

풍동시험에서 반응면을 이용한 내부 항력 및 벽면 효과의 효율적 보정방안 연구

김준모¹⁾ · 이영빈^{*,1)}

¹⁾ 국방과학연구소 제1기술연구본부

A Study on Effective Correction of Internal Drag and Wall Interference Using Response Surface in Wind Tunnel Test

Junemo Kim¹⁾ · Yeongbin Lee^{*,1)}

¹⁾ The 1st Research and Development Institute, Agency for Defense Development, Korea

(Received 3 July 2019 / Revised 14 August 2019 / Accepted 6 September 2019)

ABSTRACT

Wind tunnel testing for flow-through model is necessary for performance prediction of an aircraft with air-breathing jet engine. Internal drag correction and wall correction are performed to acquire preciser wind tunnel test data. Many test runs are generally required to correct internal drag and wall interference in wind tunnel test. In this study we investigated more effective correction schemes using the response surface method. Even though the number of tests required for these schemes was much smaller than that for conventional methods, the differences between corrections using these schemes and conventional methods were similar level with the uncertainty of measurement except for the data near the boundaries.

Key Words : Wind Tunnel Test(풍동시험), Flow-through Model(유동통과형 모형), Internal Drag Correction(내부항력 보정), Wall Correction(벽면효과 보정), Response Surface(반응면)

기 호 설 명

A_0 : Captured area of free stream
 A_e : Duct exit area
 A_i : Duct inlet area
 C_{D_i} : Internal drag coefficient

M_0 : Free stream Mach number

\overline{M}_e : Duct exit Mach number

P_0 : Free stream total pressure

\overline{P}_e : Duct exit total pressure

S : Reference wing area

α : Angle of attack

β : Compressibility factor, $\sqrt{1-M_0^2}$

γ : Specific heat ratio

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

Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

- ϕ_n : Velocity potential normal to the wall
- $\phi_{.xx}$: x-directional second derivative of small-perturbation velocity potential
- $\phi_{.yy}$: y-directional second derivative of small-perturbation velocity potential
- $\phi_{.zz}$: z-directional second derivative of small-perturbation velocity potential

1. 서론

풍동시험은 비행체 개발 과정에서 비행체의 성능과 조종안정성 등을 예측하기 위해서 필수적으로 수행하는 활동 중 하나로서 유동 속도, 마하수, 비행체 형상 등의 실제 비행체의 비행조건을 모사한 풍동시험 환경에서 물리량을 계측하여 실제 비행 환경에서의 물리량을 예측한다.

풍동시험 조건과 실제 비행조건과의 대표적인 차이로는 레이놀즈수 차이, 벽면 효과, 시험모형 형상 차이 등이 있고, 계측장비 등의 오차가 발생할 수 있다. 그래서 풍동시험에서 계측한 결과와 실제 비행조건과의 차이를 줄이기 위해서는 위에서 언급한 차이의 원인들을 해소하기 위한 보정 과정이 필요하며, 다양한 보정 방법들이 연구되고 적용되어 왔다.

본 연구에서는 이러한 보정 방법들 중에서 시험모형 형상 차이를 보정하기 위한 내부 항력 보정과 풍동 벽면의 존재로 인해 발생하는 오차를 보정하는 벽면 간섭효과 보정을 반응면기법을 이용하여 보다 효율적으로 수행할 수 있는 방법에 대해서 연구하였다.

1.1 내부 항력 보정

공기흡입식 추진기관을 사용하는 비행체의 경우에는 주변유동장의 물리적 현상을 최대한 모사하기 위하여 흡입구 내부 유동을 일부 모사한 유동 통과형 모형(Flow-through model)을 이용한 시험이 필요하다. 내부 유로를 통과하는 유동은 유로 내부 압력 분포에 따라 항력 성분을 발생시키는 데 이를 내부 항력이라고 부른다. 비행체의 성능을 정확하게 예측하기 위해서는 내부 항력을 보정해 주어야 한다¹⁾.

정확한 내부 항력 측정을 위해서는 Flight simulation chamber나 Mach simulation tank 등의 내부 항력 측정을 위한 전문 장비를 사용해서 별도의 시험을 해야 하지만, 초기 형상 선정 단계에서는 비행체 모형의 공

력을 측정하는 풍동시험 시 함께 측정하는 것이 비용과 시간 측면에서 효율적이다. 본 연구에서는 반응면 기법을 적용하여 초기 형상 선정 단계 풍동시험에서 옆미끄럼각 변화 시 내부 항력 보정을 보다 더 효율적으로 할 수 있는 방안을 찾고자 한다.

1.2 벽면 효과 보정

폐쇄형 시험부 풍동에서 시험이 수행되면 실제 비행 시 존재하지 않는 벽면의 간섭으로 인한 영향을 받게 되어 시험데이터가 실제의 값과 차이를 갖게 된다²⁻⁷⁾. 이러한 차이를 극복하고자 선행 연구자들은 고전적 방법, 전산해석 응용방법, 벽면 압력 측정방법, 적응 벽면 방법 등 다양한 방법으로 접근하여 이 영향을 최소화하였다. 국방과학연구소 아음속 풍동에서는 고전적 방법을 바탕으로 실속 영역을 고려한 풍동 벽면 효과 보정 기법⁶⁾을 개발 사용하여 왔다. 본 연구에서는 옆미끄럼각 변화 풍동시험 자료 처리 효율을 증가시키기 위하여 반응면을 이용한 벽면 효과 보정 방법에 대하여 연구하였다.

2. 풍동시험

2.1 풍동

본 시험에 사용된 국방과학연구소 아음속 풍동은 Fig. 1의 개략도와 같이 폐쇄로 단일 순환식이며 수축비는 9:1이다. 시험부 크기는 3 m(폭) × 2.25 m(높이) × 8.75 m(길이)이고, 폐쇄형 시험부(Closed test section)와 개방형 시험부(Open test section)로 구성되어 있으며, 본 시험은 폐쇄형 시험부에서 수행되었다. 풍동의 유속은 폐쇄형 시험부에서 10~120 m/sec 범위에서 설정한 풍속이 ±0.2 m/s 오차 이내로 유지되며 유질은 난류도 0.08 % 이내, 흐름각 변화는 0.1° 이내, 동압 변화 0.25 %, 전압 분포(ΔCp)는 ±0.003, 정압 분포(ΔCp)는 ±0.003 이내, 시험부 내 온도 분포는 0.5 °C 이내로 조정된다.

2.2 계측 및 제어

시험모형에 작용하는 6성분 공력과 모멘트를 계측하기 위해 ARA-1.378 내장형 밸런스를 사용하였고, 보다 정밀한 시험모형의 받음각(Pitch Angle)을 계측하기 위해 Schaevitz사의 Servo-inclinometer LSRP90(s/n 39754)을 모형 내부에 장착하였다. 그리고, 모형 내부와 자유

흐름과의 압력 차에 의한 공극 압력을 계측하기 위해 Barocel Pressure TDX 590(S/N:80625499)을 사용하였으며, 시험모형의 내부 유로를 통과하는 유동에 의한 내부항력을 계측하고자 PSI 8400이 장착된 LSWT EPS 시스템과 다점압력 측정센서(ESP 64p 모듈 ±1 PSID)를 사용하여 모형 안 10개 지점의 압력 분포를 측정하였다.

2.3 시험 모형

시험 모형은 Fig. 1과 같이 1/15 축척의 KTX-2 104BWT 형상 모형을 사용하였다.



Fig. 1. KTX-2 Model for wind tunnel testing

그리고, 내부 항력 측정 시험에서는 Fig. 2와 같이 4곳의 정압과 12곳의 전압을 측정할 수 있는 압력 레이크를 모형 후방에 장착하였다^[4].



Fig. 2. Internal drag measuring rake installed at the rear of model

2.4 시험 조건

시험 모형의 내부 항력 보정 기법 연구를 위한 내부 항력 측정 시험과 벽면 효과 보정 기법 연구를 위한 기본공력 측정 시험으로 나누어 수행하였다.

2.4.1 내부 항력 측정 시험

시험부 유속은 60 m/s로 설정하고, 모형 자세 조건은 두 세트로 나누어 수행하였다. 첫 번째 세트는 옆미끄럼각을 -20도에서 20도까지 10도 간격으로 유지하면서 각 옆미끄럼각에 대해서 받음각을 -2도에서 30도까지 2도 간격으로 변화시키며 C_{Di} 를 측정하였고, 두 번째 세트는 받음각을 0도에서 30도까지 10도 간격으로 유지하면서 각 받음각에 대해서 옆미끄럼각을 -20도에서 20도까지 2도 간격으로 변화시키며 C_{Di} 를 측정하였다. C_{Di} 의 불확도는 95 % 신뢰 수준에서 2.45×10^{-4} 이다. 상세한 시험 조건은 Table 1과 같다.

Table 1. Test Conditions for measuring internal drag

Degree		AOS				
		-20	-10	0	10	20
AOA	-2	○	○	○	○	○
	0	○	○	○	○	○
	2	○	○	○	○	○
	4	○	○	○	○	○
	6	○	○	○	○	○
	8	○	○	○	○	○
	10	○	○	○	○	○
	12	○	○	○	○	○
	14	○	○	○	○	○
	16	○	○	○	○	○
	18	○	○	○	○	○
	20	○	○	○	○	○
	22	○	○	○	○	○
	24	○	○	○	○	○
	26	○	○	○	○	○
28	○	○	○	○	○	
30	○	○	○	○	○	

(AOA : 받음각, AOS : 옆미끄럼각)

2.4.2 벽면효과 보정을 위한 기본공력 측정 시험

시험부 유속은 60 m/s로 하고, 두 세트로 나누어 수행하였다. 첫 번째 세트는 옆미끄럼각을 -20도에서 20도까지 10도 간격으로 유지하면서 받음각을 -2도에서 30도까지 변화시키며 기본공력을 측정하였고, 두 번째 세트는 받음각을 0도에서 30도까지 10도 간격으로 유지하면서 옆미끄럼각을 -20도에서 20도까지 변화시키면서 기본공력을 측정하였다. 상세한 시험 조건은 Table 2와 같다.

Table 2. Test conditions for measuring aerodynamic forces and moments

AOA sweep	AOA(°)	AOS(°)				
	-2~30	-20	-10	0	10	20
AOS sweep	AOS(°)	AOA(°)				
	-20~20	0	10	20	30	

AOA sweep : 받음각 변화 시험

AOS sweep : 옆미끄럼각 변화 시험

3. 결과 및 고찰

3.1 내부항력 보정

Fig. 3과 같은 유로를 통과하는 내부 유동에서 유동에 작용하는 내부 항력을 산출하기 위한 식을 정리하면 수식 (1)과 같다.

$$C_{Di} = \frac{2A_i}{S} \left\{ \frac{A_0}{A_i} + \frac{A_c/A_i}{\gamma M_0^2} \left[1 - \frac{\overline{P_c}}{P_0} (1 + \gamma \overline{M_c^2}) \right] \cos \alpha \right\} \quad (1)$$

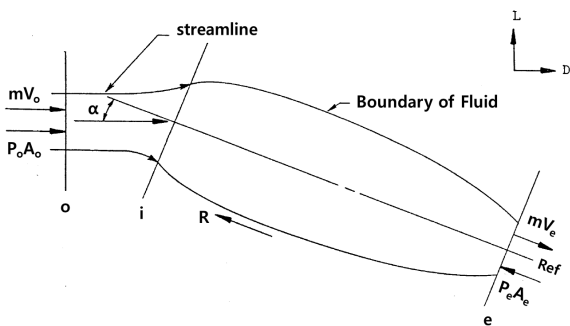


Fig. 3. Diagram of flow through duct^[3]

내부 항력 계수를 산출하기 위해서는 유로 입구와 출구 면적 등 형상 변수와 유로 출구에서 측정된 압력값과 마하 수가 필요하며 이를 측정하기 위해 모형 내부 유로의 출구에 압력 측정용 레이크를 장착하여 측정하였다.

출구 압력 측정용 레이크는 시험 모형의 공력 측정에 영향을 줄 수밖에 없기 때문에 공력 측정 시험 중에 \$C_{Di}\$를 측정하지 않고 공력 측정 시험 전에 \$C_{Di}\$ 측정을 위한 별도의 시험을 수행해야 한다. 이는 시험 소요 시간과 비용을 증가시키는 요인이 될 수 있기 때문에 본 연구에서는 \$C_{Di}\$ 보정을 보다 효율적으로 수행하기 위해 반응면 기법을 사용하여 \$C_{Di}\$ 측정을 위한 시험 횟수를 최소화하는 방안을 연구하였다.

이를 위해 풍동 시험을 통해 측정된 데이터에 대해 받음각과 옆미끄럼각을 독립변수로 하고 \$C_{Di}\$를 종속변수로 하는 2차 다항식 모델의 회귀분석을 수행하였다.

Fig. 4는 받음각을 변화시키면서 측정된 데이터 세트와 이를 이용한 회귀분석을 통해 산출한 \$C_{Di}\$ 반응면 그래프이다. 오차의 표준편차(\$\sigma\$)는 \$1.70 \times 10^{-4}\$으로 \$C_{Di}\$ 최대 계측값 대비 1.8 % 수준이며 결정계수(\$R^2\$)는 0.9801 이다. 평균적으로 측정 데이터와 반응면이 측정 오차보다 작은 차이를 보이고 있으나, 옆미끄럼각이 \$\pm 20\$도인 데이터와 받음각이 0도인 부근에서 비교적 큰 차이가 나타난다. 이는 옆미끄럼각이 \$\pm 20\$도인 부근의 경우 흡입구로 유입되는 유동이 전방 동체의 영향을 받아 왜곡되어 \$C_{Di}\$ 변화 양상이 달라졌기 때문인 것으로 보이며, 받음각 0도 근처는 받음각이 음의 값인 영역의 데이터 개수가 충분하지 않음으로 인해 오차가 커진 것으로 보인다.

Fig. 5는 옆미끄럼각을 변화시키면서 측정된 데이터 세트와 이를 이용해 산출한 \$C_{Di}\$ 반응면 그래프이다. 오차의 표준편차(\$\sigma\$)는 \$1.60 \times 10^{-4}\$으로 \$C_{Di}\$ 최대 계측값 대비 1.6 % 수준이며 결정계수(\$R^2\$)는 0.9902 이다. Fig. 4의 반응면과 비슷한 수준의 오차를 보이며, 여기에서도 Fig. 4에서와 같은 사유로 옆미끄럼각 \$\pm 20\$도 및 받음각 0도와 30도 부근에서 오차가 커지는 경향이 보인다.

생성된 각 반응면들의 유효성을 확인하기 위해 반응면을 생성한 데이터 측정 방향과는 다른 방향으로 측정된 데이터들과 반응면들의 차이를 분석하였다. Fig. 6과 같이 받음각 방향 반응면과 옆미끄럼각 방향으로 측정된 데이터를 비교해 보면, 차이의 평균은 \$1.24 \times 10^{-4}\$으로 \$C_{Di}\$ 최대 계측값 대비 1.3 % 수준이며 표준

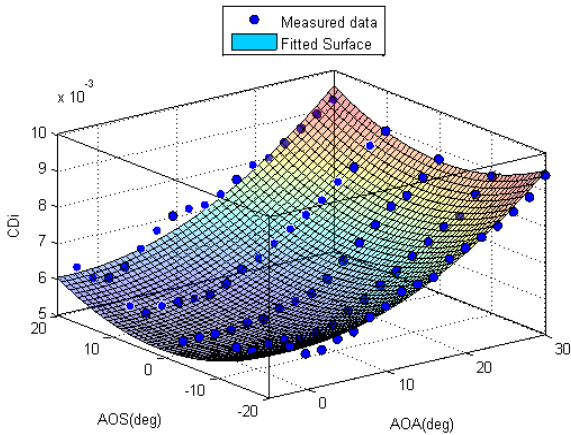


Fig. 4. C_{Di} RSM from AOA-swept data

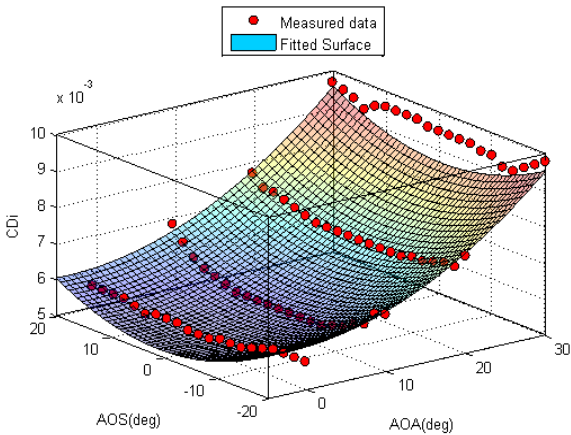


Fig. 5. AOS-swept data on AOA-swept C_{Di} RSM

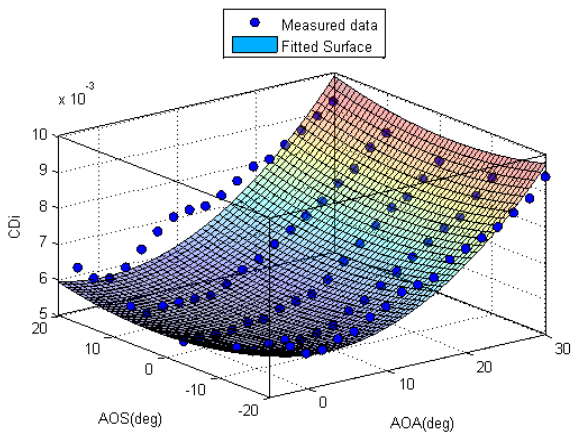


Fig. 6. AOA-swept data on AOS-swept C_{Di} RSM

편차는 3.59×10^{-4} (C_{Di} 최대 예측값 대비 3.7 % 수준)이다. 또한, 옆미끄럼각 방향 반응면과 받음각 방향으로 측정된 데이터를 비교한 결과, 차이의 평균은 -3.11×10^{-6} 으로 C_{Di} 최대 예측값 대비 0.03 % 수준이며 표준편차는 3.13×10^{-4} (C_{Di} 최대 예측값 대비 3.3 % 수준)으로 분석되어, 두 반응면 모두 각 생성 데이터의 다른 방향으로 측정된 데이터와의 차이 평균은 C_{Di} 측정 불확도 이내이나, 표준편차는 C_{Di} 측정 불확도 보다 큰 특성을 보인다. 표준편차가 큰 이유는 받음각이나 옆미끄럼각의 경계 부근 값들의 변화 양상을 2차 다항식 모델의 회귀분석이 충분히 반영되지 못해서 발생한 것으로 보인다.

3.2 벽면 효과 보정

본 연구에서 사용한 벽면 효과 보정 기법은 고전적 방법을 기초로 한 실속 영역을 고려 풍동 벽면 효과 보정 기법을 사용하였다. 벽면 효과를 보정하는 고전적 방법은 이상유체의 속도 포텐셜 방정식 식 (2)와 시험부의 경계조건 식 (3)으로 구성된다.

$$\beta^2 \phi_{xx} + \phi_{yy} + \phi_{zz} = 0 \quad (2)$$

$$\phi_n = 0 \quad (3)$$

이와 같은 선형 방정식의 해는 모형 주위 자유흐름의 포텐셜 ϕ_n 과 간섭효과에 의한 포텐셜 ϕ_i 의 합으로 나타낼 수 있다. 이러한 벽면 효과의 보정은 크게 모형 및 모형 주위의 흐름에 의한 동압의 보정(Solid blockage, wake blockage, Separation blockage, Lift blockage)과 시험부 벽면의 존재로 인한 모형 주위의 유선 및 내리흐름 차이에 의한 양력 간섭효과 보정(Lift interference correction)으로 나누어진다. 이 보정 기법은 항공기 실속 특성에 근거하여 Separation blockage가 실속 항력계수에 비선형으로 변한다는 시험결과를 이용하여 비선형 C_{Ds} 방법을 통해 보정하게 된다. 이처럼 벽면 효과 보정을 위해서는 반드시 Wind axis에서의 양력계수와 항력계수가 필요하다.

옆미끄럼각 변화 풍동실험 데이터를 처리하기 위해 앞에서 설명한 벽면 효과 보정의 고전적 방법을 이용하였다. 벽면 효과 보정은 받음각 변화에 따른 Wind axis을 기준으로 양력계수, 항력계수 등을 이용하여 수행하게 되며, 받음각 변화에 따라 벽면 효과 보정계수들을 계산할 수 있다.

이를 통해 받음각 변화에 따른 벽면 효과 보정계수들을 정리하여, Blockage 보정에 필요한 변수, Buoyancy 보정에 필요한 변수, 양력 간섭효과 보정에 필요한 변수를 데이터베이스화하였으며, 3차 Polynomial fitting을 이용하여 반응면을 구성하였다.

Fig. 7은 벽면 효과 보정 시 필요한 받음각 보정 변수를 받음각과 옆미끄럼각에 따라 반응면화 한 결과이다. Fig. 7에서와 같이 벽면 효과 보정에 필요한 변수는 3차 Polynomial fitting만으로도 모든 받음각/옆미끄럼각에 따라 충분히 만족하는 벽면 효과 보정 변수 반응면을 얻을 수 있었으며, 이와 같이 Solid blockage,

Wake blockage, Separation blockage, Buoyancy correction, Lift interference correction 변수로 반응면을 생성하였다. 이 반응면을 통해 옆미끄럼각변화 실험 데이터를 반응면에 적용하였으며, 각 받음각에 해당하는 벽면 효과 보정 변수들을 산출하여 최종 벽면 효과 보정을 수행하였다. 최종적으로 타당성을 검증하기 위해 실제 받음각 변화를 실험데이터를 이용한 벽면 효과 보정 데이터와 여기서 구성된 반응면을 통해 보정된 벽면 효과 보정데이터, 옆미끄럼각 변화 실험데이터의 벽면 효과 보정데이터를 서로 비교하였으며, 모두 1% 이내로 일치함을 Fig. 8, 9, 10과 같이 확인하였다.

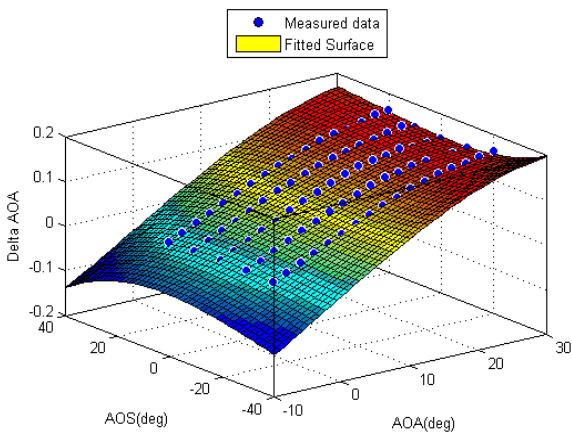


Fig. 7. Response surface of Delta value of Angle of attack for up-wash

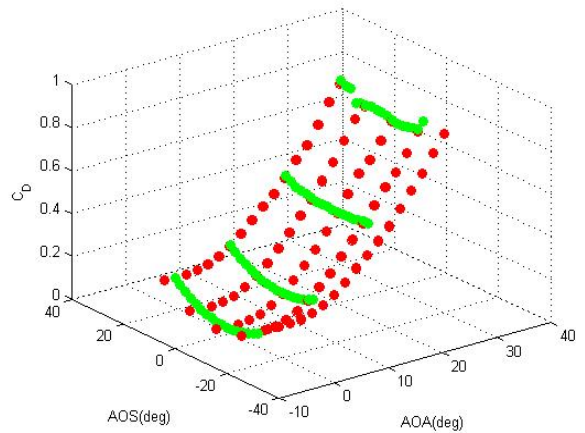


Fig. 9. C_D Comparison of AoA sweep data(Red) and AoS sweep data(Green) (Wall correction data)

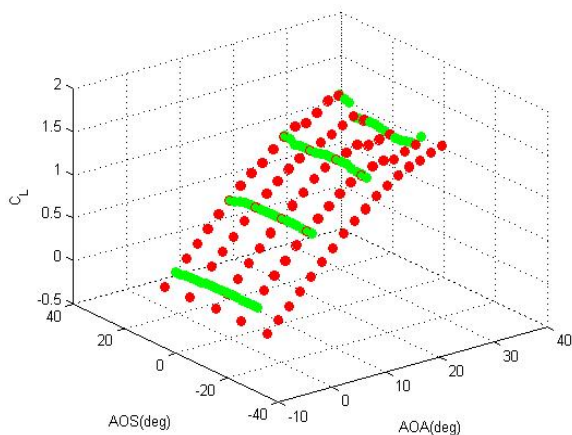


Fig. 8. C_L Comparison of AoA sweep data(Red) and AoS sweep data(Green) (Wall correction data)

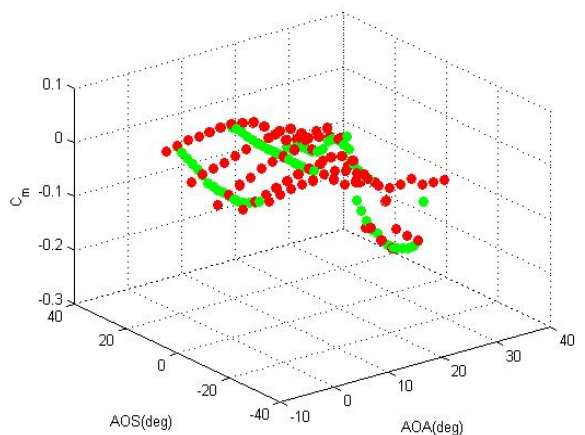


Fig. 10. C_m Comparison of AoA sweep data(Red) and AoS sweep data(Green) (Wall correction data)

4. 결론

후 기

4.1 내부 항력 보정 기법 연구

유동 통과형 모형의 내부 항력 보정을 위한 풍동시험을 수행하였다. 일정한 옆미끄럼각에서 받음각을 변화시키면서 내부 항력을 측정하고 일정한 받음각에서 옆미끄럼각을 변화시키면서 내부 항력을 측정하였다.

측정한 데이터를 반응면기법을 사용해서 분석한 결과, 내부 항력 보정을 위한 시험 시 받음각이나 옆미끄럼각 중 한 가지만 변화시키면서 측정한 데이터만으로도 측정 오차 수준의 정확도 내에서 내부 항력을 보정할 수 있는 가능성을 확인하였다.

향후 추가 시험을 수행하고 회귀분석이나 반응면 기법 등 분석 방법을 보다 심화한다면 다른 형상들의 풍동시험에 대한 적용성을 확인할 수 있을 것이다.

4.2 벽면 효과 보정 기법 연구

폐쇄형 풍동 시험부 벽면 효과를 보정하기 위해 고전적 방법을 기초로 하여 실속 영역을 고려한 풍동 벽면 효과 보정 기법을 사용하였다. 벽면 효과 보정을 위한 받음각 변화에 따른 공력계수 측정을 수행하였고, 이를 통해 벽면 효과 보정 변수들을 받음각과 옆미끄럼각으로 반응면을 구성하였다.

받음각에 따른 공력계수를 통해 얻어진 벽면 효과 보정 데이터와 반응면으로 산출된 벽면 효과 보정 데이터를 비교한 결과 1 % 차이 이내로 일치함을 확인하였다. 그러므로 받음각 변화가 없는 옆미끄럼각 변화에 따른 공력 측정 실험 데이터에 대해 벽면 효과를 보정하는데 있어서 받음각 변화에 따른 공력실험 데이터로 생성된 반응면을 이용하게 되면 충분히 신뢰성 있는 벽면 효과 보정 데이터를 얻을 수 있음을 확인하였으며, 이로 인해 풍동실험 데이터 처리 효율 역시 증가할 것으로 기대된다.

본 연구에 대해 많은 도움 말씀과 아낌없는 지원을 해 주신 안승기 박사님께 감사의 말씀을 드립니다.

References

- [1] J. M. Kim, N. G. Kim, "A Study on the Effective Internal Drag Correction Scheme for Flow-through Model Testing in a Wind Tunnel," Proceeding of the 2017 Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference, pp. 435-436, 2017.
- [2] Y. B. Lee, J. M. Kim and J. G. Lee, "A Study on the Wall Interference Correction Method with Response Surface," Proceeding of the 2017 Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference, pp. 437-438, 2017.
- [3] J. J. Walker, "Internal Drag Coefficient Correction," General Dynamics Corporation Fort Worth Division, pp. 1-7, 1980.
- [4] W. O. Wray, D. G. Hammond, "Force Model Rake Design," General Dynamics Corporation Fort Worth Division, pp. 1-12, 1984.
- [5] H. C. Garner, E. W. E. Rogers, W. E. A. Acum and E. C. Maskell, "Subsonic Wind Tunnel Wall Correction," AGARDograph 109, 1966.
- [6] S. Kang, S. Ahn, "A Study on the Wall Interference Correction Method Focused on the Post-Stall Region," Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 26, No. 1, pp. 18-27, 1998.
- [7] B. F. R. Ewald, "Wind Tunnel Wall Corrections," AGRADograph 336, 1998.