

特輯論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(3), 217-225(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.3.217

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

표준 동안정 모델의 전산유체해석 및 풍동시험 결과 비교검증

조동현, 김승필, 안은혜, 최윤석, 노지수, 정형석*

Comparison and Validation Study on Computational Fluid Dynamics and Wind Tunnel Test Results of Standard Dynamics Model

Donghyurn Cho, Seung Pil Kim, Eunhye An, Younseok Choi, Jisoo Roh and Hyoung Seog Chung*

Republic of Korea Air Force Academy

ABSTRACT

This research represents comparison and validation of static aerodynamic results in different wind tunnel organizations and EFD-CFD results. KAFA conducted wind tunnel tests with Standard Dynamics Model(SDM) which is based on the NRC model, the same configuration of KARI; and then compared and analyzed similarities and differences of the data from KARI and NRC results for verifying the accuracy of wind tunnel tests. Also, We compared the result of CFD with that of wind tunnel tests and examined strakes effect in static characteristics which are attached on the forward fuselage of SDM for investigating the cause of some discrepancies. From this analysis, there are some discrepancies in C_m tendency between EFD-CFD and it did not show the big difference of aerodynamic characteristics by strake effects. Thus, we need to research additionally for analyzing the different cause of some discrepancies such as vortex structures by the rear strut or intake of SDM and regenerating grid resolution of CFD.

초 록

본 연구는 국내·외 풍동기관들의 정적 공력측정 결과의 상호 비교검증 및 EFD-CFD 검증을 위해 수행되었다. 공군사관학교에서는 NRC 모델 기반 표준 동안정 모델을 제작하여 정적 특성을 측정하고, 풍동시험의 정확성 검증을 위하여 한국항공우주연구원 및 NRC에서 측정된 정적 공력측정 데이터를 상호 비교하였다. 또한 풍동시험 결과를 전산 해석 결과와 비교하였으며 전산해석 유동장에서 분석된 오차원인을 확인하기 위하여 스트레이크 영향성을 검토하였다. 그 결과, EFD-CFD 간 피칭모멘트의 경향성이 상이하였으며, 스트레이크 효과는 크게 나타나지 않았다. 따라서 후방 지지대, 표준 동안정 모델의 흡입구에서 발생하는 와류에 의한 오차 분석과 전산해석의 격자해상도 재구성 등의 추가 연구 진행이 필요한 것으로 판단된다.

Key Words : Experimental Fluid Dynamics(EFD), Computational Fluid Dynamics(CFD), Aerodynamic Validation(공력검증), Standard Dynamics Model (표준 동안정 모델), Strake (스트레이크)

† Received : November 4, 2016 Revised : January 5, 2017 Accepted : February 27 2017

* Corresponding author, E-mail : kafachung@gmail.com

I. 서론

최근에 개발되는 고성능 전투기들은 고반음각 고기동성을 강조함에 따라 역요 현상 및 실속회복이 어려워지는 등 불안정한 동적 비행특성을 가진다. 그러므로 고반음각 고기동성 항공기 개발 시에는 고반음각에서의 비선형적인 공력변화를 예측하기 위해 동안정 미계수를 정확히 측정해야만 한다[1]. 일반적으로 동안정 미계수 측정에 널리 사용되는 풍동시험 기법은 일정한 진동폭으로 가진시키면서 데이터를 측정하는 강제진동기법이다. 그러나 강제진동기법 풍동시험을 통한 동안정 미계수 측정은 비용과 시간이 많이 소요될 뿐 아니라 모델을 강제로 가진시키면서 모델의 관성력이 공력데이터에 함께 포함되어 측정되기 때문에 이를 제거해주는 보정절차가 필요하고, 보정 시 정밀하게 동기화된 데이터를 확보하지 못할 경우 큰 오차발생의 요인이 된다 [2]. 또한 모델지지부의 간섭효과, 강제진동장치 유격에 따른 측정데이터 지연 오차 등 여러 가지 오차요인이 존재한다[3].

이러한 단점들을 보완하기 위해 최근 전산유체해석을 통한 동안정 미계수를 계산하는 연구가 활발히 진행되고 있다. 전산유체해석을 통한 동안정 미계수 측정은 모델 지지부 간섭 및 진동 장치의 동기화 문제로 인한 오차요인을 제거할 수 있고, 추가 장비가 필요 없기 때문에 개발 비용을 크게 절감할 수 있다는 장점을 가지고 있다. 그러나 전산해석을 통한 동안정 미계수 측정데이터의 정확도 및 신뢰성을 확보하기 위해서는 기존에 확보된 풍동시험 결과와 비교 검증되어야만 한다. 국내·외 많은 우수 풍동 기관에서 이미 표준 동역학 모델을 이용한 동안정 미계수 측정결과들을 발표하였기 때문에 표준 동역학 모델에 대한 풍동시험 결과와 전산해석 결과를 비교하려는 연구가 활발히 진행되었다. 표준 동역학 모델에 대한 EFD-CFD 비교결과 양력과 항력에 대한 해석결과는 비교적 정확히 일치하는 반면, 피칭모멘트에 대한 해석결과에서 많은 오차가 발생하였다[4].

본 연구의 목적은 표준 동역학 모델의 정확한 동안정미계수를 측정하기에 앞서, 국내·외 풍동 기관들의 정적 공력측정 결과 비교를 통해 측정데이터의 신뢰성을 검증하고, 이를 바탕으로 EFD-CFD의 해석결과 오차요인을 파악하기 위해 동일한 조건에서 풍동시험데이터와 전산유체해석 결과를 비교 분석하였다. 분석결과 오차의 요인으로 추정되었던 표준 동역학 모델의 스트레

이크에서 발생하는 와류유동을 전산해석 기법으로 정확하게 모사하지 못한다는 문제는 스트레이크 탈·부착 풍동시험 결과에서도 유사한 차이가 발생하였기 때문에 EFD-CFD의 오차요인이 스트레이크 효과가 아님을 확인하였다. 표준 동역학 모델에 대한 EFD-CFD의 오차 발생 요인은 풍동시험 후방지지대로 인한 후류 유동구조변화 또는 모델 자체의 뭉뚱한(blunt) 동체형상에서 발생하는 와류 구조에 의한 영향으로 판단된다. 보다 정확한 오차원인을 규명하기 위해서는 추가적으로 흡입구 제거형상에 대한 전산해석의 격자해상도 재구성 등의 추가연구가 더 진행되어야 할 것으로 판단된다.

II. 시험 조건 및 방법

2.1 표준 동안정 모델

풍동시험에 사용한 표준 동안정 모델은 동적 시험에서 표준모델로 사용하기 위해 1978년 NRC에서 특별히 고안한 보정(calibration)용 모델 [5]로 항공기의 동안정 관련 풍동시험 연구에서 주로 활용된다. 표준 동안정 모델은 원통형 동체, 테이퍼비(taper ratio)를 가진 평면날개, 스트레이크(strake), 날카로운 앞전 등의 특징을 갖고 있으며[6], 그 형상은 Fig. 1과 같다.

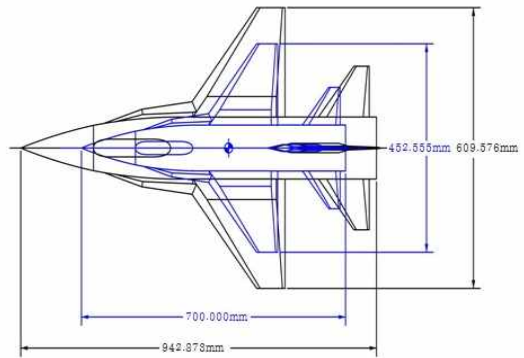


Fig. 1. The Design of Standard Dynamics Model

Table 1. Specification of SDM

구분	제원 (KAFA/KARI)
• 전체 길이	0.9429m/0.7m
• 주 날개 끝 시위	0.075m/0.0557m
• 주 날개 뿌리 시위	0.2742m/0.2037m
• 평균 공력 시위	0.2297m/0.1705m
• 주 날개 면적	0.1237 m ² /0.068 m ²

Figure 1의 외부 실선 모델 형상은 공군사관학교 모델을, 내부 점선 모델 형상은 한국항공우주연구원의 모델을 나타낸다. 한국항공우주연구원도 NRC 기반의 동일한 모델 형상을 사용하였으나 스케일에서 차이가 있음을 확인할 수 있다. 공군사관학교와 한국항공우주연구원에서 제작한 표준 동안정 모델의 세부 제원은 Table 1과 같다.

2.2 풍동시험

풍동시험은 공군사관학교 중형 아음속 풍동에서 30m/s에서부터 10m/s 간격으로 60m/s까지 유속에 따른 레이놀즈수 효과를 측정하였으며, 최종적으로 밸런스의 측정한계를 고려하여 40m/s에서 풍동시험을 수행하였다. 각 기관에서 풍동시험에 사용한 모델 형상은 동일하지만 스케일은 서로 상이하다. 한국항공우주연구원의 시험 모델은 NRC 모델보다 2배정도 크고, 공군사관학교 시험 모델은 한국항공우주연구원 모델보다 1.35배 크다. 그러나 측정된 유속을 고려할 때 풍동시험 시 레이놀즈수는 공군사관학교가 6.1×10^5 , 한국항공우주연구원과 NRC는 약 5.7×10^5 으로 거의 유사한 레이놀즈수 영역에서 풍동시험을 수행하였다. 따라서 Trip-strip을 사용한 경계층의 강제천이 효과는 고려하지 않았다.

반달형지지대(Crescent Support System)를 통해 받음각을 $-10^\circ \sim 30^\circ$ 까지 2° 씩 변화시키며 측정하였고, 공력측정은 6분력 내장형 밸런스를 사용하였다. 내장형 밸런스의 측정 하중범위는 Table 2와 같다.

측정 데이터의 재현성을 검증하기 위해 3회

Table 2. Specification of Internal Balance

NF (N)	AF (N)	SF (N)	PM (Nm)	YM (Nm)	RM (Nm)
3,560	560	1,780	220	120	65



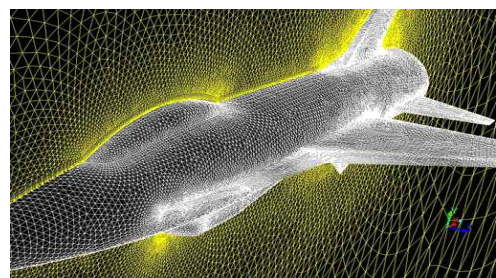
Fig. 2. Standard Dynamics Model Configuration

반복 실험하였고, 측정 데이터의 모델지지대 간섭효과, 흐름각 및 벽면효과에 대한 보정을 수행하였다. 흐름각 보정에 사용되는 자유류의 up-wash 각은 0.1287° 로 계산되었다. 풍동 측정부에 설치된 모델 형상은 Fig. 2와 같다.

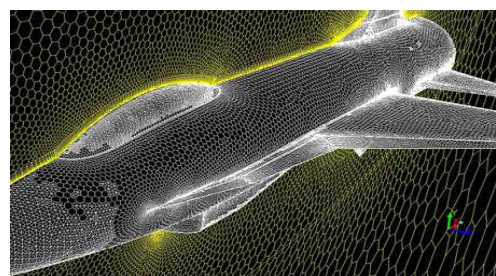
2.3 전산유체해석

전산유체해석을 위한 격자계는 Ansys Gambit 프로그램과 T-grid를 사용하여 비정렬 격자방식으로 생성하였다. 점성 해석을 위해 $Y^+=1$ 을 기준으로 첫 번째 격자 높이를 결정하였으며, 성장률 (growth rate) 1.25로 총 24개의 점성 격자를 적용하였다. 전체 계산 영역(computational domain)의 크기는 전방으로 동체 길이의 35배, 후방으로 50배 이상 유격될 수 있도록 설정하였다.

Figure 3은 고밀도와 저밀도 격자가 생성된 것을 나타낸 것이다. tetrahedral 방식으로 640만개의 고밀도 격자(fine mesh)를 생성하였고, 이를 상용 프로그램인 Ansys Fluent에서 polyhedral 격자계로 변환하여 240만개의 저밀도 격자(coarse mesh)를 생성하였다. 두 격자계에 대한 mesh resolution test를 수행하여 그 결과를 Table 3에 정리하였다. C_x , C_m 는 상호 유사한 값을 얻었으며, C_z 값은 오차가 크게 나타났다. 그러나 이 결과는 받음각 0도에서 C_z 값이 매우 작은 영역이기 때문에 오차가 상대적으로 크게 계산된 결과이다. 양력이 발생하는 다른 받음각 구간에서의 C_z 값은 오차가 6% 미만으로 확인되어 추후 해석



(a) Fine Mesh : Tetrahedral grid



(b) Coarse Mesh : Polyhedral grid

Fig. 3. SDM Mesh Topology

은 계산 효율을 위해 polyhedral 격자계를 사용하였다.

CFD 해석은 Fluent의 pressure-based coupled solver를 사용하였으며, 모멘텀과 점성항 등의 공간차분은 2차 upwind법을 사용하였다. 풍동시험과 전산유체해석 결과를 비교하기 위하여 표준 동안정 모델의 크기, 유속 및 레이놀즈 수는 풍동시험과 동일한 조건으로 맞추었으며 저어음속 영역이므로 비압축성을 가정하였다. 보다 정확한 레이놀즈 수 효과를 고려하기 위해 점성경계층 전이를 모사할 수 있는 transition SST model을

사용하였다. 표준 동안정 모델의 좌우 유동이 대칭이므로 symmetry 경계조건을 적용하였고 기준 받음각은 velocity inlet 경계조건에서 자유흐름 방향의 각도로 적용하였으며, 계산영역 후면은 pressure outlet 경계조건으로 설정하였다.

III. 결과 및 분석

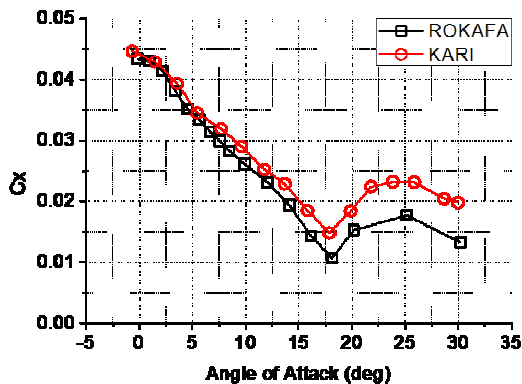
3.1 풍동시험 결과 검증

본 연구에서는 표준 동안정 모델에 대한 정적 공력특성을 측정하기 위해 유속 40m/s에서 풍동시험을 수행하였으며, 동일한 형상의 표준 동안정 모델에 대해 사전에 한국항공우주연구원과 NRC에서 각각 유속 50m/s와 100m/s 조건으로 측정한 정적 공력측정 결과 데이터와 상호 비교 분석하였다[7].

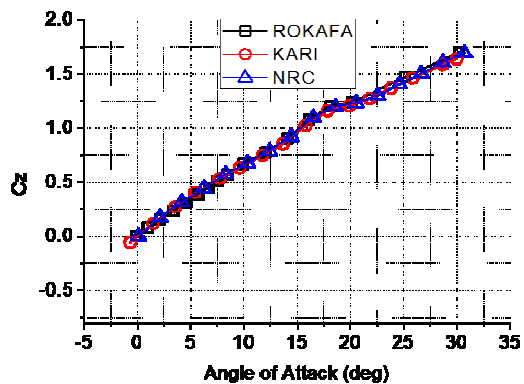
정적시험 결과 비교는 Fig. 4에서 확인할 수 있다. Fig. 4에서 네모로 표시된 것은 공군사관학교에서 측정한 풍동시험 데이터를, 원형은 한국항공우주연구원, 세모는 NRC에서 측정한 결과

Table 3. The Result of Mesh Resolution Test(AOA=0°)

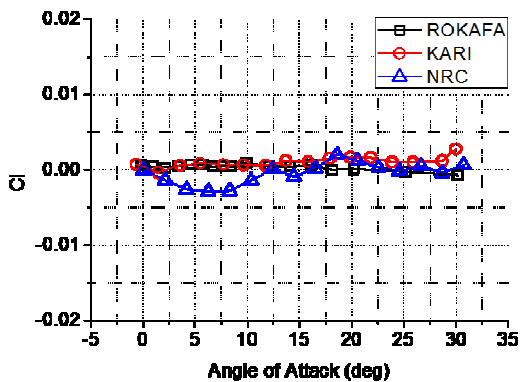
항목	C_x	C_z	C_m
tetrahedral mesh (6.4M cells)	0.0491	-0.0077	-0.0048
polyhedral mesh (2.4M cells)	0.0521	-0.0116	-0.0049
% Error	5.76	33.62	2.04



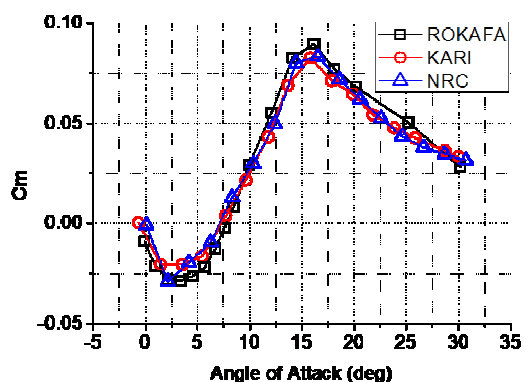
(a) The Coefficient of Axial Force (C_x)



(b) The Coefficient of Normal Force (C_z)



(c) The Coefficient of Rolling Moment (C_l)



(d) The Coefficient of Pitching Moment (C_m)

Fig. 4. The Results of Static Test

를 표시하고 있다. 결과를 보면 세 기관에서 측정된 결과가 대체로 유사함을 확인할 수 있다. Fig. 4(a)의 C_x 는 NRC에서 측정된 데이터가 없어 공군사관학교와 한국항공우주연구원에서 측정된 결과만을 비교하였다. 고 받음각으로 갈수록 약간의 차이가 발생하고 최소값에서 약 50 counts 정도의 차이가 발생하는데, 이는 내장형밸런스 장착과 모델 지지를 위한 후방 지지대의 효과를 보정하는데서 발생한 차이로 판단되어진다. 본 논문에서는 후방 지지대로 인해 발생하는 모델 내부의 Cavity 압력과 자유류의 압력 차를 보상함으로 인해 지지대 항력을 보상하였다.

Figure 4(b)는 받음각에 대한 C_z 값으로 세 기관에서 측정된 데이터가 정확히 일치하는 것을 확인할 수 있다. Fig. 4(c)는 각각 받음각에 대한 C_l 값을 나타내며 공군사관학교, 한국항공우주연구원, NRC 데이터가 모두 0을 가리키므로 표준 동안정 모델의 좌우 대칭성을 확인할 수 있다.

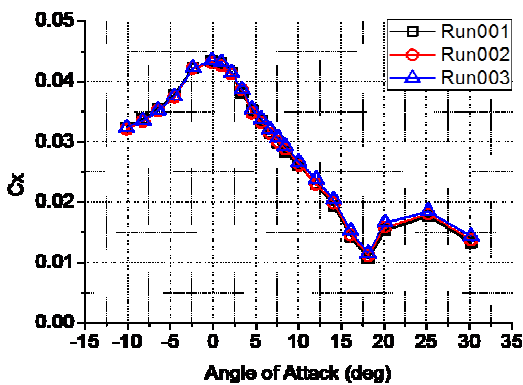
밸런스 중심에 모델의 무게중심을 일치하여 공력데이터를 측정하였기 때문에 C_m 기준점은 모델의 무게중심이며, 무게중심의 축방향 위치는

$X_{cg}=0.551m$ 이다. Fig. 4(d)는 받음각에 따른 C_m 의 변화를 비교한 결과이다. 각 기관에서 측정된 데이터 모두 저 받음각($0^\circ\sim3^\circ$)에서 C_m 값이 감소하다 3° 이상에서 다시 증가하는 등 데이터 수치나 경향성이 거의 유사함을 확인할 수 있다.

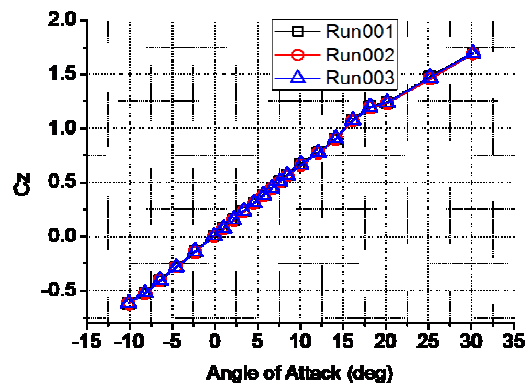
3.2 정적 공력측정 결과

Figure 5는 받음각에 따른 정적 공력특성 결과를 나타낸 것이다. 풍동시험은 결과의 재현성 검증을 위하여 동일한 조건에서 반복하여 데이터를 측정하였고, 3회 반복 측정된 힘과 모멘트에 대한 정적 공력특성 데이터 값은 앞에서 계산된 합성불확도가 C_x, C_m 은 20 counts C_z 의 경우 59 counts임을 감안할 때 정확히 동일한 경향성을 나타냄을 확인할 수 있다.

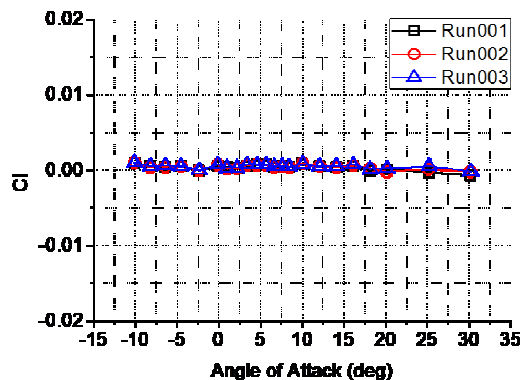
Figure 5(a)의 C_x 는 받음각이 증가함에 따라 감소하다가 받음각 18° 이후에 급격히 경향성이 역전되면서 그 값이 증가한다. Fig. 5(b)의 C_z 도 전체적으로 받음각에 따라 그 값이 계속 증가하지만 받음각 18° 에서 기울기가 감소하는 현상을 확인할 수 있다. 이러한 공력특성의 변화는



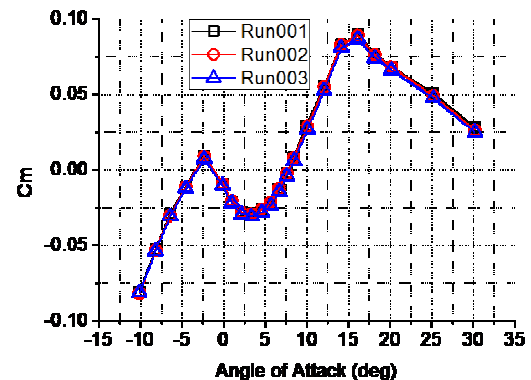
(a) The Coefficient of Axial Force (C_x)



(b) The Coefficient of Normal Force (C_z)



(c) The Coefficient of Rolling Moment (C_l)



(d) The Coefficient of Pitching Moment (C_m)

Fig. 5. The Results of Repeatability Test

EFD-CFD 결과 비교 분석을 통해 받음각 $16^{\circ}\sim 18^{\circ}$ 부근에서 와류 붕괴(Vortex Breakdown)가 발생하면서 모델 축방향의 힘이 급격하게 증가함과 동시에 수직방향의 힘이 상대적으로 감소하기 때문인 것으로 판단된다. Fig. 5(d)의 C_m 에서도 받음각 $4^{\circ}\sim 16^{\circ}$ 영역에서는 기수올림 경향성이 나타나고 그 이후의 영역에서 경향성이 역전된다. 이는 마찬가지로 낮은 받음각 영역에서는 와류에 의한 vortex suction 효과가 유지되었으나 받음각 15° 이후에 와류가 붕괴되면서 모델의 기수숙임 경향성을 나타내는 것으로 판단된다. C_m 은 받음각 변화에 대해 전체적으로 양의 기울기를 가지고 있지만 받음각 $-2^{\circ}\sim 3^{\circ}$ 영역에서 음의 기울기로 역전됨을 확인할 수 있다. 이는 꼬리날개의 복원력이 작용하여 항공기의 종방향 안정성에 기여하는 것으로, 그 이후의 영역에서는 날개와 LEX에서 발생하는 와류에 의해 꼬리날개가 잠식되어 복원력의 영향이 미미함을 알 수 있다. 또한 이 구간에서는 SDM의 흡입구에서 축방향으로 와류가 발생하므로 추가적으로 항공기 기수숙임에 영향을 줄 것으로 예측할 수 있다. 또한 Fig. 5(c)의 C_l 은 받음각 증가에도 대칭성을 유지하고 있기 때문에 이를 통해 풍동시험의 정확성을 확인할 수 있다.

3.3 불확도(Uncertainty) 분석

불확도 값은 풍동시험에서 획득한 결과 값을 기준으로 참값이 존재할 신뢰수준을 의미하며, 풍동시험에 있어 불확도 분석은 시험결과의 신뢰성 향상을 위한 매우 중요한 요소이다. 본 연구에서 분석된 불확도는 측정시험의 최소불확도로, 측정데이터의 표준편차로 추정되는 A형 불확도와 밸런스 교정결과, 장비사양 등 측정장비에 따라 추정되는 B형 불확도로 구분된다[8].

Table 4는 계측장치 및 장비들의 교정범위에서 평균오차를 기준으로 스트레이크가 장착된 형상에 대해 받음각 4° 일 때의 시험결과를 활용하여 동압과 공력계수의 95% 신뢰수준에 대한 합성불확도를 산출한 결과이다. 받음각 합성불확도는 흐름각 보정 값에 비해서도 상당히 낮은 값으로 추정되며, 동압 불확도 역시 시험조건 범위를 고려했을 때 데이터의 신뢰성을 기대할 수 있다. 풍동시험의 주요 측정값인 C_x , C_m 은 약 20 counts 정도의 합성불확도를 나타냈으며, C_z 의 경우에는 약 59 counts로 추정되었다. C_z 의 불확도가 다른 계수에 비해 크게 나타난 것은 측정에 사용된 밸런스의 하중 범위가 크기 때문에 이를 기준으로 하는 B형 불확도가 크게 산출되

Table 4. The Result of Uncertainties

항목	α [deg]	q [Pa]	
불확도 (U_{95})	± 0.0027	± 1.47	
항목	C_x	C_z	C_m
불확도 (U_{95})	± 0.0020	± 0.0059	± 0.0021

었기 때문이다. 하지만 측정된 계수값의 범위를 고려하였을 때 전체적으로 풍동시험 측정데이터의 신뢰성을 확인할 수 있다.

3.4 전산해석-풍동시험 결과 비교

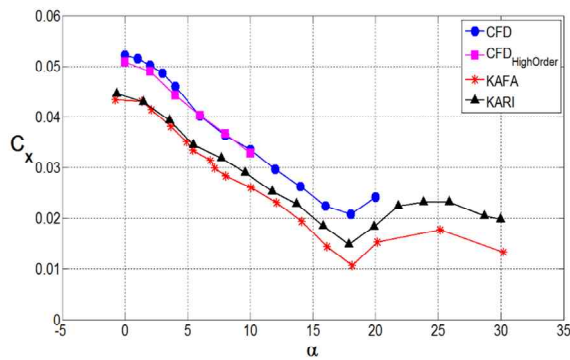
Figure 6은 EFD-CFD 결과를 비교하여 도시한 것이다. Fig. 6(a)에서 C_x 의 경향성이 잘 일치하지만 CFD 해석 결과의 값이 크게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 이는 SDM 엔진흡입구가 막혀 있는 형상이므로 이 영역에서 흐름분리(flow separation)가 크게 발생하기 때문에 전산해석의 오차가 전 받음각에서 발생하였다.

Figure 6(b)의 C_z 는 전체적인 경향성과 저 받음각 영역에서의 결과 값이 잘 일치하고 받음각 영역에서는 격자 분해능(grid resolution)의 한계로 인해 off-body에서의 와류 구조를 정확하게 해석하지 못하여 그 값이 작게 계산되었다.

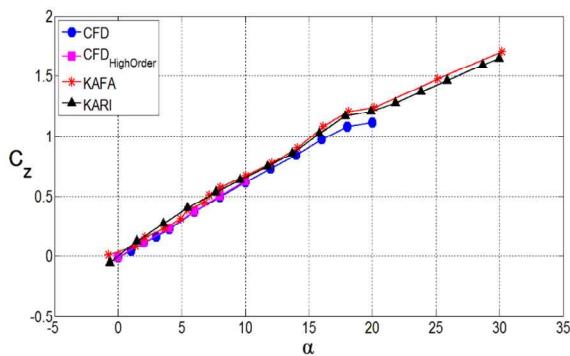
Figure 6(c)의 C_m 해석결과는 풍동시험 결과와 큰 차이를 보여준다. 특히 저 받음각 영역($0^{\circ}\sim 7^{\circ}$)에서는 C_m 의 부호가 반대로 계산되었으며 받음각 $0^{\circ}\sim 4^{\circ}$ 사이에서는 C_m 의 기울기 경향성이 반대이어서 세로정안정성 예측에 심각한 오차가 발생하는 것을 확인하였다.

C_m 계산 오차를 개선하기 위한 방안으로 먼저 높은 차수의 공간 차분법(3rd order MUSCL)을 적용하여 전산해석을 반복하였고, 그 결과를 함께 그래프에 비교하였다. 고차의 전산유체해석을 수행한 경우에 풍동시험 측정값과 더 유사한 계산 값을 얻을 수 있지만 전체적으로 큰 변화는 확인되지 않았으며 가장 큰 문제로 지적된 C_m 의 역전현상은 개선되지 않았다.

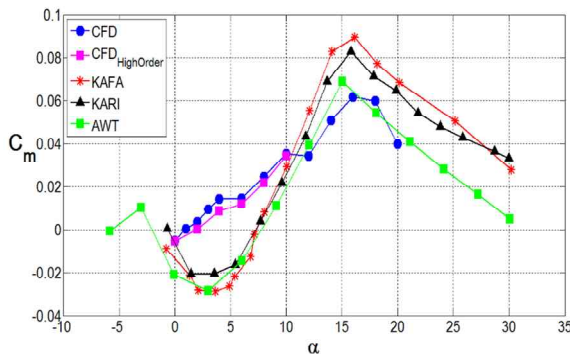
풍동시험 결과에서 받음각 $0^{\circ}\sim 7^{\circ}$ 에서는 기수내림 피칭모멘트를 유지할 뿐 아니라 $0^{\circ}\sim 4^{\circ}$ 에서 세로정안정성이 양의 값($C_{m_n} < 0$)을 가진다는 것은 꼬리날개가 충분한 양력을 발생시켜 피칭에 대한 복원력을 유지한다는 것을 의미한다. 이와 반대로 전산해석 결과가 전 받음각 영역에서 기수올림 모멘트가 발생한다는 것은 꼬리날개에서의 유동해석이 부정확하여 충분한 양력과 이에 다른 피칭 복원력을 모사하지 못하기 때문인 것으로 유추할 수 있다.



(a) The Coefficient of Axial Force (C_x)



(b) The Coefficient of Normal Force (C_z)



(c) The Coefficient of Pitching Moment (C_m)

Fig. 6. The Comparison of Results between CFD and Wind Tunnel Test

전산해석의 오차의 원인을 보다 정밀하게 분석하기 위해 전산해석 결과 유동장을 검토하였다. Fig. 7(a)는 SDM 꼬리날개를 지나는 유동 단면의 속도분포를 나타낸 것이다. 화살표로 표시된 바와 같이 익근(wing root)에는 표면 바로 위에, 익단(wing tip)영역에서는 표면에서 다소 떨어진 위치에서 저속영역이 발생하는 것으로 확인하였다. 이러한 저속영역의 영향으로 꼬리날개의 양력이 실제 흐름보다 낮게 계산되는 것으로 판단된다.

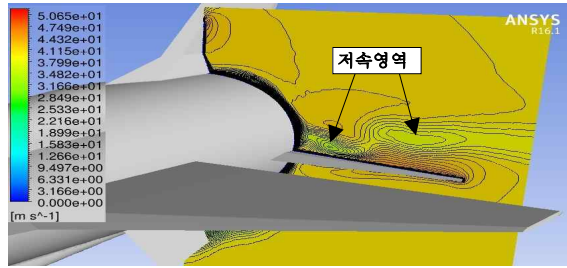
꼬리날개 윗면에서 저속영역이 발생하는 원인을 파악하기 위해 꼬리날개 주위의 유선 궤적을 분석한 결과, 익근에서의 저속영역은 흡입구 단면에서부터 유도된 흐름분리 유동에 의해 발생하였으며(Fig. 7(b)), 익단에서의 저속영역은 스트레이크와 날개에서 발생한 와류유동이 뒤로 이동하며 생성된 것(Fig. 7(c))임을 확인하였다. Fig. 7(d)는 주날개와 흡입구 후류에 의해 발생한 저속 유동장에 꼬리날개가 현저히 잠겨있는 현상을 보여주며, 이에 따라 꼬리날개의 양력이 실제보다 낮게 계산되었다.

즉 풍동시험의 실제 유동에서는 꼬리날개 주위에 저속영역이 존재하지 않아 충분한 양력이 생성되고 기수내림 모멘트가 유지되는 반면, 전산해석 상에서는 흡입구 흐름분리 유동과 스트레이크 와류유동 둘 중 하나 또는 두 유동 모두 실제 유동과는 다르게 모사되고 있다는 것을 의미한다. 이에 따라 꼬리날개에서 발생하는 공력 해석 결과에 오차가 발생하고 피칭모멘트의 경향성이 바뀌는 결과를 초래하였다.

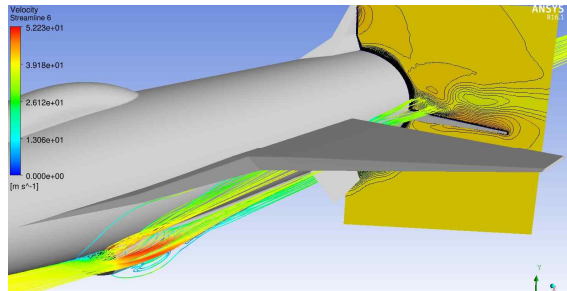
먼저 스트레이크와 주날개에서 발생하는 와류 유동을 전산해석 기법으로 정확하게 모사하는데는 많은 제한이 따른다. 전산유체해석의 격자는 대부분 모델 표면에 집중되어 있기 때문에 표면에서 떨어지는 큰 와류유동 구조를 정량적으로 해석하는데 필요한 충분한 격자 분해능(grid resolution)을 확보하기 어렵다. 또한 와류 붕괴(vortex breakdown) 현상이 발생할 경우 유동 방향으로의 충분한 격자 분해능도 필요하기 때문에 일반적인 격자계를 활용한 전산해석으로 와류붕괴 위치와 와류강도를 정확히 모사하기는 어렵다.

마찬가지로 흐름분리 현상을 전산해석을 통해 정확히 모사하는데는 한계가 있다. 특히 SDM의 경우 동체 앞부분에 위치한 흡입구의 막힌 단면에 의해 비교적 큰 흐름 분리 유동이 발생하고 후류가 동체, 날개, 꼬리날개 등 전반적 형상에 영향을 미치기 때문에 정확한 공력계수값을 예측하는데 어려움이 있다.

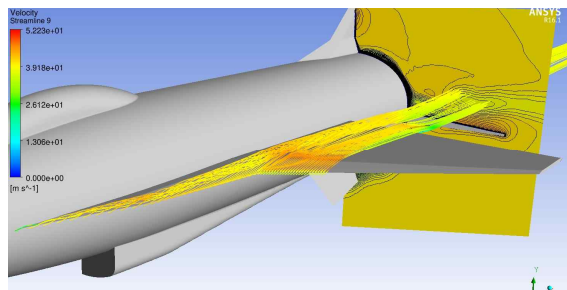
위와 같이 유추된 SDM 전산해석 결과의 오차 원인을 검증하기 위해 추가적인 풍동시험을 수행하였다. 본 연구에서 사용한 풍동모델은 스트레이크는 탈거할 수 있으나 흡입구 형상은 동체와 일체화 되어 있다. 따라서 스트레이트 제거 형상에 대한 풍동시험을 반복함으로써 스트레이크에서 발생하는 와류유동의 영향성만을 먼저 확인하였다.



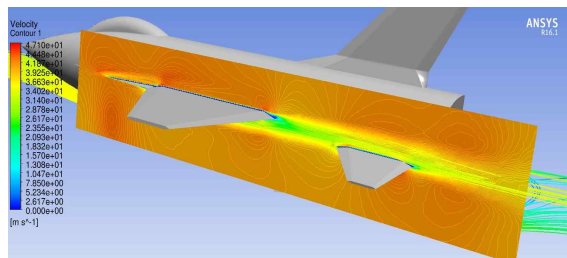
(a) cross flow velocity contour around tail section



(b) wake streamline from inlet



(c) vortex streamline from strake and wing



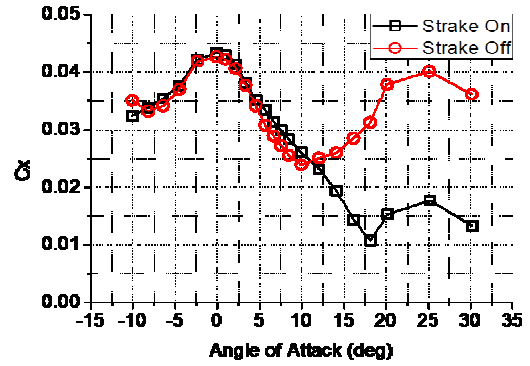
(d) velocity contour around wing and tail

Fig. 7. Velocity Contour and Streamline Results from CFD Analysis (AOA=4°)

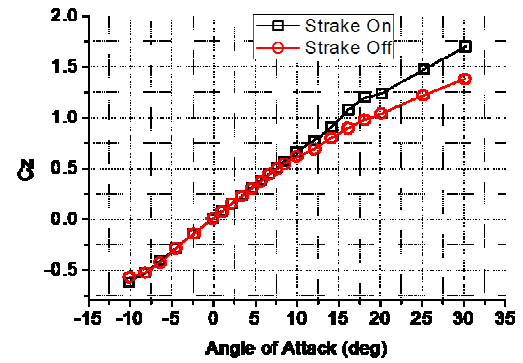
3.5 스트레이크 유·무에 따른 공력특성 변화

표준 동안정 모델 전면에 부착되어 있는 스트레이크 유·무에 따른 고받음각의 정적 공력특성 변화를 확인하기 위해, 스트레이크를 탈거한 형상에 대한 풍동시험을 반복하여 공력특성 변화를 분석하였다.

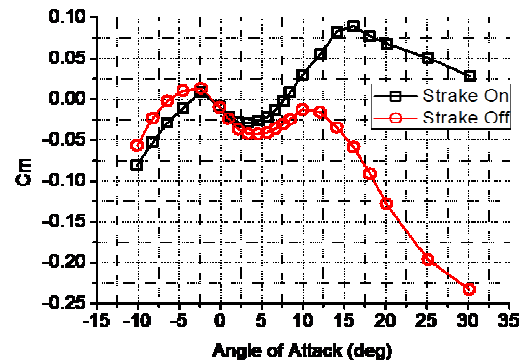
Figure 8에서 네모로 표시된 데이터는 스트레이크가 장착된 풍동시험 결과를, 원형으로 표시한 데이터는 스트레이크를 제거하고 실험한 결과를



(a) The Coefficient of Axial Force (C_x)



(b) The Coefficient of Normal Force (C_z)



(c) The Coefficient of Pitching Moment (C_m)

Fig. 8. The Results of Strake Effect

나타낸다. Fig. 8(a)를 보면 스트레이크가 있는 경우에 고 받음각으로 갈수록 C_x 가 감소하는 것을 확인할 수 있다. 그리고 Fig. 8(b)의 C_z 는 고 받음각으로 갈수록 측정값이 증가한다. 특히 C_x 와 C_z 값을 보면 스트레이크 효과는 8° 이하의 받음각에서는 큰 영향을 주지 못하다가 8° 이상의 받음각에서 크게 감소 및 증가함을 확인할 수 있다.

이것은 스트레이크 부착효과로 인해 LEX에서 발생하는 와류와 날개에서 발생하는 와류가 상호 보완되어 더욱 강력한 와류 구조를 형성하기 때문에 고 받음각 영역에서의 와류 붕괴 현상을

지연시키면서 발생하는 현상으로 판단된다. 따라서 스트레이크 부착을 통해 고 받음각 영역에서 항력이 감소하고 양력이 증가하여 고 받음각의 특성이 향상될 것이라는 것을 유추할 수 있다.

Figure 8(c)의 C_m 은 스트레이크를 장착했을 경우 고 받음각으로 갈수록 측정값이 증가한다. 스트레이크가 없을 때는 받음각 10° 이후로 감소하나, 스트레이크 장착 시에는 받음각 17° 부터 감소하는 것을 확인할 수 있다. 이 결과는 고기동성이 요구되는 항공기에 스트레이크가 고받음각 영역에서 종방향 정적특성에 효과가 있음을 보여주고 있다. 하지만 EFD-CFD 결과 비교에서 받음각 $-2^\circ \sim 3^\circ$ 영역에서 C_m 의 경향성이 다르게 나타났던 현상은 스트레이크가 탈착된 형상에서도 동일하게 발생하였다. 이를 통해 이러한 현상의 원인이 스트레이크에서 발생하는 와류에 의한 것이 아니라는 결론을 유추할 수 있다.

한편, 표준 동안정 모델의 동체 끝은 blunt body 형상으로 설계되었기 때문에 동체 후류에서 급격하게 와류가 발생한다. 반면 풍동시험에서 모델에 설치된 후방 지지대는 후류 유동 구조의 변화를 가져오고, 특히 blunt body의 경우에 더 큰 차이가 발생한다. 따라서 CFD와 풍동시험의 C_x 과 C_m 의 차이가 나타난 원인은 풍동시험에서의 후방 지지대로 인한 후류 유동구조의 변화로 추정된다. 이러한 차이를 확인하기 위하여 추후 연구를 통해 CFD에서 후방 지지대를 포함한 해석을 수행하고 그 영향성을 확인할 예정이다.

IV. 결 론

본 논문에서는 유사한 여러 풍동기관별 정적 공력측정 데이터를 상호 비교·검증하기 위해서 공군사관학교에서 NRC 모델 형상 기반 표준 동안정 모델을 제작하여 정적 공력특성을 측정하였다. 그 결과는 한국항공우주연구원 및 NRC에서 측정한 데이터들과 상호 비교되었다. 그리고 전산유체해석 검증을 위하여 풍동시험 결과와 비교 분석 하였다.

다른 풍동기관과의 풍동시험 결과를 비교 분석한 결과, 다른 정적특성들은 유사한 결과를 나타내는 것에 비해, C_x 값에서 오차가 발생하는 것을 확인할 수 있었다. 이 현상은 내장형밸런스 장착 시 지지대에 대한 효과 보정에 따른 오차로 판단되어진다. 한편, 전산유체해석 결과와 풍동시험 결과에서 C_x 와 C_m 의 차이가 나타났다. 이는 전산유체해석의 한계로 인하여 스트레이크에서 발생하는 큰 와류 구조를 정확하게

계산하지 못한 것으로 예상하였으나, 스트레이크를 탈착한 풍동시험의 결과에서도 유사한 차이가 나타났다. 따라서 전산유체해석과 풍동시험의 차이가 나타난 원인은 풍동시험에서의 후방 지지대로 인한 후류 유동구조의 변화, 표준 동안정 모델의 뭉뚱한(blunt) 동체 형상에서 발생하는 와류 구조에 의한 영향, 전산유체해석의 격자해상도 한계 등으로 추정된다. 이러한 영향성은 추가적인 연구를 통해 확인할 예정이다.

References

- 1) Chung, H., Lee, H. and Lee M., "Estimation of Aircraft Longitudinal Dynamic Derivatives Using Dynamic Mesh Method," Proceeding of 2014 KSAS Fall Conferences, 2014, pp.25~28
- 2) Lee, H., Gong, H., Kim, B., and Lee, S., "Prediction of Pitch and Roll Dynamic Derivatives for Flight Vehicle using CFD," Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 50, No. 5, 2012, pp. 395~404.
- 3) Da Robch, A., Vallespin, D., Ghoreyshi, M., and Badcock, K. J., "Evaluation of Dynamic Derivatives Using Computational fluid Dynamics," AIAA Journal, Vol.50, No2, Feb. 2012, pp.470~484.
- 4) Chung, H., Yang, G., Kwon, K., and Lee, H., "Estimation of Longitudinal Dynamic Stability Derivatives for a Tailless Aircraft Using Dynamic Mesh Method," Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 43, No. 3, 2015, pp. 232~242.
- 5) X. Z. Hung, M. E. Beyers, "Subsonic Aerodynamics Coefficients of the SDM at Angle of Attack up to 90° ", LTR-UA-93, NRC, 1990.1.
- 6) M. E. Beyers, "Subsonic Roll Oscillation Experimentns on the Standard Dynamics Model," AIAA paper 83-2134, 1983.
- 7) T. H. Cho, Y. W. Kim, S. O. Cho, "Static Wind Tunnel Test for SDM", KARI, 2003.4
- 8) K. J. Kwon and B. Z. Sung, "Uncertainty Analysis for Subsonic Wind Tunnel Testing", Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol. 30, Issue 4, pp. 123-130, 2002.