

소형 저속 풍동에서 NASA 표준 연구 모형의 모형지지부 효과 연구

김남균^{a,*} · 조철영^a · 고성호^b

Study on Model Support Interference of the Scaled NASA Common Research Model in Small Low Speed Wind Tunnel

Namgyun Kim^{a,*} · Cheolyoung Cho^a · Sungho Ko^b

^aAgency for Defense Development, Korea

^bSchool of Mechanical Engineering of Chungnam National University, Korea

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

ABSTRACT

A wind tunnel test of 29.7% scaled model of NASA Common Research Model was performed in small low speed wind tunnel. The wind tunnel model was fabricated in Aluminium in consultation with NASA Langley Research Center and AIAA Drag Prediction Workshop committee members. The static aerodynamic forces and moments were measured at a relatively low Reynolds number of 0.3×10^6 due to tunnel capability limitations. Pitching moment of three types of model support(Fin sting, Blade sting and Belly sting) were compared. The pitching moment for corrected Belly sting and Fin sting were similar. The result of pitching moment for Blade sting was very small.

초 록

29.7% 축소 NASA 표준 연구 모형에 대하여 소형 저속 풍동에서 시험을 수행하였다. 풍동시험 모형은 NASA Langley 연구소와 AIAA 항력추정 워크숍 위원회의 지침에 따라 알루미늄으로 제작하였다. 풍동의 능력 한계 등으로 상대적으로 낮은 레이놀즈수인 0.3×10^6 에서 정적 힘과 모멘트를 측정하였다. 세 가지 타입(핀 스팅, 블레이드 스팅, 벨리 스팅) 모형지지부에 대하여 피칭모멘트를 비교하였다. 보정된 벨리 스팅과 핀 스팅에 의한 피칭모멘트 보정량은 비슷하였으며 블레이드 스팅에 의한 피칭모멘트 값이 가장 적었다.

Key Words: Common Research Model(표준 연구 모형), Model Support(모형지지부), Fin Sting Model Support(핀 스팅 모형지지부), Blade Sting Model Support(블레이드 스팅 모형지지부), Belly Sting Model Support(벨리 스팅 모형지지부)

Received 19 May 2020 / Revised 10 July 2020 / Accepted 14 July 2020

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

1. 서 론

유체의 특성값을 찾아내는 두 분야 중 한 분야인 전산 유체 역학(CFD, Computational Fluid Dynamics)의 발달에도 불구하고 여전히 실험 유체역학(EFD, Experimental Fluid Dynamics)인 풍동시험은 상용 항공기 형상 설계에 높은 수준의 공력계수들을 제공하고 있다. 계산과 실험 이 두 분야는 서로 상호 보완적이라고 할 수 있다 [1]. 이는 실험적, 해석적 방법이 비행시험의 실제 공력데이터를 예측하는데 각각의 한계를 가지고 있기 때문이다. 풍동시험은 전산해석에 비하여 비행시험 전 많은 데이터를 확보할 수 있는 장점이 있으나 레이놀즈수 효과(Reynolds number Effect), 벽면효과(Wall Interference effect), 모형지지부 효과(Model Support Effect), 흐름각(Flow Angularity) 등에 대한 보정이 필수적이다. 풍동시험에 대한 벽면효과 보정은 현재까지 널리 연구되어 있으며 모형지지부에 의한 불확도 연구 또한, 점차 증가하는 추세이다[2].

본 논문에서는 NASA(National Aeronautics and Space Administration) CRM(Common Research Model, 이하 CRM) 모형을 이용하여 세 가지 타입(핀 스틱, 블레이드 스틱, 벨리 스틱) 모형지지부에 대하여 피칭모멘트를 비교하고, 벨리 스틱 모형지지부의 보정 방안에 대하여 연구하였다.

2. NASA 표준 연구모형

2.1 CRM 형상

본 연구를 위하여 사용한 NASA CRM 형상은 수퍼 크리티칼 천음속 날개(Contemporary Supercritical Transonic Wing)와 광폭 동체를 갖는 상업용 수송기 형태이다. CRM은 마하 0.85에서 순항하며, 순항시 설계 양력 $C_L = 0.5$ 를 만족하도록 설계되었다. 본 시험에 사용된 나셀은 관통형(Flow Through Nacelle) 단순 형상이다. 자세한 형상 데이터와 시험결과 등은 NASA CRM 홈페이지에 공개되어있다[3].

CRM 형상을 제안한 항력 예측 워크숍(Drag Prediction Workshops, 이하 DPW)은 최신 전산 유체역학을 통하여 여객기 형상의 실질적인 항력을 예측하기 위해 구성되었다. DPW에서는 Navier-Stokes의 전산해와 모델링 기법의 효율을 검증하기 위한 포럼을 여러 차례 개최하였다. 2009년 6월, 네 번째 워크숍(DPW-IV)에서 CRM 형상이 처음 제안되었으며, 본 형상에 대한 미국 NASA NTF(National Transonic Facility) 풍동에서 수행한 힘과 모멘트, 표면압력, 모형 변형, 표면 흐름가시화 결과가 발표되었다[1].

NASA Langley NTF 풍동뿐만 아니라 NASA Ames 11-ft 풍동[4], 유럽 천음속 풍동(ETW, European Transonic Wind Tunnel)[5], 프랑스 ONERA S1MA 풍동[6], 일본 JAXA 풍동[7]에서 CRM 형상에 대한 비교 시험들을 수행하였다.

풍동내 모형지지부의 효과를 연구한 이전 연구자들은 Cartieri[8], Schimanski[9], Heidebrecht [10] 등이며 모형지지부의 영향을 이해하고 최적화하려 노력했다. 특히 Stojanowski[11]과 Mouton[12]은 천음속 조건에 집중하였으며 최근에는 Kohzai[13], Rivers[14], König[15] 등이 CRM 형상의 다양한 천음속 영역에서 모형지지부의 영향에 대하여 비교 분석하였다. Andreas [5]는 저속에서 상대적으로 높은 레이놀즈수 환경에서 CRM에 작용하는 효과를 연구하였다.

2.2 CRM 풍동시험

2.2.1 NASA NTF 풍동시험

Figure 1은 NASA NTF 에서 수행한 CRM 형상의 시험 장면이며 핀 스틱 모형지지부를 사용하였다. 시험은 마하 0.7과 0.85에서 수행하였으며, 받음각은 레이놀즈수 5×10^6 에서는 -3° 부터 $+12^\circ$ 까지, 레이놀즈수 19.8×10^6 과 30×10^6 에서는 -3° 에서 $+6^\circ$ 로 시험하였다. 이 연구의 Navier-Stokes 해석에는 NASA Langley에서 개발한 비정렬 전산유체역학 코드인 USM3D 6.041-44 가 사용되었다. NTF와 Ames 11-ft 풍동시험결과와 전산해석 결과, 그리고 DPW-IV 참여 기관들의 전산해석 결과를 Fig. 2에 비교하였다.

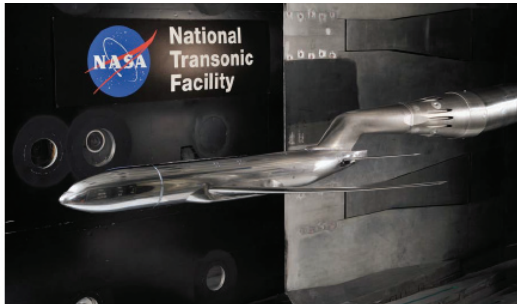


Fig. 1 Photo of the Common Research Model in the National Transonic Facility[1].

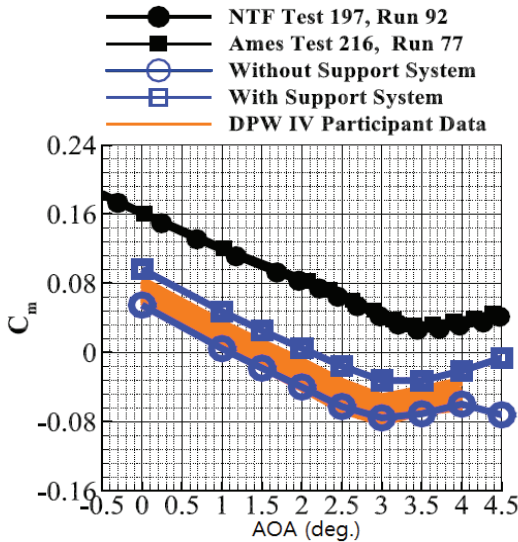


Fig. 2 Comparison of NTF and Ames 11-Ft TWT experimental data with USM3D CFD data and DPW IV CFD data for the without support system configuration, $M_\infty = 0.85$, $Re_c = 5 \times 10^6$ [14].



Fig. 3 The LRM model in S1MA wind tunnel[6].

2.2.2 ONERA LRM 풍동시험

ONERA에서는 CRM과 동일한 형상의 대형표준모형(Large Reference Model, 이하 LRM)으로 시험하였다. 이 형상은 NASA 모형의 약 220% 크기이며 실제의 1/16.835 크기이다. ONERA LRM 모형은 NTF 풍동의 CRM 형상과 같이 날개가 변형되도록 설계되었다[6].

ONERA는 마하 0.30부터 0.95까지 수행하였으며 레이놀즈수는 공력시위 기준 5×10^6 이다. 받음각은 -3° 부터 $+10^\circ$ 까지 수행하였다. NASA 시험들과는 달리 Fig. 3과 같이 블레이드 스팅모형 지지부를 이용하여 CRM 형상에 신규 수직 꼬리 날개를 설계, 장착하고 효과를 검토하였다.

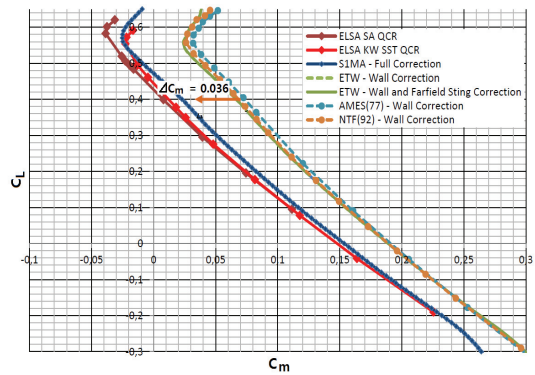


Fig. 4 Pitching moment for WBH(Wing+Body+Horizontal TailPlane) at $Ma = 0.85$ [6].

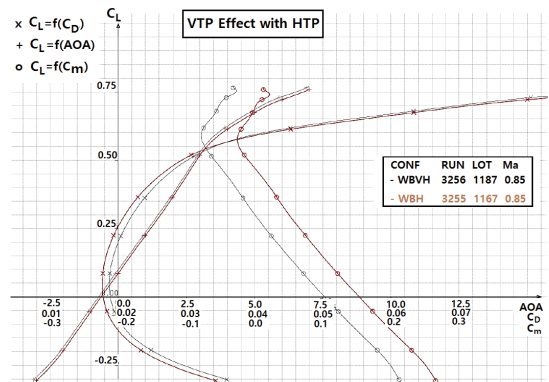


Fig. 5 Experimental VTP(Vertical Tail Plane) effect with HTP(Horizontal Tail Plane) at $Ma = 0.85$ and $CL = 0.5$ [6].

모형지지부와 벽면효과 보정에 따른 여러 풍동(S1MA, ETW, Ames, NTF)의 시험결과와 난류모델에 따른 elsA RANS(Reynolds-averaged Navier Stokes) 계산해를 피칭모멘트 계수에 대하여 비교한 결과는 Fig. 4와 같다. ONERA 개발 코드 elsA로 난류모델 SA(Spalart-Allmaras)와 $k\omega$ -SST모델을 비교하였으며 QCR(Quadratic Constitutive Relation)을 사용하였다. 수직꼬리날개 유무에 따른 항력과 피칭모멘트 시험결과는 Fig. 5와 같다.

2.2.3 ETW 풍동시험

ETW의 CRM 시험은 핀 스틱 모형지지부를 사용하였으며 주로 마하 0.7에 집중하여 시험하였다[5]. 레이놀즈수 5, 19.8, 30×10^6 을 구현하기 위하여 온도는 302 K와 117 K사이, 압력은 200과 300 kPa사이에서 시험하였다. Figure 6은 마하 0.25인 저속에서 시험한 결과와 DLR (German Aerospace Center)에서 개발한 TAU 솔버로 계산한 결과이다. TAU는 RANS 기반 노드베이스의 비정렬 솔버이다. 난류모델은 SA모델과 RSM(Reynolds stress model)으로 계산하였으며 스틱 유무, 날개처침효과, 난류모델 변화 등에 대하여 고찰하였다.

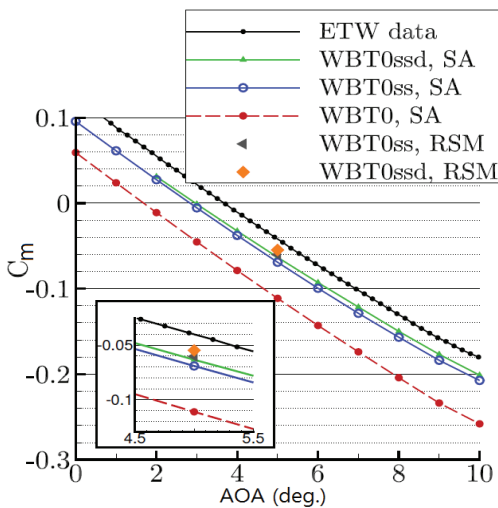


Fig. 6 Force and moments with/without support system at $M_\infty = 0.25$, $Re = 11.6 \times 10^6$ [5].

3. 모형지지부 및 모형지지부 효과 보정

3.1 모형지지부 종류

풍동시험 모형은 시험부 내에 모형지지부를 이용하여 받음각(Angle Of Attack, α)과 옆미끄럼각(Angle Of Sideslip, β), 롤각(Angle Of Roll, ϕ) 등의 자세를 유지한다. 모형지지부는 밸런스의 종류와 시험의 목적에 따라 다양하게 설계되며 다음과 같은 종류들이 있다. 벨리 스틱 지지부, 핀 스틱 지지부, 블레이드 스틱 지지부, 삼점(Three Strut) 지지부, 하프스팬(Half span) 모형 지지부, 스틱(Sting) 지지부, 트윈스틱(Twin Sting) 지지부, 흡입구(Air Inlet) 지지부 등 다양한 방법이 있다. 주로 외장형 밸런스를 사용하여 측정하는 풍동의 경우 많이 사용하는 모형지지부의 형태는 스트러트 타입이며, 내장형 밸런스를 사용하는 지지부는 스틱 지지부라 칭한다.

핀 스틱 모형지지부를 이용한 CRM 시험은 NTF와 ETW, JAXA 풍동에서 수행하였다. ONERA 풍동에서는 신규 수직꼬리날개 시험을 위하여 블레이드 스틱 모형지지부를 사용하였다. 싱글 스트러트 지지부라고도 불리는 벨리 스틱 모형지지부는 시험모형 하방에서 내장 밸런스와 모형을 고정한다(Fig. 7). 본 연구에서 핀 스틱, 블레이드 스틱과 더불어 벨리 스틱 모형지지부 효과를 검토하였다.

3.2 모형지지부 효과 보정

3.2.1 모형지지부의 간섭

모형지지부에 의한 간섭은 크게 직접 간섭(Near Field Interference)과 간접 간섭(Far Field Interference)으로 구분할 수 있다[16]. 직접 간섭



Fig. 7 CRM with Belly sting support.

은 모형과 스틱의 간섭으로부터 발생하며 스틱에서 발생하는 후류가 동체 후방에 영향을 주는 현상을 말한다. 직접 간섭은 보정시험으로 부터 보정량을 구할 수 있다. 벨리 스틱지지부의 경우 지지부 간섭을 보정하는 방법에는 더미 스틱 방법과 지지부 두께 변화 방법 등이 있다. 간접 간섭은 모형지지부의 존재로 인한 풍동 내 흐름장의 변화를 말하며 Panel 방법으로 계산하거나 모형이 설치되지 않은 상태에서 흐름장 측정으로부터 구할 수 있다.

3.2.2 더미 스틱 보정 방법

널리 알려진 더미 스틱을 사용하여 벨리 스틱 모형지지부의 간섭을 보정하는 방법은 참고문헌 [17]에 잘 기술되어 있으며 참고문헌의 연구에 사용된 내장형 밸런스의 모형지지부 간섭효과 보정 방법을 정리하면 다음과 같다.

먼저 모형을 정상상태로 시험한다. 이 형상의 시험 결과는 비행체의 공력계수(C)와 벨리 스틱에 의한 간섭(C_b)을 포함하고 있다. 다음으로 모형은 뒤집힌 자세(Inverted)로 시험하며 더미 벨리 스틱을 장착한 시험을 수행한다. 여기에서 더미 스틱은 밸런스와 직접 접촉하지 않은 논메트릭(Non-metric) 부분에 부착한다. 이 형상의 시험 결과는 비행체의 공력계수(C)와 도살(Dorsal) 스틱의 간섭(C_d), 더미 벨리(Dummy Belly) 스틱의 간섭($C_{db} = C_b$)을 포함한다. 마지막으로 뒤집힌 모형 자세에서 더미 스틱 없이 시험을 한다. 이 형상의 시험 결과는 비행체의 공력계수(C)와 도살 스틱의 간섭(C_d) 만을 포함한다.

위 시험 결과들로부터 스틱에 의한 간섭을 제거하는 것은 각각의 간섭효과가 중첩된다고 가정하면 단순한 산술적인 작업으로 구할 수 있다. 그러나 더미 스틱 방법은 보정시험을 위해 모형 교체에 많은 시간과 인력이 필요하다는 단점이 있다.

3.2.3 3D-panel 방법

Steinbach[18]는 AGARD 교정 모형(Calibration Model)에 대하여 수평 스틱 지지부(Horizontal/Rear Sting Support)와 수직 스틱

지지부(Vertical/Belly Sting Support)의 간섭을 일반적인 3D 패널(panel) 방법으로 계산하여 시험 치와 비교하였다. 이때 보정 식은 다음 Eq. 1 과 같다.

$$C_m(\alpha) = C_{m \text{ with Sting}}(\alpha) + \Delta C_m(\alpha) \quad (1)$$

수직 스틱의 간섭 계산 결과와 동체, 날개 그리고 꼬리날개에 대한 수직스틱의 간섭 정도를 Fig. 8에 보였다. 받음각 10° 에서 피칭 모멘트 계수는 약 0.01 정도의 보정 량이 계산되었으며 동체에 의한 영향이 가장 큰 것으로 판단되었다.

3.2.4 간접간섭 보정 방법

ETW의 Heidebrecht는 슬로티드 벽면을 갖는 풍동에서 모형지지부의 간접간섭 보정 모델을 수치적으로 개발하였다. Heidebrecht는 시험부 내에 ETW 모형지지부가 설치된 형상의 단순화

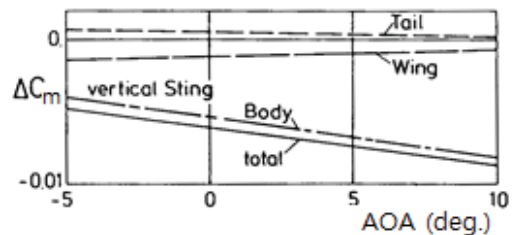


Fig. 8 Contributions of the components of the model to C_m for the case of vertical sting[18].

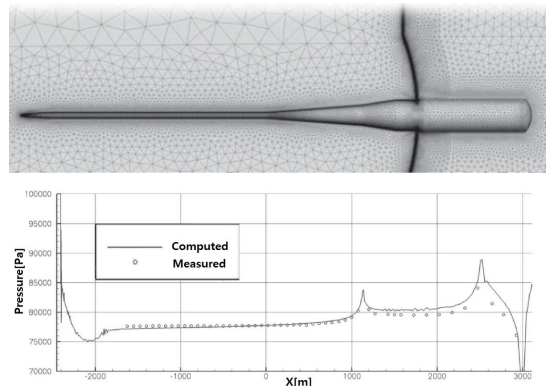


Fig. 9 Numerical and experimental study for the far field interference of model support in ETW[10].

된 CFD 모델을 개발하였다. 일반적인 모형을 가정하였을 때 이 CFD 그리드는 약 4에서 5백만 노드 정도이며 이는 일반적인 풍동시험을 계산하는 경우에 비해 상대적으로 빠른 계산 결과를 얻을 수 있다고 판단하였다. 시험부에 스팅을 장착한 형상에 대하여 수행한 시험 결과와 CFD 모델을 해석한 비교 결과는 Fig. 9와 같다. 결과는 잘 일치하였으며 모든 종류의 모형지지부의 간접 간섭 보정에 사용할 수 있다[13].

4. 풍동 시험

4.1 국과연 소형 아음속 풍동

본 연구는 국방과학연구소 소형 아음속 풍동에서 시험이 수행되었다. 국과연 소형 아음속 풍동은 국과연 중형 아음속 풍동의 1/4크기로 제작되었으며 폐회로 단일 순환식 풍동이다(Fig. 10). 수축비는 1:9 이며 시험부의 크기는 0.75 m (폭) × 0.56 m(높이) × 2.19 m(길이)이며 풍속은 10~120 m/s 이다. 본 풍동의 제어, 자료획득과 자동화 시스템은 PC로 구성되어 있으며 자료 획득 시스템은 총 16채널을 갖추고 있으며, A/D 변환기의 해상도는 16 bit이다.

4.2 CRM 시험 모형 설계

풍동시험 모형의 외형은 NASA의 CRM 형상이다. 풍동 시험부의 크기를 고려하여 모형을 축소하였으며, 축척은 실물의 0.8%, NASA 형상의 29.7% 크기이다. 모형은 크게 동체, 주날개, 꼬리날개로 이루어진다. 모형의 주요 치수는 Table 1과 같다. 모형은 시험부 내에 3가지 방식으로 지지 가능하도록 설계되었다. 모형은 알루미늄 소재를 이용하여 제작하였으며, 표면을 검정색으로 산화피막 처리하였다.

4.3 CRM 풍동시험 조건

본 연구에서는 저속, 저 레이놀즈수에서 모형 지지부의 변화에 따른 피칭모멘트 변화에 주력하였다. 시험 속도는 85 m/s, 마하 0.25에서 수

행하였으며, 이때의 레이놀즈수는 약 0.3×10^6 이었다. 힘과 모멘트 측정에는 수직력 155.7 N, 축력 44.5 N, 피칭모멘트 3.96 N-m의 내장 밸런스를 이용하였으며, 이 밸런스의 불확도는 받음각 0°와 10°에서 Table 2와 같다. 본 시험에서는 날개의 휨 등에 대한 변형을 고려하지 않았으며, 벽면효과 보정을 수행하지 않았다. Fig. 11은 벨리 스팅 모형지지부에 장착된 CRM 형상과 엔진 나셀과 수직꼬리날개를 장착한 형상이다.

Table 1. Dimensions for CRM of ADD(Agency for Defense Development).

L[mm]	S[mm ²]	b[mm]	c[mm]
501.98	24677.37	471.36	56.13

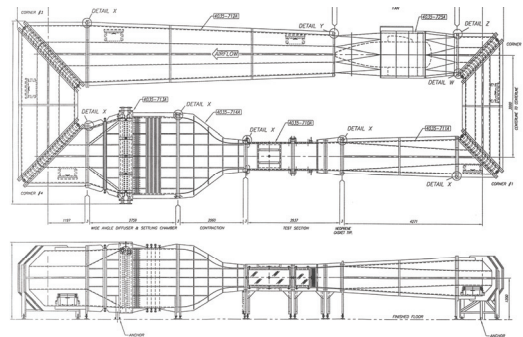


Fig. 10 ADD Low Speed Pilot Wind Tunnel.

Table 2. Uncertainties of variables in body axis.

AOA [deg]	Velocity [m/sec]	Mach	U_Mach	U_Cx	U_Cz	U_Cm
0	84.41	0.246	0.00033	0.00154	0.00169	0.00009
10	84.41	0.246	0.00033	0.00154	0.00272	0.00008



Fig. 11 CRM model in small low speed wind tunnel.

4.4 풍동시험 결과

4.4.1 모형지지부 효과

본 연구에서는 세 가지 형태의 모형지지부에 대하여 시험을 수행하였다. 흐름각 보정을 수행한 양력계수는 세 모형지지부가 거의 같은 결과를 보였으나, 최소항력과 피칭모멘트는 값의 차이를 보였으며 보정이 필요하다고 판단이 된다.

핀 스틱 지지부를 사용한 ONERA 풍동 시험 결과(Fig. 4)는 블레이드 스틱 지지부와 핀 스틱 지지부의 피칭모멘트 계수가 $C_L = 0.4$ 부근에서 약 0.036 정도 감소함을 보여준다.

본 시험의 블레이드 스틱과 핀 스틱 모형지지부의 피칭모멘트 계수차이는 Fig. 12와 같이 최소 0.04부터 최대 0.1까지 발생하였으며 벨리 스틱 지지부와 블레이드 스틱지지부의 차이는 0.1

에서 0.12까지 큰 차이가 남을 알 수 있다.

4.4.2 수직꼬리날개 효과

블레이드 스틱 지지부와 벨리 스틱 지지부의 경우 수직꼬리날개를 장착할 수 있으며 이 수직꼬리날개에 의한 피칭모멘트 계수의 변화는 Fig. 13과 같다. 수직꼬리날개를 장착함으로써 피칭모멘트 계수가 약 0.03 정도 감소함을 알 수 있다. 이는 ONERA 풍동시험(Fig. 5)에서 수직꼬리날개를 장착함으로써 피칭모멘트가 약 0.04 정도 줄어든 결과와 유사함을 알 수 있다.

4.4.3 엔진 나셀 효과

Fig. 11에 보여지는 관통형 엔진 나셀 장탈착형상에 대하여 시험을 수행하였다. Fig. 14는 엔

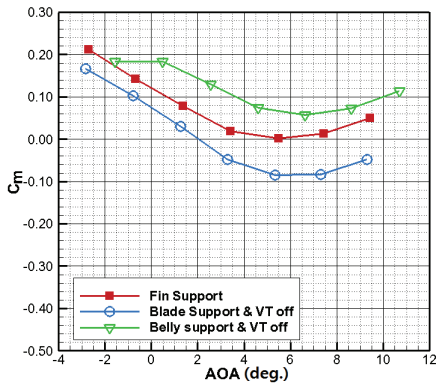


Fig. 12 Pitching moment coefficients vs alpha with various model supports.

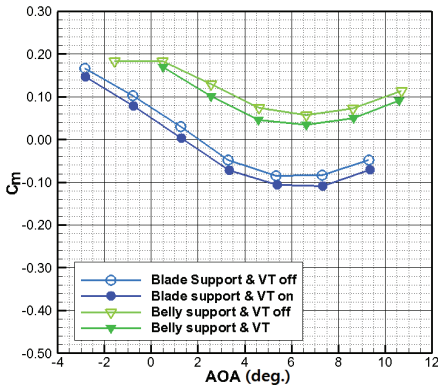


Fig. 13 Pitching moment coefficients vs alpha with VT on/off.

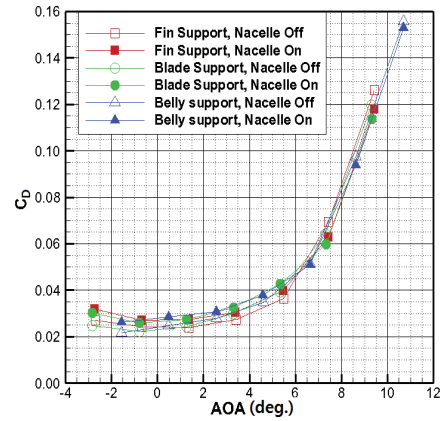


Fig. 14 Drag, Pitching moment coefficients vs alpha with Nacelle On/Off.

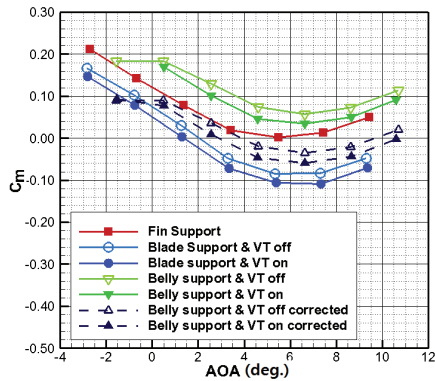


Fig. 15 Corrected pitching moment coefficients vs alpha for belly sting support correction results.

진 나셀의 장탈착에 따른 항력, 피칭모멘트 계수의 변화이다. 엔진나셀을 장착하면 모형지지부의 형태에 관계없이 받음각 6° 이하에서 양력 계수 기울기와 항력이 증가하였다. 그러나 피칭모멘트의 경우 핀 스틱과 블레이드 스틱 모형지지부의 경우 엔진 나셀을 장착함으로써 낮은 받음각에서 0.02 정도의 감소하였으나 벨리 스틱 모형지지부는 큰 변화가 없었다.

4.4.4 벨리스팅 모형 지지부 보정 효과

벨리 스틱 모형지지부 시험 결과를 3.2.2절의 더미 스틱 방법을 이용하여 보정한 결과는 Fig. 15(점선, corrected)와 같다.

수직꼬리날개 없이 벨리 스틱 지지부(\blacktriangle)에 장착된 형상의 피칭모멘트 보정 결과는 낮은 받음각 구간에서 수직꼬리날개가 없는 핀 스틱 모형지지부(\blacksquare) 시험 결과와 근접하였다. 그러나 벨리 스틱(\blacktriangle)의 시험 결과는 간섭효과가 가장 작은 블레이드 스틱(\blacktriangleleft) 모형지지부 결과와 비교하였을 때 받음각에 따라 -0.03에서 -0.07의 피칭모멘트 계수 차이가 있음을 알 수 있으며, 벨리스팅 모형지지부에 의한 추가적인 간섭 간섭효과 보정이 필요함을 알 수 있다.

마하 0.85에서 블레이드 스틱인 ONERA와 핀 스틱인 NTF 시험결과로부터 두 모형지지부의 $C_L = 0.4$ (받음각 3.5°)에서 보정이 필요한 피칭모멘트 계수는 약 -0.036이었다. 마하 0.25, 받음각 3.5° 에서 측정된 피칭모멘트 결과는 Table 3과

Table 3. Pitching moment coefficient with variable model support at AOA = 3.5° .

Model Support	C_m	$\Delta C_m(\text{Blade})$
Belly_Uncorrect	0.105	-0.160
Belly_Correct	0.015	-0.070
Fin	0.02	-0.075
Blade	-0.055	-

같으며 블레이드 스틱과 핀 스틱 모형지지부 차이는 -0.075라는 결과를 얻었다. 저속에서 핀 스틱을 사용할 경우 고속에 비해 보정해야할 피칭 모멘트값이 더 크다는 것을 알 수 있다.

5. 결 론

낮은 레이놀즈수에서 다양한 모형지지부에 장착한 CRM 형상의 풍동시험 결과를 고찰하였다.

비행체의 공력계수 중 피칭모멘트 계수는 다른 계수들에 비교하여 모형지지부에 의한 큰 영향을 받음을 알 수 있다. 본 연구에서 측정된 피칭모멘트 계수는 해외 풍동들에서 수행한 시험 결과와 비교적 잘 일치하고 있음을 보여주었다.

벨리 스틱 모형지지부는 다른 모형 지지부를 보다 비행체의 후방동체를 교란하는 효과가 더 크므로 직접 간섭에 대한 교정계수가 더 크게 나타났다.

모형 교체 시간이 많이 소요되는 더미 스틱 보정 방법을 이용하여 벨리 스틱 모형지지부를 보정한 결과는 핀 스틱 모형지지부의 피칭모멘트 결과와 유사하였다.

추후 모형지지부에 의한 피칭모멘트 발생 요인에 대하여 추가적인 고찰이 필요하며, 벨리 스틱 모형지지부의 쉬운 보정 방법에 대한 연구가 추가적으로 필요할 것으로 판단된다.

References

- Rivers, M. B. and Dittberner A., "Experimental Investigation of the NASA

- Common Research Model”, AIAA 2010-4218, Aug. 2010.
2. Kreeke, C. van de., Verriere, J. and Quemard, G., “The Interference of the Model Support Mast with Measurements of Longitudinal and Lateral Aerodynamic Coefficients”, NASA TT-20079, Aug. 1987.
 3. “NASA CRM,” World Wide Web location <https://commonresearchmodel.larc.nasa.gov/>, retrieved 15 Jan. 2020.
 4. Rivers, M. B. and Dittberner A., “Experimental Investigations of the NASA Common Research Model in NASA Langley National Transonic Facility and NASA Ames 11-ft Transonic Wind Tunnel”, AIAA 2011-1126, Jan. 2011.
 5. Andreas W., Thorsten L. and Edwald K., “Wind Tunnel Support System Influence on NASA Common Research Model at Low Speed Conditions”, AIAA 2016-3655, June. 2016.
 6. Aurelia C., David H., Quentin C. and Olivier A., “Experimental investigations on the Common Research Model at ONERA-S1MA - Comparison with DPW Numerical Results”, AIAA 2017-0964, Jan. 2017.
 7. Seigo K., Masataka K., Makoto U. and Kazuyuki N., “Analysis of NASA Common Research Model Dynamic Data in JAXA Wind Tunnel Tests”, AIAA 2013-0495, Jan. 2013.
 8. Aurélie C., Mouton S. and Boyet G., “Study of support interference effects at S1MA windtunnel within the “SAO” project”, *27th International Congress of the Aeronautical Sciences*, ICAS 2010-3.11.1
 9. Schimanski, D. and Quest, J., “Tools and Techniques for High Reynolds Number Testing Status and Improvements at ETW,” AIAA Paper 2003-0755, Jan. 2003.
 10. Heidebrecht A., “A numeric far field model for support interference studies in a slotted wall wind tunnel (European Transonic Windtunnel)”, *JAERO92, special issue paper 581, Proc. IMechE Vol. 220 Part G: J. Aerospace Engineering*. 2006, pp. 581-587.
 11. Stojanowski, M. and Germain, E., “The FALCON 7x from ETW to flight,” *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Paper 2008-0835, Jan. 2008.
 12. Mouton, S., “Numerical Investigations of Model Support Interference in Subsonic and Transonic Wind Tunnels,” *8th ONERA-DLR Symposium ODAS2007*, Göttingen, Oct. 2007.
 13. Kohzai, M., Ueno, M., Koga, S., and Sudani, N., “Wall and Support Interference Corrections of NASA Common Research Model Wind Tunnel Tests in JAXA,” AIAA Paper 2013-0963, Jan. 2013.
 14. Rivers, M. B., Hunter, C. A., and Campbell, R. L., “Further Investigation of the Support System Effects and Wing Twist on the NASA Common Research Model,” *30th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, New Orleans, AIAA 2012-3209, June 2012.
 15. König, B. and Fares, E., “Validation of a Transonic Lattice-Boltzmann Method on the NASA Common Research Model,” AIAA Paper 2016-2023, Jan. 2016.
 16. Eckert, D., “Correction of Support Influences on Measurements with Sting Mounted Wind Tunnel Models”, AGARD CP 535, pp. 31-1-11, Oct. 1993, .
 17. Barlow J. B., Rae W. H. Jr. and Pope A., *Low Speed Wind Tunnel Testing*, 3rd ed., John Wiley & Sons Inc., New York, N.Y., U.S.A., Ch. 7, 1999.
 18. Steinbach, D., “Calculation of Support Interferences on the aerodynamic coefficients for a Wind tunnel Calibration Model”, *Aeronautical Journal*, pp. 55-63, Feb. 1991.