

스포츠급 경항공기 형상 변화에 따른 공력특성 비교

A Comparative Study on the Aerodynamic Characteristics by Change of Shapes of the Light Sport Airplane

최윤석^{1*}, 안은혜^{1*}, 이기훈¹, 조동현¹, 권기범¹, 김승필¹, 최필영², 박진환², 김상호³
공군사관학교¹, (주)베셀², 건국대학교³

초 록

본 연구에서는 스포츠급 경항공기 모형의 공력 특성을 공군사관학교 아음속 풍동에서 측정하였다. 풍동시험은 유속 40m/s에서 이전 모델과 최근 공력성능 향상을 위해 보완된 모델에 대해 비교 실험 수행하였으며, 정확한 데이터를 얻기 위하여 흐름각 효과, 벽면효과, 지지대 간섭효과를 보정하여 공력계수를 산출하였다. 실험 결과, 두 모델의 항력계수와 양력계수가 전체적으로 유사한 경향성을 보이나 고받음각에서의 양력특성의 차이가 발생하였다. 또한 실제 비행 시의 레이놀즈 수 유동을 모사하기 위하여 Trip strip의 영향에 대하여 실험하였다. 그 결과 Trip strip을 부착하였을 경우 항력계수가 증가하고 최소항력받음각이 낮아지는 결과를 획득하였다.

1. 서 론

최근 항공 산업 분야의 발전 방안 중 하나로 스포츠급 경항공기의 개발이 구체화 되고 있다. 이 과정에서 항공기 개발 및 도입부터 해외의 기술에 의존했던 과거에서 탈피하여 설계부터 원천기술 확보까지 국내 연구가 주도적으로 이루어지고 있다. 이러한 현상과 더불어 국민 소득 증가에 따른 레저 분야의 관심도 증대되고 있다. 특히 항공 분야에서는 비용 부담이 적고 소규모 이착륙장을 이용한다는 장점이 더해져 국내 등록 경항공기 대수가 급증하고 있으며, 스포츠 레저를 즐기는 인구 또한 늘어나고 있다.

본 풍동시험 연구에서는 국토해양부에서 추진하고 있는 스포츠급 경항공기 개발을 위해 풍동시험을 통한 공력 데이터를 산출하고 공력특성을 분석하였다. 항공기 개발 과정에서 풍동시험은 수치해석과 함께 비행체의 설계에 중요한 요소로, 성공적이고 원활한 경항공기 개발을 위해서는 풍동시험을 통한 양질의 공력 데이터를 구축해야만 한다.

최근 KLA-100의 모델(V204)은 공력성능 향상을 위해 설계를 일부 보완하였다. 그러므로 설계 보완된 모델(V204)과 이전 모델(V05) 형상

에 대한 공력 데이터 비교를 통해 성능을 분석해 보고자 한다.

2. 실험 조건

2.1 Trip Strip 부착

높은 레이놀즈 수 흐름을 모사하고 난류의 흐름을 발생시키기 위하여 Trip strip을 부착하여 실험 결과를 비교하였다. Trip Strip을 날개 위, 아랫면의 코드길이의 11% 위치에 높이 0.1879mm 지름 1.27mm인 Dots를 2.54mm 간격으로 부착하였으며 이는 Fig 1에서 보여지는 것과 같다.

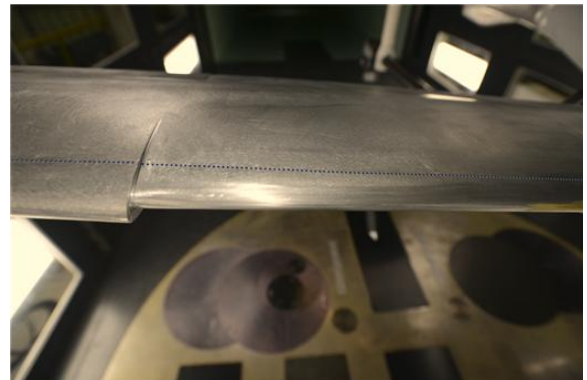


Fig1. Trip Strip attached on the wing

2.2 실험 모형 비교

풍동시험에 사용된 모형은 (주)베셀에서 제공한 20% 축소 모형으로 주날개 부분과 동체부, 수평·수직 꼬리부로 구성이 되어있으며 크기는 가로×세로 1.98m×1.134m이다. 이전 모델(V05)과 비교하였을 때 항공기의 안정성과 조종성 향상을 위하여 다양한 설계 수정이 이루어졌다. 동체와 주날개, 꼬리날개 등의 면적 변화와 함께 Dorsal fin, Ventral fin이 추가되었으며 공력중심의 이동을 위한 Landing gear의 위치가 변경되었다. 이와 같은 모형의 수정사항은 발표 자료를 통하여 확인 가능하다.

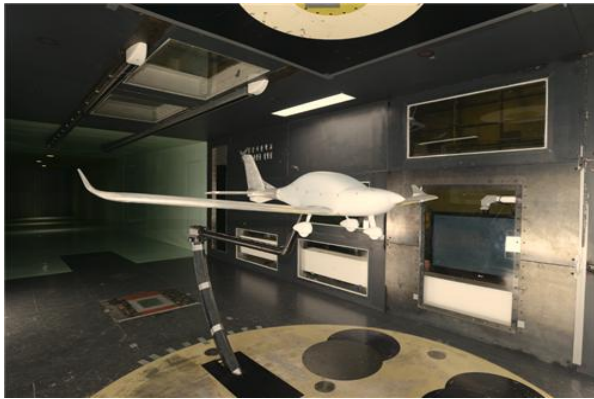


Fig2. 20% scaled model of KLA-100(V204)

2.3 실험 장치 및 조건

Table1. Flow quality characteristics of subsonic speed wind tunnel

(기준 속도 : 74m/sec)

구분	유질 특성
속도 유지성능 (speed control)	세팅 속도에서 ± 0.03 m/s 이내 유지
횡단면 및 종단면에 대한 흐름 각 변화 (flow angle variation)	상하 방향 흐름각 변화 : ± 0.1° 이내 좌우 방향 흐름각 변화 : ± 0.1° 이내
난류도(turbulence intensity) % 난류=축방향 요동속도/평균속도	x축 방향 % 난류 = 0.05% y축 방향 % 난류 = 0.1% z축 방향 % 난류 = 0.1%
측정부 단면 온도 분포	평균 온도 ±0.25° C
측정부 단면 압력 분포 %압력 = $\frac{\Delta \text{요동압력}}{\text{평균동압}(q)}$	총압 (P_t) % 압력 = 0.1% 정압 (P_s) % 압력 = 0.2% 동압 (q) % 압력 = 0.2%

본 풍동시험에 사용된 시험시설은 공군사관학교의 중형 아음속 풍동이다. 중형 아음속 풍동은 단일 폐쇄회로식(closed-circuit type) 풍동으로 측정부의 크기는 폭 3.7m, 높이 2.45m, 길이 8.7m이며 시험부 바닥의 경계층을 제거할 수 있는 경계층 제거장치(boundary layer removal system)를 갖추고 있어 보다 실제 비행환경에 가까운 실험을 수행할 수 있다. 중형 아음속 풍동의 유질 특성은 Table1에 나타내었다. 또한 시험 모형은 동체 아랫면에 밸런스 어댑터와 6분력 내장형 밸런스(KAFA-IB-04-1)를 사용하여 모형을 설치하였다. 시험모형의 실제 받음각을 실시간으로 측정하기 위하여 모형 동체 내부에 경사각도계(Inclinometer)를 설치하였다.

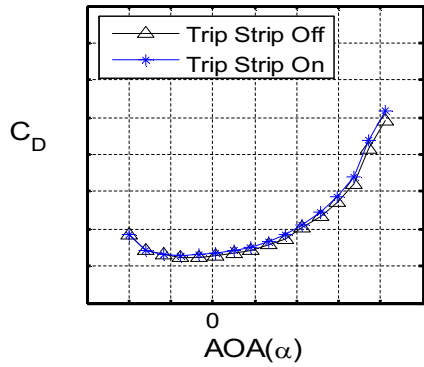
공력측정 실험에서는 예비 시험을 통하여 유속을 30m/s부터 70m/s까지 10m/s 간격으로 레이놀즈 효과를 확인하였으며 시험 결과의 신뢰도 및 밸런스의 측정한계를 고려하여 풍동 실험은 유속 40m/s ($Re=6.011 \times 10^5$)에서 수행되었다.

3. 실험 결과

3.1 Trip Strip 부착에 따른 공력 특성

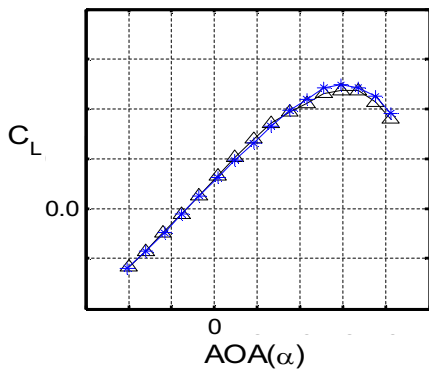
Fig3은 높은 레이놀즈 수 흐름을 모사하기 위해 주날개 코드길이의 11%에 Trip Strip을 부착하고 부착하지 않은 경우에 대한 공력 특성 변화를 비교한 것이다.

Trip Strip을 부착하였을 경우 최소 항력계수는 부착하지 않았을 경우에 비해 52 count가 증가하였다. 이는 난류로 인한 표면 마찰항력의 증가에 기인한 것으로 판단되어진다. 최소 항력계수 받음각은 Trip Strip을 부착할 경우 부착하지 않았을 경우에 비해 약 2.1° 낮아진다. 최소 항력계수 받음각의 변화 요인은 에이프릴 형상과 Trip Strip의 형상에 영향을 받는다. 피칭 모멘트계수는 Trip Strip을 부착하였을 경우 정적 안정성이 약간 증가되는 현상을 보였다. 이후의 실험은 실제 비행시의 레이놀즈 수 유동에 가까운 공력특성을 모사하기 위해 Trip Strip을 부착한 상태로 수행하였다.



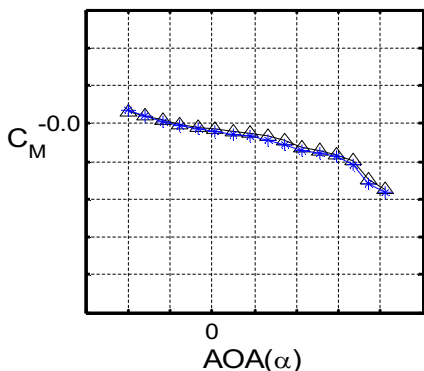
(a) Drag coefficient

with respect to angles of attack



(b) Lift coefficient

with respect to angles of attack

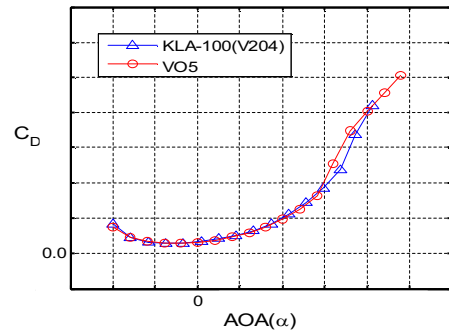


(c) Pitching moment coefficient
with respect to angles of attack

Fig3. Trip strip Effect

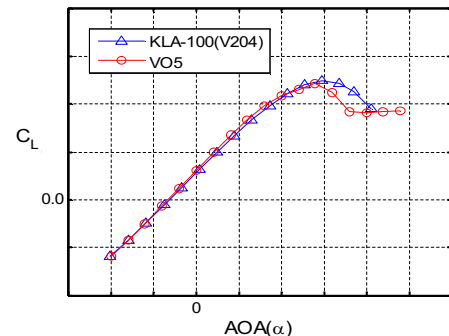
3.2 실험 모형 변화에 따른 공력 특성

Fig 4는 스포츠급 경항공기 개발과정에서 최근 수정 설계된 KLA-100(V204) 형상에 대해 이전 형상(V05)과 항력계수, 양력계수, 피칭 모멘트계수를 비교한 그림이다.



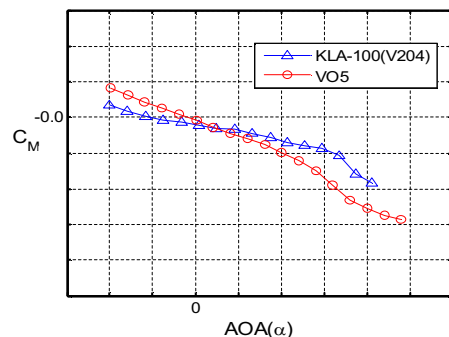
(a) Drag coefficient

with respect to angles of attack



(b) Lift coefficient

with respect to angles of attack



(c) Pitching moment coefficient
with respect to angles of attack

Fig 4. Comparative of aerodynamic characteristics by change of shapes

실험 결과, 최소 항력계수 받음각이 KLA-100(V204)의 경우 약 2° 정도 낮아졌으나 최소 항력계수는 거의 일치한다. 항공기 날개 끝에 Winglet을 설치하여 공력특성을 향상시키고자 하였으나 Winglet 자체의 항력 증가로 유도항력의 감소에 의한 효과를 얻지 못하였다. 하지만 양력계수의 경우 KLA-100(V204) 경우가 V05의 경우에 비해 양력계수 기울기가 약간 낮으나 실속 받음각이 지연되고 최대 양력계수가 증가하는 결과를 확인하였다.

양·항력계수와는 달리 피칭 모멘트 계수에서는 KLA-100(V204)가 V05에 비해 상당히 정적 안정성이 낮아졌음을 알 수 있다. 이는 모형 수정 시 수평안정판의 에어포일을 바꾸어 세로방향의 안정성이 개선될 것을 기대하였으나 꼬리날개 크기, Ventral fin, dorsal fin 등의 추가로 인해 기존의 무게 중심보다 후방으로 이동되어 오히려 피칭모멘트 기울기가 작아지는 결과가 나타났다. 이와 같은 문제점을 개선하기 위해서는 무게중심을 전방으로 이동시키는 내부설계의 변경과 Landing Gear의 위치 조정이 다소 필요한 것으로 판단되어진다.

4. 결 론

본 연구에서는 스포츠급 경항공기 모형의 공력 특성 측정을 위한 풍동 실험을 수행하였다. 축소 모형의 제한점을 최소화하고자 Trip strip 효과에 대해 영향성을 분석하였으며 그 결과 Trip strip 부착 시 항력이 증가하고 최소항력받음각이 감소하는 결과를 얻었다. 또한 최근 수정 설계된 항공기 모형의 공력특성을 측정하여 이전 모형의 공력특성 결과와 비교하였다. 항력계수와 양력계수는 유사한 경향성으로 나타났고 최근 수정 설계된 항공기 모형의 경우에 실속 받음각이 증가된 결과를 얻었다. 하지만 양력 개선 효과에 비해 정적안정성이 상당히 낮아지는 것을 알 수 있었는데, 추후 추가 연구를 통하여 이러한 문제점을 개선해야 할 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 국토교통부 항공안전기술개발사업의 연구비 지원(과제명:스포츠급 경항공기 개발,10항공-안전01)으로 수행되었으며 연구비 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] Goldenberg, A. A. and Bezerghi, A., 1985, "A Preview Approach to Force Control of Robot Manipulators," Mechanism and Machine Theory, Vol. 20, No. 5, pp. 449~464.
- [2] White, F. M., 1974, Viscous Fluid Flow, McGraw-Hill, New York, pp. 163~189.
- [3] Suh, S. H., Choi, Y., Roh, H. W. and Doh, H., 1999, "Flow Analysis in the Bifurcated Duct with PIV System and Computer Simulation," Trans. of the KSME (B), Vol. 23, No. 1, pp. 123~180.