

技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.8.711>

스포츠급 경항공기의 정안정 특성 풍동시험 연구

김종범*, 장영일*, 권기범*, 정형석*, 조환기**, 김상호***, 이재우***

A Wind Tunnel Study on the Static Stability Characteristics of Light Sport Aircraft

Jongbum Kim*, Young-Il Jang*, Kybeom Kwon*, Hyoung-Seog Chung*,
Hwankee Cho**, Sangho Kim*** and Jae-Woo Lee***

ABSTRACT

During the conceptual design phase of a light sport aircraft, the wind tunnel tests were conducted to investigate the static stability of newly-designed configuration. The 1/5 scale-down wind tunnel model consisted of fuselage, main wing, vertical tail and horizontal tail. The main wing and tails were able to be attached or detached from the fuselage. The aerodynamic forces and moments acting on the 6 different configurations compounding each component were measured by using the internal balance system and their static stability derivatives were derived. With these experimental data, the baseline lift and drag characteristics as well as the effects of each component to the longitudinal, directional and lateral static stability were quantitatively analyzed.

초 록

스포츠급 경항공기 개념 설계 단계에서 항공기의 정적 안정성 분석을 위해 1/5 축소모델로 풍동시험을 수행하였다. 제안된 경항공기의 동체 단독 및 동체에 주익, 수평꼬리날개, 수직꼬리날개 등을 조합한 6개 형상에 작용하는 공력을 내장형 밸런스를 이용하여 측정하고 정안정 미계수를 도출하여 기본 양항력 공력특성 및 각 요소가 세로·방향·가로 정안정 특성에 미치는 효과를 분석하였다. 풍동시험 결과로부터 특히, 수평꼬리날개와 수직꼬리날개 그리고 고익형태와 상반각을 갖는 주익 등이 각각 세로, 방향, 가로 정안정성에 미치는 기여정도를 정량적으로 파악하였으며, 본 시험결과는 항공기 각 형상 구성품 조합의 정안정 특성에 관한 유용한 실험자료로 활용될 수 있을 것이다.

Key Words : Wind Tunnel Test(풍동 시험), Light Sport Aircraft(스포츠급 경항공기), Static Stability(정적 안정성)

1. 서 론

† 2011년 12월 20일 접수 ~ 2012년 6월 21일 심사완료
* 정회원, 공군사관학교 항공우주공학과
** 정회원, 청주대학교 항공운항과
*** 정회원, 건국대학교 항공우주정보시스템학과
교신저자, E-mail : yijang@airforce.mil.kr
충북 청원군 남일면 쌍수리 사서함 335-2

스포츠급 경항공기는 미연방항공국(FAA)에서 제안한 초경량 항공기와 일반항공기 사이에 위치하는 레저용 항공기를 말한다. 국내 항공레저스포츠에 대한 국민적 관심과 욕구가 확대되고, 항공을 이용한 레저 활동의 고급화와 활성화 도모

에 따라 2인승 경항공기에 대한 관심이 높아지고 있으며, 이에 따른 차세대 경항공기의 국내 개발 필요성이 요구되고 있다[1].

항공기의 개발 과정 중 개념 설계 단계에서는 수요자의 요구 조건을 충족시킬 수 있는 최적 기본 형상 도출을 위한 공력해석 및 대안 형상 필요로 한다. 따라서 이와 같은 목적에 부합되는 이론적, 경험적 방법 및 실험적 방법들이 개발되어 항공기 개념설계 단계에서 공력설계 목적으로 유용하게 적용되어 왔다[2,3].

풍동시험은 새로운 형상의 항공기 설계과정에서 중요한 필수 항목으로서 설계형상에 대한 기본 공력 및 안정성 특성 데이터베이스를 제공하여 형상설계 결과의 타당성을 확인하게 해주고 전산해석도구의 유효성 검증에도 활용된다.

스포츠급 경항공기의 경우 항공기의 안정성 특성을 확보하는 것이 중요하며, 이에 대한 체계적인 연구가 필요하다. 항공기의 안정성 특성은 피치, 요 및 롤방향의 외부요란에 의한 트림 조건 해제시 항공기가 반응하는 초기 경향성을 나타내는 정안정 특성과 시간 경과에 따른 수렴·확산·중립 경향성을 나타내는 동안정 특성으로 나누어 볼 수 있다. 항공기의 정안정 특성을 실험적으로 파악하기 위해서는 풍동에서 밸런스를 사용하여 전기체 형상에 대해 받음각과 옆미끄럼각 변화에 따른 공력을 측정하여 정안정 미계수를 도출해 평가해야 한다[4,5].

본 풍동시험의 연구범위는 첫째, 새로운 형상의 2인승 경항공기 전기체 모델에 대해 내장형 밸런스를 사용하여 받음각과 옆미끄럼각 변화에 따른 6분력 기본 공력 특성을 파악하는 것이고, 둘째, 동체·주익·미익 등의 항공기 구성품 각각의 조합이 항공기의 정안정 특성에 미치는 영향을 분석하는 것이다. 본 시험결과는 항공기 전기체와 각 구성품 조합에 대한 공력시험 데이터로서 형상선정 단계에서 유용하게 활용될 수 있을 것이다.

II. 시험장치 및 방법

2.1 시험장치

본 연구는 Fig. 1에 보이는 공군사관학교의 중형 풍동에서 수행되었다. 풍동시설은 폐회로식 형태(closed return circuit type)로 풍속 범위는 5m/s~92m/s이다. 측정부의 제원은 폭 3.5m, 높이 2.45m, 길이 8.7m이며, 측정부에서의 난류 강도(turbulence intensity)는 0.1%미만이다. 풍동실



Fig. 1. 공사 아음속 풍동 측정부

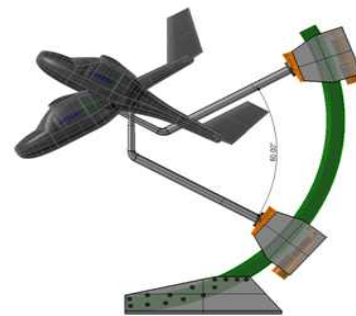


Fig. 2. CSS 시스템

험 조건은 TCS(tunnel control system)의 명령에 따라 작동되고, 데이터의 측정 및 저장은 DAS(data acquisition system)로 수행된다[6].

풍동시험에는 모델의 받음각(angle of attack, α) 변화를 위해 Fig. 2와 같은 반달형 지지부 시스템(CSS; crescent support system)이 사용되었으며, 시험에서 사용된 지지봉(sting)의 모델 공력에 대한 간섭효과는 미미하였다[7,8]. 그리고 옆미끄럼각(sideslip angle, β)을 변화시키기 위해 -30° 에서 30° 까지 0.1° 간격으로 회전이 가능한 Aerotech사의 회전테이블이 이용되었다.

모델에 작용하는 공력하중은 스팅 끝단에 부착된 6분력 내장형 밸런스가 모델의 무게중심에 위치하도록 설치하여 측정하였으며, 밸런스(1.25 inch dia.) 고정시의 정밀도는 축력(axial force)에서 0.13%[표준편차(%)=(RMS Residual)/(Max Load) $\times 100$] 이내였다[9]. Table 1은 실험에 사용된 내장형 밸런스의 최대 하중범위를 나타낸다.

Table 1. 내장형 밸런스의 최대 하중범위

Force	kg _f	Moment	kg _f · m
수직력	362.87	피칭	23.05
축력	181.44	요잉	12.64
측력	56.69	롤링	6.91



Fig. 3. 측정부에 설치된 기본형상

Table 2. 개념형상 제원(scale : 100%)

구분	날개	수평 꼬리날개	수직 꼬리날개
면적	11.662m ²	1.531m ²	1.304m ²
가로 세로비	9.26	4.11	1.56
스팬	10.393m	2.51m	1.428m
테이퍼비	0.8~1.0	1.0	0.6
평균 공력시위	1.049m	0.61m	913mm
익형	NACA 747A315	NACA 0012	NACA 0012

2.2 시험모델

풍동시험에 사용된 모델은 스포츠급 경항공기 개념형상(V02) 20% 축소 시험모형으로 길이는 1.16m, 폭은 2.08m이며, 몰드성형(FRP) 방식으로 제작되었다. 날개는 고익(high wing)으로 3°의 불임각(incidence angle)과 1.5°의 상반각(dihedral angle)이 적용되었다. Fig. 3은 측정부에 설치된 기본형상의 모습이며, Table 2에는 스포츠급 경항공기 개념형상(V02)에 대한 세부 제원이 나와 있다.

날개의 테이퍼비(taper ratio)는 동체 중앙선(centerline)에서 2,981mm까지 1.0이고, 2,981mm에서 날개끝(wing tip) 5,197mm까지는 0.8이다.

2.3 실험방법

스포츠급 경항공기의 주익, 수평, 수직꼬리날개가 정안정성에 미치는 영향을 조사하기 위하여 우선 동체모델(B; body)을 실험하고, 동체모델에 주익(W; wing), 수직꼬리날개(V; vertical tail), 수평꼬리날개(H; horizontal tail)를 Fig. 4와 같이 부착 또는 분리한 6개의 모델 형상에 대하여 받음각, 옆미끄럼각을 변화시키면서 공력을 측정하였다.



Fig. 4. 각 요소를 포함한 모델 형상

- (1) 기본형상(전기체) : BWVH
(body + wing + vertical tail + horizontal tail)
- (2) 동체 : B
- (3) 동체 + 주익 : BW
- (4) 동체 + 수직꼬리날개 : BV
- (5) 동체 + 수평꼬리날개 : BH
- (6) 동체 + 수직 + 수평꼬리날개 : BVH

이러한 모델의 시험 조건은 Table 3과 같다.

실제 비행 레이놀즈수(Reynolds number)에서의 천이(transition) 현상을 모사하기 위해 날개의 앞전(leading edge)으로부터 $x/c=10\%$ 위치에 직경이 0.05inch이고, 높이가 0.0114inch인 trip-dots를 0.1inch 간격으로 아래 Fig. 5와 같이 모델에 부착하여 실험을 수행하였다[10].

Table 3. 시험조건

유속	42m/s
레이놀즈수	6.4×10^5 with trip-dots
받음각	-6°~24° (-6°~12° : 3° 간격, 12°~24° : 2° 간격)
옆미끄럼각	-8°~24° (4° 간격)



Fig. 5. Trip-dots 부착 형태

또한 각 형상 조건에서 측정된 6분력 데이터는 바람축(wind axis)으로 변환한 후 안정성 효과 분석을 위해 다시 안정축(stability axis)으로 변환하여 미계수를 산출하였고, 바람축에서 안정축으로의 변환식은 다음과 같다[11].

$$\begin{aligned}
 C_{L_s} &= C_{L_w} \\
 C_{D_s} &= \cos\beta C_{D_w} + \sin\beta C_{Y_w} \\
 C_{Y_s} &= -\sin\beta C_{D_w} + \cos\beta C_{Y_w} \\
 C_{m_s} &= \sin\beta C_{m_w} + \cos\beta C_{m_w} \\
 C_{n_s} &= C_{n_w} \\
 C_{l'_s} &= \cos\beta C_{l_w} - \sin\beta C_{m_w}
 \end{aligned}$$

III. 실험결과 및 분석

스포츠급 경항공기의 주익, 수직·수평꼬리날개가 정안정성 미계수에 미치는 영향을 측정하기 위하여 각 요소를 동체에 부착 또는 분리한 모델에 대하여 옆미끄럼각, 받음각을 변화시키면서 6분력을 측정하여 정안정성 미계수를 도출하였다.

3.1 양력, 항력, 피칭모멘트 계수

Fig. 6~8은 옆미끄럼각 0°에서 시험결과이다.

동체(B) 단독과 동체+수직꼬리날개(BV) 형상의 양력계수 값은 거의 영에 가까웠다. 수평꼬리날개(BVH)를 부착한 경우 양력계수는 받음각에 따라 점진적으로 증가하여 α=24°에서 C_L=0.15로 측정되었다. 주익(W)이 포함된 형상인 BW, BWV 조합 형상에서 양력계수의 선형증가 패턴이 나타났으며, α=16°에서 C_{Lmax}=1.08로 측정되었다. BW, BWV 형상의 C_L-α 변화 특성은 NACA747A315 익형의 특성[12]과 유사하였다. 동체, 주익, 수직·수평 미익이 모두 포함된 BWVH 형상의 경우에는 BWV형상에 수평미익 효과가 부가되어 C_{Lmax}=1.18로 나타났다.

Fig. 7과 같은 양항곡선(drag-polar)을 통해 모델의 각 구성품들이 항력에 어떠한 경향을 보이는지 확인하였다. 동체에 수직꼬리날개를 부착한 BV의 항력계수는 측정 받음각 범위에서 0.035 이하였으며, 수평꼬리날개를 추가한 BVH에서 항력계수는 약간 증가하였다. 주익이 포함된 형상인 BW, BWV, BWVH 형상에서 받음각 증가에 따라 급격히 증가하는 항력계수 패턴을 나타내었고, 각각의 C_{Dmin}은 0.0243, 0.0247, 0.0266으로 측정되었다.

또한, BWVH 형상의 최대양항비는 받음각 3.22°에서 17.11로 나타났다.

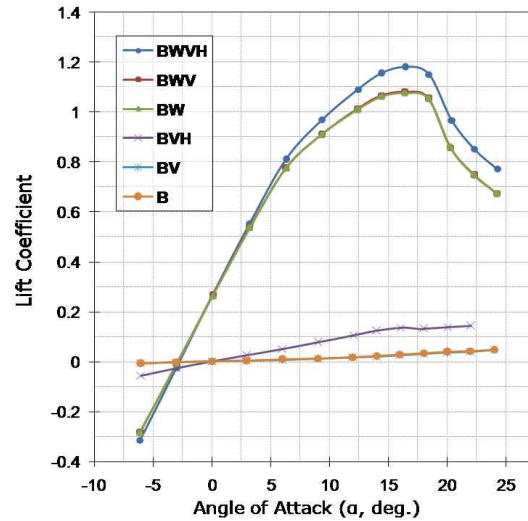


Fig. 6. 형상 조건별 양력계수 변화

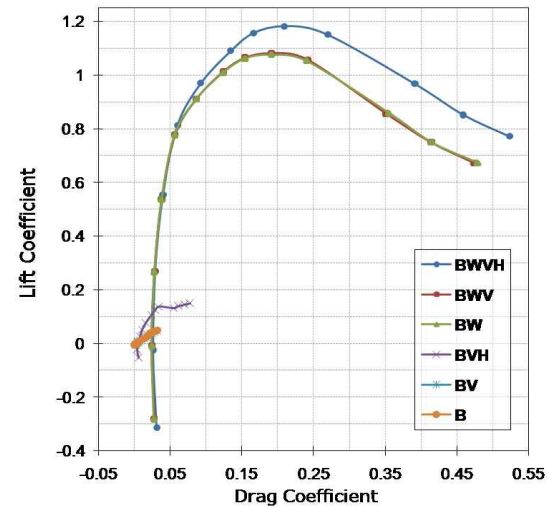


Fig. 7. 형상 조건별 양항곡선 변화

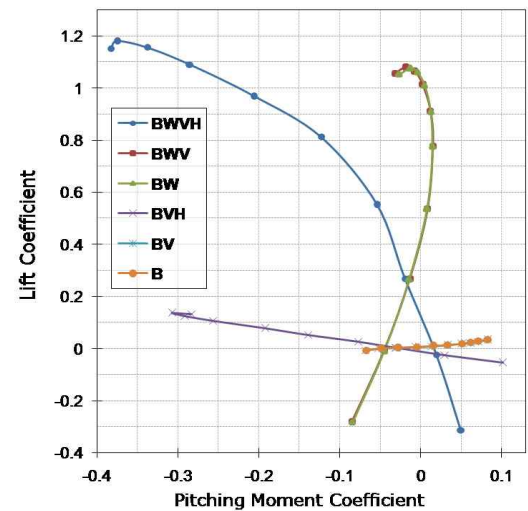


Fig. 8. 형상 조건별 C_m 변화

Fig. 8은 각 형상 조건이 세로 정안정성에 미치는 영향을 보여준다. 수평꼬리날개가 없는 형상(B, BV, BW, BWV)에서는 양력계수가 증가할수록 기수가 올라가는(nose-up) 현상이 발생하여 모두 불안정한 경향을 보이고 있으며, 양력계수 변화에 대한 피칭모멘트의 변화량은 매우 제한적이었다. 수평꼬리날개를 부착(BVH, BWVH)한 경우 양력계수 변화에 대한 피칭모멘트의 변화폭도 많이 확대되었으며, 안정적인 피칭모멘트 특성을 보였다.

3.2 정적여유

항공기의 세로 정안정성을 나타내는 정적여유(SM; static margin)를 아래와 같은 식을 이용하여 도출하였고, Fig. 9에 나타내었다.

$$\text{정적여유} = S.M. = -\frac{dC_m}{dC_L}$$

무게중심이 중립점보다 뒤에 위치하는 경우 정적여유는 음(-)의 값을 가지며 항공기는 불안정하게 되는데, 수평꼬리날개가 없는 경우(BW, BV) 낮은 받음각($\alpha < 6^\circ$ 영역)에서 불안정(BW형상은 -5.55%MAC, BWV형상은 -5.65%MAC)한 현상을 보였다. 그러나 수평꼬리날개를 포함한 전기체 형상(BWVH)에서는 불안정한 영역이 없었고 낮은 받음각($\alpha < 6^\circ$ 영역)에서 정적여유는 19.03%MAC로 산출되었다. 받음각이 커짐에 따라 정적여유는 최대 1.48까지 증가하였으며, 실속에 접근함에 따라 양력곡선 기울기의 감소로 정적여유가 급격히 감소함을 확인하였다.

실속받음각까지는 증가하다가 실속받음각 이후 급격히 감소하는 정적여유의 변화 경향성은 참고문헌[13]에서도 유사하게 나타났다.

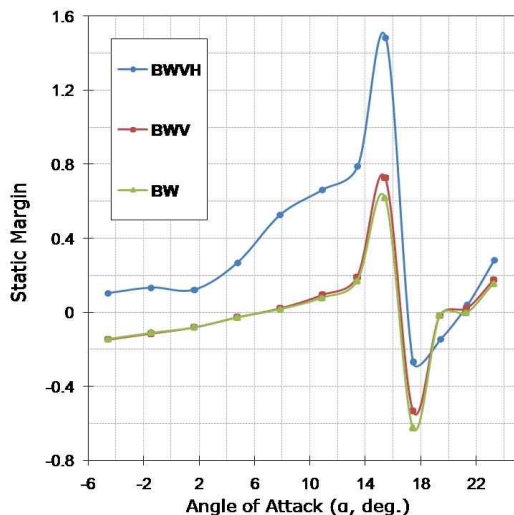


Fig. 9. 형상 조건별 정적여유

3.3 측력, 요잉, 롤링모멘트 계수

Fig. 10~12는 받음각 0° 에서 옆미끄럼각에 따른 측력(side force), 요잉(yawing) 모멘트, 롤링(rolling) 모멘트의 변화를 나타낸 것이다.

옆미끄럼각이 없는 경우 형상 조건별 측력은 모두 0의 값을 나타내었고, 옆미끄럼각이 증가할수록 음(-)의 방향으로 증가하는 경향을 보였다. 특히 수직꼬리날개가 포함되어 있는 형상(BWV, BWVH)의 경우 기울기가 급격히 커졌다.

옆미끄럼각이 -8° 에서 24° 까지 변함에 따라 각 형상 조건별로 C_n 은 거의 선형적 변화하였다. 수직꼬리날개를 포함하지 않은 형상(B, BV)의 기울기는 음(-)의 값을 가져 정적으로 불안정하였지만, 수직꼬리날개가 포함된 형상(BWVH, BWV,

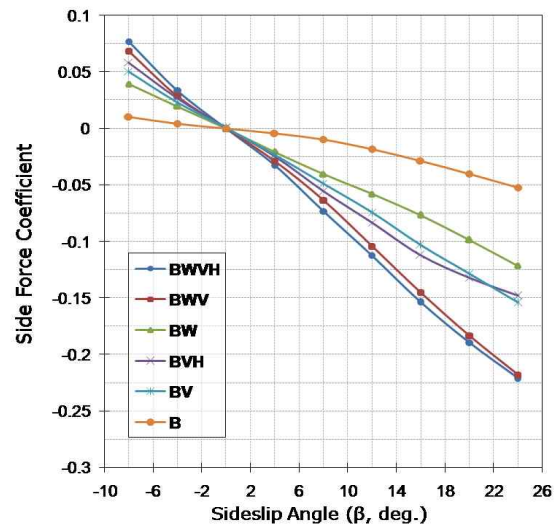


Fig. 10. 형상 조건별 C_Y 변화

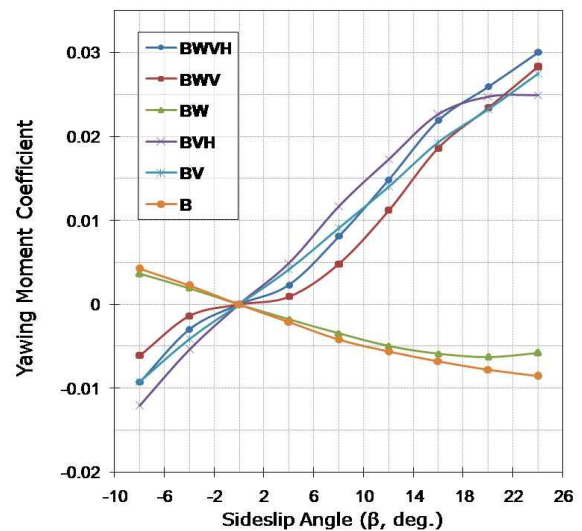


Fig. 11. 형상 조건별 C_n 변화

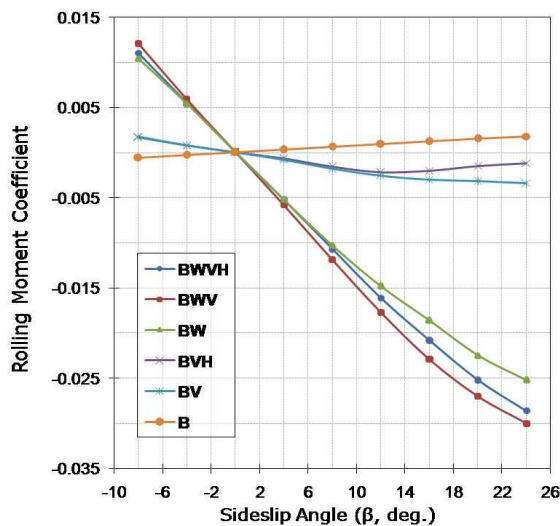


Fig. 12. 형상 조건별 C_r 변화

BVH, BV)의 경우 기울기($dC_n/d\beta$)가 모두 양(+)으로 나타나 안정된 방향 정안정성을 확보할 수 있음을 확인할 수 있다.

Fig. 12와 같이 C_r 은 옆미끄럼각이 증가함에 따라 거의 선형적으로 변화하였다. 롤링모멘트의 경우 주익(W)이 포함되어 있지 않은 형상인 B, BV, BVH 조합의 경우 옆미끄럼각에 대한 C_r 의 변화는 매우 미미하게 나타나 가로 정안정 특성이 중립적임을 알 수 있다. 하지만, 주익이 포함된 형상인 BW, BWV, BWVH 조합의 경우 $dC_r/d\beta < 0$ 으로서 고익(high-wing)과 상반각이 가로 정안정성을 향상시키는 요소로 작용함을 확인하였다. 또한, BW와 BWV 그래프의 기울기 차이에서 수직꼬리날개(V)가 가로 정안정성에 근소하게 기여함을 알 수 있다.

IV. 결 론

풍동시험을 통하여 새롭게 설계된 스포츠급 경항공기의 동체 단독 및 동체에 주익, 수평·수직꼬리날개 등을 조합한 6개 형상에 작용하는 6분력을 측정하고 정안정 미계수를 도출하여 기본 양항력 공력특성 및 세로·방향·가로 정안정 특성을 분석하였다.

전기체형상의 경우 실속받음각 $\alpha_s = 16^\circ$, 최대양력계수 $C_{Lmax} = 1.18$, 최소항력계수 $C_{Dmin} = 0.0266$ 등으로 대표되는 비행체 성능해석에 유용한 시험 공력계수 데이터베이스를 구축할 수 있었다. 세로 정안정성 분석 결과 저받음각에서 수평미익이 없는 형상(BWV)에서는 정적여유가 최소 -0.15로 불안정하였으나, 수평꼬리날개가 안정하게 작

용하여 전기체는 안정해졌다. 또한 수직꼬리날개가 포함된 형상에서 방향 정안정성이 안정한 특성을 보여주었으며, 주익과 수직꼬리날개는 가로 정안정성을 향상시키는 요소로 작용한다는 것을 확인하였다.

본 풍동시험 결과는 항공기 각 구성품 조합 형상의 정안정 특성에 관한 유용한 실험데이터로 활용될 수 있을 것이다.

후 기

본 연구는 국토해양부 항공선진화사업의 연구비지원(과제명: 스포츠급 경항공기 개발)으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) 정봉철, 이재우, 김상호, 우종용, "스포츠급 경항공기 KLA-100 기본설계연구," 2011년 한국항공우주학회 추계학술대회, Dec. 2011.
- 2) 박진환, 배보영, 이재우, 김상호, "경항공기 요구도 분석 및 기준형상 선정 프로세스 연구," 2011 한국항공우주학회 추계학술대회, Dec. 2011.
- 3) Tyan M., 김상호, 이재우, 박수형, 장영일, "첨단설계기법을 이용한 경항공기 형상 개발," 2011 한국항공우주학회 추계학술대회, Dec. 2011.
- 4) 정인재, "카나드 형상 고기동 항공기 공력설계를 위한 높은 받음각 정적 안정성 분석 실험 연구," 한국항공우주학회지, 제35권 제7호, 2007, pp.575~580.
- 5) 장조원, 백동기, 조옥찬, "수평-수직 꼬리날개가 아음속 항공기의 정안정성에 미치는 영향," 한국항공우주학회지, 제15권 제3호, 1987, pp.1~13.
- 6) 장영일, 조환기, 백승욱, 손명환, "아음속 풍동 측정부의 속도교정 및 유질특성에 대한 실험적 연구," 2001년 한국군사과학기술학회 종합학술대회 논문집, Aug. 2001.
- 7) 장영일, 김종범, 이순태, "풍동 모델 지지용 Sting-Crescent Support System의 유동 간섭 효과," 2011년 한국항공학회 학술대회, May. 2011.
- 8) 김종범, 장영일, 권기범, 정형석, 이순태, "전기체 풍동실험을 위한 내장형 밸런스 교정과 스팅 서포트 설계," 2011년 한국항공우주학회 춘계학술대회, April 2011.
- 9) 김종범, 장영일, 이순태, "6분력 내장형 밸런스의 보정 기법 연구," 공사논문집, 제62집 제1권, 2011, pp.207~216.

10) 장영일, 권기범, 김종범, 정형석, 이순태, 김상호, 이재우, “전기체 풍동실험시 트립 스트립에 의한 공력 특성 변화 연구,” 2011년 한국항공우주학회 춘계학술대회, April 2011.

11) Barlow, J. B., Rae, W. H. Jr. and Pope, A., Low-Speed Wind Tunnel Testing, 3rd ed.,

Wiley-Interscience, 1999, pp.412~419.

12) Abbott and Doenhoff, Theory of Wing Sections, Dover books, 1959, pp.684~685.

13) 김응태, 정진덕, “풍동시험을 통한 소형 카나드 항공기의 공력 특성 연구,” 한국항공우주학회지, 제29권 제7호, 2001, pp.1~8.