 경우 Kalman filter나 Kalman smoother를 사용할 수 도 있으며, 관측 데이터에 대한 전반적 경향성을 알고있는 경우 관측 데이터에 대해 다항식 회귀 (polynomial regression) 등 간단한 회귀 모델을 적용할 수도 있다. 하지만 본 실험의 경우 자유 낙하 모델에 작용하는 공력에 대한 선험적 지식 이 없다는 전제에서 효율적인 실험 순서를 계획 하고자 하였다. 따라서 시계열 관측 데이터에 대 한 시간 미분 및 2차 미분을 획득하기 위한 범용 적 방법인 가우시안 프로세스 미분 모델을 통해 궤적 데이터로부터 자유낙하 물체의 각속도 및 각가속도 정보를 획득하였다[7].

2.3 Newtonian theory를 이용한 원뿔형 모 델의 공기역학적 특성

극초음속 유동에서 원뿔형 모델의 이론적인 공기역학적 특성은, 고마하수, 층류, 0의 배압 압력계수, 비점성, 1의 비열비 등을 가정하여 극초음속유동이 물체에 가하는 압력 계수를 유동과 물체표면의 접선 벡터의 함수로 표현하는 Newtonian theory를 통해 산출될 수 있다. 극초음속 유동에서의 각속도 성분이 없을 경우, 극초음속 유동에서의원뿔형 모델의 피치 모멘트와 받음각에 대한 관계는 아래 과정을 통해 유도된다[9].

원뿔형 모델의 피치 모멘트를 도출하기 위해서는 먼저 Fig. 4에 정의된 좌표계 시스템을 기준으로 원뿔형 모델에 작용하는 normal force를 계산하여야 한다. 이는 원뿔형 모델의 표면에 작용하는 압력 계수를 유동과 관계된 원뿔형 모델의유효면적에 대해 적분하여 얻을 수 있다. Newtonian theory을 통해 산출된 원뿔형 모델표면의 압력 계수는 식 (1)과 같다.

$$C_{p} = 2(\lambda \sin \theta_{c} + \nu \cos \theta_{c} \sin \phi - \eta \cos \theta_{c} \cos \phi)^{2}$$
 (1)

위 수식의 파라미터들은 각각 받음각 α 와 옆 미끄럼각 β 의 함수로 아래와 같이 표현된다.

$$\lambda = \cos\alpha \cos\beta$$

$$\nu = -\sin\beta \tag{2}$$

$$\eta = \sin\alpha \cos\beta$$

원뿔형 모델에 작용하는 normal force 계수 및 원뿔 밑면을 기준으로 한 피치 모멘트 계수는 식 (3)과 같다.

$$C_{N} = -\frac{1}{S} \int_{0}^{-l} \int_{\phi_{i}}^{\phi_{f}} C_{p} x \tan \theta_{c} \cos \phi \, d\phi dx$$

$$C_{m} = \frac{l}{3d} (1 - 2 \tan^{2} \theta_{c}) C_{N}$$

$$(3)$$

l은 원뿔형 모델의 길이, S는 reference area, d는 reference length인 원뿔 밑면 지름을 나타낸다. 적분 구간 ϕ_i,ϕ_f 는 극초음속 유동에 노출된 표면 유효면적의 구간을 의미하며, 기하학적으로 계산된다. 무게중심을 기준으로 변환한 원뿔형모델의 피치 모멘트는 최종적으로 아래와 같이 표현된다.

$$C_{m,cg} = C_m - \frac{(l+x_{cg})}{d}C_N \tag{4}$$

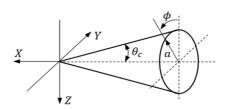


Fig. 4. Coordinate system

본 논문의 실험과 유사한 마하수 6.7에서의 semi-cone angle 10deg, cone base diameter 2.00 inch의 원뿔형 형상에 대한 피치 모멘트 계수 측정 결과의 경우 받음각 0deg~55deg 범위에 대해 Newtonian theory 예측값과 실험값의 차이는 worst case인 경우에도 약 5% 수준인 것으로보고된 바 있다[9].

Ⅲ. 실험 계획법

3.1 실험 계획법 개요

실험 계획법(Design of Experiment)은 다수의실험이 요구될 때 어떤 실험점들을 어떤 순서로수행하여야 실험 결과의 정확도를 통계적으로 일정 수준으로 유지하는 동시에 소요되는 전체 실험 자원(또는 전체 실험 횟수)을 가능한 최소화할 수 있는가에 대한 연구이다. 전통적인 실험계획법은 실험 수행 이전에 어떤 실험점을 어떤 순서로 수행할 지를 미리 결정한 후 실행을 수행하며 OFAT, 중심 합성법, D-optimal design 등의 기법이 알려져 있다. 실험 계획법의

에 대한 적용은 1980년대 NASA Langley 연구 센터의 연구를 시작으로 이후 국내외 연구기 관에서 관련 연구가 수행되고 있다[3].

이후 전통적인 실험 계획법을 보완하여 실험도중에 적응적으로 다음 실험점을 결정하는 적응적 실험 계획법(Adaptive Design of Experiment)이 대두되고 있다[8]. 적응적 실험 계획법은 크게기존 실험 계획 기법을 기반으로 하는 초기 실험단계와 메타모델링(metamodeling)을 통해 다음실험점을 선정하는 적응적 실험 단계로 구성된다. 이때 적응적 실험 단계에서 사용되는 메타모델로는 예측의 불확실성을 정량화할 수 있으며비모수 비선형 회귀 분석이 가능한 Gaussian Process (GP) 모델이 사용된다. 1, 2, ..., k번째실험 데이터로부터 다음 (k+1번째) 실험점(χ_{k+1})을 선정하는 절차는 아래와 같이 k번째 GP 모델의 예측 분산(또는 표준편차)을 최대로 하는 실험점을 찾음으로서 수행된다.

$$\chi_{k+1} = \operatorname{argmax}_{\chi} \left(\sigma_{GP,k}(\chi) \right)^2 \tag{5}$$

3.2 동적 풍동시험에 대한 적응적 실험 계획

하지만 식 (5)와 같은 기존의 적응적 실험점 선정 방법은 자유진동, 강제진동, 자유낙하 실험 등 시간에 대해 동적인 실험 요소가 있는 풍동시 험에 대해 직접 적용하기 쉽지 않다. 이는 동적 인 풍동시험의 경우 한 번의 실험에서 하나의 정 적 데이터가 아닌, 실험 고유의 동역학적 구속조 건으로부터 도출되는 다수의 시계열 데이터 (timeseries data)를 획득하기 때문이다. 본 연구 에서는 동적인 실험 요소가 있는 풍동시험에 적 용 가능하도록 적응적 실험점 선정 방법을 다음 과 같은 형태로 확장하여 실험 계획 과정에 적용 하였다.

$$\begin{split} &\chi_{k+1} = \operatorname{arg\,max}_{\chi} \int_{t_0}^{t_f} \sigma_{GP,k}(x(t))^2 dt \\ &s.t. \\ &\dot{x} = \hat{f}_k(x(t);\chi), \, x_0 = \hat{g}_k(\chi) \end{split} \tag{6}$$

3.3 연속적 자유낙하 실험에의 적용

앞서 소개한 충격파 터널에서의 자유낙하 실험에 본 방법론을 적용하기 위해서는, 정적 실험변수와 동역학적 구속조건이 있는 실험 변수를설정하여야 한다. 본 실험에서 정적 실험 변수로써 실험 전 조절이 가능한 변수는 초기 받음각 $\alpha^{(0)}$ 이며, 동역학적 구속조건을 가지는 변수로써 초기 받음각에 의해 간접적으로 설정되는 변수는 받음각 및 각속도 시간 이력 $\alpha^{(k)}, \omega^{(k)}$ (k=1,2,...,N)에 해당한다. 또한 본 실험을 통해궁극적으로 획득하고자 하는 반응치는 다양한 받음각 및 각속도에 대한 피치 모멘트 계수 모델 $C_m = C_m(\alpha,\omega)$ 이다. 이러한 동역학적 구속조건이 있는 실험에 대해 식 (6)을 적용하면 식 (7)과 같은 적응적 실험점 선정 방법을 얻는다.

전체 실험 계획은 크게 10회의 초기 실험 단계 (initial phase)와 5회의 적응적 실험 단계 (adaptive phase)로 구성하였다. 초기 실험 단계는 3회의 재현성 확인 실험점(semi-cone angle과동일한 초기 받음각) 및 순서가 랜덤화 되어있는 7회의 등간격 실험점으로 구성된다. 적응적 실험단계는 3회의 재현성 확인 실험점과 2회의 적응적 실험점으로 구성된다. 적응적 실험 단계에 있는 실험점들($\alpha_{adap,1}$, $\alpha_{adap,2}$, $\alpha_{repr,3}$, $\alpha_{repr,2}$, $\alpha_{repr,3}$)은 10회의 초기 실험점에 대한 실험 결과를 통해

Table 3. Initial and adaptive experiments

	k	$\chi_k \!=\! \alpha^{(0)} \; (\text{deg})$
	(run #)	(experimental factor)
Initial experi- ments	1~3	18.4
	4~10	random shuffle of {5,10,15,15,20,25,30}
Adaptive experi- ments	11	$lpha_{adap,1}$
	12, 13	$\alpha_{repr,1}, \ \alpha_{repr,2}$
	14	$lpha_{adap,2}$
	15	$\alpha_{repr,3} = \alpha_{adap,2}$

구성한 GP 모델에 대한 분석 및 식 (7)을 토대로 전체 실험 도중 적응적으로 선정되었다.

$$\begin{split} \chi_{k+1} &= \arg\max_{\chi} \int_{t_0}^{t_f} \sigma_{GP,k}(\alpha(t), \omega(t))^2 dt \\ s.t. \\ &\left[\dot{\alpha} = \omega(t) \\ \dot{\omega} &= \frac{q_{\infty} S d}{I_{yy}} \hat{C}_{m,k}(\alpha(t), \omega(t)) \right], \\ &[\alpha_0, \omega_0]^T &= [\chi, 0]^T \end{split} \tag{7}$$

Ⅳ. 실험 결과 분석

초기 실험 단계를 통해 수행된 10회의 자유낙하 궤적 데이터를 통해 획득한 실험 결과는 Table 4의 좌측과 같다. 이후 적응적 실험 단계를 통해 최종적으로 획득한 실험 결과는 Table 4의 우측과 같으며, 이 중 대표적으로 11번째 실험(Run 11)의 결과는 Figs. 5, 6에 자세히 나타내었다. Table 4의 첫 번째 행(row)은 원뿔형 모델의 자유낙하 궤적을 받음각 축과 받음각 각속도 축으로 구성된 2차원 phase plot으로 표현한



Fig. 5. Reconstructed cone trajectory (Run 11)

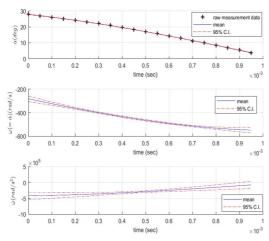


Fig. 6. Time series data analysis (Run 11)

결과이며, Table 4의 두 번째 행은 모델의 각 자유낙하 궤적에서의 피치 모멘트 계수를 함께 표기한 후 GP 모델을 통해 메타모델링을 수행한결과이다. 초기 실험 단계만을 통해 얻은 실험결과에 대해 GP를 이용해 예측 불확실성을 정량

화한 결과 저반음각-고각속도 및 고반음각 영역에서 피치 모멘트 계수 모델의 불확실성이 크게 나타남을 확인할 수 있다.

이 중 고받음각 영역에 대한 정보는 높은 초기 받음각을 가지는 자유낙하 실험을 설정함으로써 획득할 수 있다. 따라서 적응적 실험 단계에서의 실험은 식 (7)을 통해 제안된 실험점 및 높은 초 기 받음각에 대한 반복 실험을 통해 Table 4의 우측과 같은 피치 모멘트 계수 모델링 결과를 획 득할 수 있다.

획득한 최종적인 GP 기반 피치 모멘트 계수모델(이하 GP 모델)의 정확도를 검증하기 위해식 (4)의 Newtonian theory(이하 이론값)와 비교하였다. Table 4 우측 하단의 GP 모델에서 $\omega=0$ 일 때의 GP 모델 $C_m=C_m(\alpha)$ 를 이론값과비교한 결과는 Fig. 7과 같다. GP 모델의 95% 예측 신뢰구간 내에 이론값이 위치함을 확인할수 있다. GP 모델의 예측 평균(GP mean)의 RMSE (Root-Mean-Square-Error)를 이론값을기준으로 계산하면 RMSE $_{GP}=0.0069$ 와 같다. 이때 RMSE는 받음각 범위 $0\deg\sim25\deg$ 에 대해

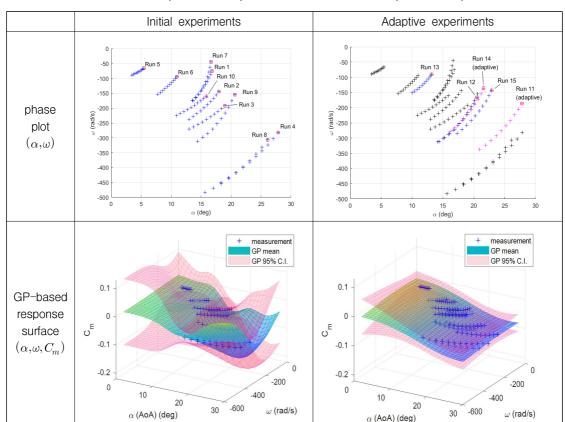


Table 4. Phase plot and response surface for each experimental phase

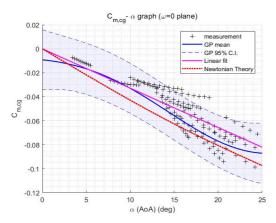


Fig. 9. Comparison of pitch moment coefficient results

0.5deg 간격으로 계산되었다.

GP 모델의 회귀 분석 성능을 평가하기 위해 단순한 선형 회귀 모델과의 비교도 함께 수행하여 Fig. 7에 표시하였다. 동일한 측정 실험 데이터에 대한 2변수 선형 회귀 모델(이하 선형 모델)은 $C_m \simeq -0.1878\alpha + 2.8672*10^{-6}\omega$ 으로 획득된다(결정계수 0.743). $\omega = 0$ 일 때의 선형 모델에 대해 GP 모델과 동일한 방법으로 이론값에 대한 RMSE를 계산하면 RMSELIN = 0.0114와 같다. RMSE 값의 비교를 통해 단순 선형 모델에 비해 GP 모델이 보다 이론값에 가까운 회귀 분석을수행하였음을 확인할 수 있다.

10회의 초기 실험 이후 피치 모멘트에 대해 얻게 되는 새로운 정보가 최대가 되는 다음 실험점을 찾는 5회의 추가적인 적응적 실험만을 통해실험을 하지 않은 실험 영역에 대해서도 피치 모멘트에 대한 예측 성능이 상당 부분 향상된 메타모델을 획득할 수 있었다(Table 4 우측 하단). 비용 한계로 인해 전체 실험 횟수가 제한된 초고속 풍동시험을 수행할 때 이와 같은 적응적 실험점 횟수 대비 예측 성능이 높은 메타 모델을 획득할 수 있을 것으로 기대된다. 또한 전체 실험 변수 영역에 대한 동일한 예측 성능을 가지는 공력 DB 구축을 위해 보다 적은 횟수의 실험만을수행할 수 있어 결과적으로 전체 실험 비용을 낮추는 효과가 있을 것으로 예상된다.

V. 결 론

극초음속 유동에서 원뿔형 비행체의 다양한 자세각 및 각가속도에 대한 피치 모멘트 계수를

얻기 위해 마하 6 충격파 터널에서 연속적 자유 낙하 실험을 수행하고, 자유낙하 물체 내부 센서 나 대규모 실험 공간 없이도 사용 가능한 가시화 기법을 통해 자유낙하 궤적 데이터를 획득하였 다. 다수의 자유낙하 실험을 보다 효과적으로 진 행하기 위해 동역학적 구속조건이 있는 형태로 확장된 적응적 실험 계획법을 적용하였다. 원뿔 형 비행체의 측정된 피치 모멘트 계수 모델은 Newtonian theory를 통한 예측과 비교하여 실험 결과의 신뢰도를 확인하였다. 추후 극초음속 유 동 지속시간이 길어 오랜 시간에 걸친 자유낙하 궤적 데이터 획득이 가능한 풍동에서의 실험에 본 기법을 적용하고자 한다. 또한 본 연구에서 제시된 확장된 형태의 적응적 실험 계획법은 자 유진동, 강제진동 등 동역학적 구속조건이 있는 다른 동적 풍동시험에 대해서도 적용 가능할 것 으로 기대된다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지 원으로 한국과학기술원 초고속비행체특화센터에 서 수행되었습니다(UD170018CD).

References

- 1) Tuttle, S., and Simmons, J. M., "Hypersonic Drag Measurement in Free Piston Shock Tunnels," 11th Austalasian Fluid Mechanics Conference, 1992.
- 2) Igra, O., and Takayama, K., "Shock Tube Study of the Drag Coefficient of a Sphere in a Non-Stationary Flow," *Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, Vol. 442, no. 1915, 1993, pp. 231~247.
- 3) DeLoach, R., "Application of Modern Experiment Design to Wind Tunnel Testing at NASA Langley Research Center," in *36TH AIAA AEROSPACE SCIENCES MEETING AND EXHIBIT*, 1997.
- 4) Kim, I., Lee, S., Park, G., and Lee, J. K., "Overview of flow diagnosis in a shock tunnel," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 18, No. 3, 2017, pp. 425~435.

- 5) Song, H., Lee, S., Lee, J. K., and Park, G., "Attitude Angle and Drag Coefficient Measurements of Free-Falling Hemisphere Using a Visualization Technique," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 45, No. 8, 2017, pp. 619~626.
- 6) Lee, J., Choi, U., Song, H., Lee, Y., Park, G., and Ahn, J., "Measurement of Angular Velocity and Acceleration of Cone Model in Shock Tunnel Using Harris Corner Detector and Differential Model of Gaussian Process," Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference, April 2018, pp. 2~3.
- 7) Swain, P. S., Stevenson, K., Leary, A., Montano-Gutierrez, L. F., Clark, I. B. N.,

- Vogel, J., and Pilizota, T., "Inferring time derivatives including cell growth rates using Gaussian processes," *Nature Communications*, Vol. 7, 2016, pp. $1 \sim 8$.
- 8) Choi, H. L., Ahn, J., and Cho, D. H., "Information-maximizing adaptive design of experiments for wind tunnel testing," 4th International Conference on Engineering Optimization, 2014, pp. 329~334.
- 9) Wells, W. R., and Armstrong, W. O., "Tables of aerodynamic coefficients obtained from developed Newtonian expressions for complete and partial conic and spheric bodies at combined angles of attack and sideslip with some comparisons with hypersonic experimental data," U.S. Government Publishing Office, Washington, D.C., 1962.