

論文

DOI:10.5139/JKSAS.2011.39.4.289

날개 끝과 날개 동체 페어링의 설계 및 공력해석

박상일*, 꺾인근*, 이승수**

Design and Analysis of Wing-Tip and Wing-Body Fairings

Sang-Il Park*, Einkeun Kwak* and Seungsoo Lee**

ABSTRACT

In this study, fairing configurations for an aircraft are designed and the aerodynamic analyses of the fairings are performed to find the best choice for the aircraft. Fairings considered are wing-tip fairing and wing-body fairing. Wing alone analyses are done for the wing-tip fairing selection, while wing-body-tail analyses are done for the wing-body fairing selection. A 3-D RANS solver with Menter's $k-\omega$ SST turbulence model are used for the aerodynamic analyses. The effects on the drag of the aircraft are examined by comparing the analysis results with and without the fairings.

초 록

본 논문에서는 항공기의 항력 감소를 위해 페어링 형상을 설계하고 설계 형상에 대한 공력해석을 수행하였다. 페어링은 날개 끝과 날개-동체 접합부에 대해 적용되었다. 날개 끝 페어링의 경우 날개 전체에 대한 유동 해석을 수행하였고 날개-동체 페어링에 대해서는 전기체에 대한 해석을 수행하였다. Menter의 $k-\omega$ SST 난류 모델이 적용된 3차원 RANS 코드를 이용하였으며 유동 해석을 실시하였다. 페어링의 형상과 유무에 따른 해석 결과를 비교하여 각각의 페어링 날개와 항공기의 항력에 미치는 영향을 확인하였다.

Key Words : Fairing(페어링), CFD(전산유체역학)

1. 서 론

항공기에서 항력은 내재 연료량을 결정하는데 주요 요소이기 때문에 항공기를 개발하는데 있어서 항력을 최소화하는 형상을 도출하는 것은 매우 중요하다. 이에 항공기의 형상 설계 후에도 추가로 페어링(Fairing) 형상을 설계하고 항공기의 여러 부분에 설치하여 항력 감소를 도모할 수 있다. 페어링은 항공기의 항력을 발생시키는 모든 부분에 대해 고려할 수 있다. 엔진이나 랜딩

기어와 같이 항공기 외부로 돌출되어 항력을 발생시키는 부분에 페어링을 설치하여 형상 항력을 감소시킬 수 있으며 날개와 동체 및 접합부에 대해 적용하면 형상 항력이 감소할 뿐만 아니라 유도 항력을 감소시키고 흐름의 박리도 지연시킬 수 있어 공력 특성 향상에 도움을 줄 수 있다.

유한날개의 끝에서는 날개 상하면의 압력 차이로 와류(vortex)가 발생하여 내리흐름(down wash)이 생기고 결국 유도항력(induced drag)을 야기한다. 또한 날개의 앞전 표면을 따라 흐르는 유동은 날개 끝에서 표면에서 떨어져나가기 때문에 날개 끝 익형의 앞부분에 큰 역압력 구배가 나타난다. 이러한 현상은 항공기의 압력 항력의 증가를 가져오고 이것을 방지하기 위해 날개 끝 페어링 형상에 대한 다양한 연구가 수행되었다.

† 2011년 1월 3일 접수 ~ 2011년 3월 10일 심사완료

* 정희원, 인하대학교 대학원 항공우주공학과

** 정희원, 인하대학교 기계공학과 항공우주공학전공
교신저자, E-mail : slee@inha.ac.kr
인천광역시 남구 용현동 253

Hemke[1]과 Magler[2]는 날개 끝에 익단판(end plate)를 부착시킴으로써 유도 항력을 감소시켜 공력 특성을 높일 수 있음을 연구하였으며 Spillman[3]은 날개 끝단에 익단판 대신 세일(sail)이라는 여러 개의 작은 날개를 장착시켜 유도 항력을 감소시키는 연구를 발표한 바 있다.

항공기의 날개-동체 접합부의 경우 날개 윗면과 동체 옆면을 흐르는 유동의 간섭 효과가 일어나면서 복잡한 유동 현상을 보인다. 이러한 간섭 효과는 날개의 윗면뿐 아니라 동체의 옆면에서도 유동의 박리 현상을 야기한다. 이러한 점을 방지하기 위해 날개-동체 접합부에 fillet 형태의 페어링 형상을 적용시킨다. 일반적으로 fillet 형상의 반지름은 항공기 날개 시위의 약 10%의 값을 갖는다[4]. fillet 형상을 통해 두 면에서의 유동 간섭 효과를 완화시켜주고 박리 현상을 지연시켜 주어 결과적으로 항력의 감소를 가져온다. 변영환[5] 등은 날개-동체 fillet 형상을 폭과 높이의 비율에 따라 변화시키며 항력 감소가 가장 크게 나타나는 형상에 대한 공력 해석 연구를 수행하였다. Vassberg[6]의 연구에서는 DLR-F6 형상의 날개-동체 접합부에서 유동이 박리되는 지점에 페어링 형상을 추가하여 항력을 감소시킬 수 있음을 확인하였다.

본 논문에서는 항공기에 대한 날개 끝 페어링, 날개-동체 페어링을 설계하였고 각각의 형상에 대한 CFD 해석을 수행하였다. CFD 해석에는 3차원 RANS를 기반으로 한 해석자[7]를 사용하였으며 난류 모델은 $k-\omega$ SST를 적용하였다. DLR-F6 형상에 대하여 해석을 수행하고 해석 결과를 풍동 시험 및 타 계산 결과와 비교하여 검증하였다. 각 페어링에 대한 해석 결과를 페어링이 없는 형상에 대한 결과와 비교하여 각각의 페어링이 공력 특성에 미치는 영향에 대해 알아보았다.

II. 유동 해석 코드 검증

2.1 날개 주위의 유동 해석

본 연구에서 해석에 사용한 코드의 검증을 위한 첫 번째 문제로 날개 주위의 3차원 유동 문제를 선택하였다. 해석에 이용한 날개는 3rd AIAA CFD Drag Prediction Workshop (DPW3) [8]에서 test case (DPW-W1)로 주어진 것으로 DPW3에 참가한 연구자들의 수치 해석 결과가 주어졌다. 해석 마하수는 0.76이고 받음각은 0.5° 이다. Fig. 1에는 날개의 형상과 압력 분포를 비교

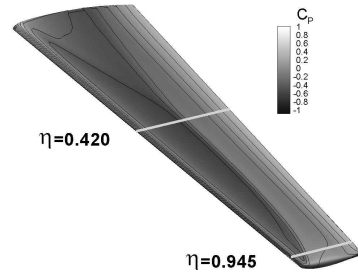
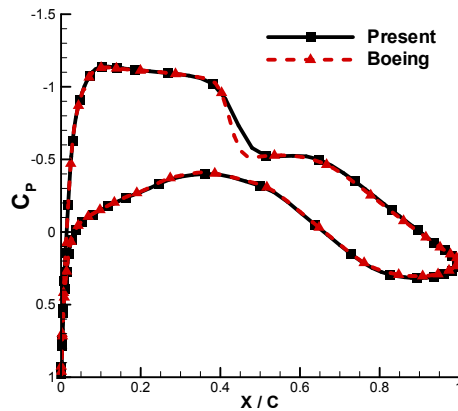
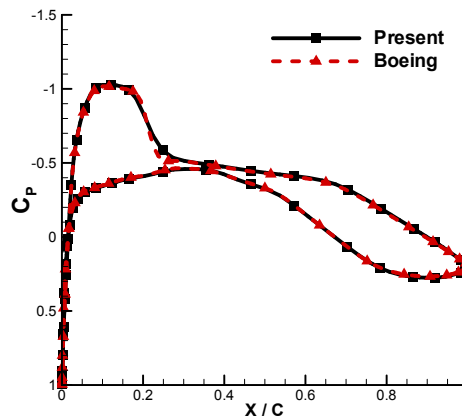


Fig. 1. Wing geometry and position of η (DPW-W1)



(a) $\eta = 0.420$



(b) $\eta = 0.945$

Fig. 2. Comparison of C_p distributions at two span locations

할 위치(η)를 보여주고 있다. Fig. 2에는 Fig. 1에 표시한 두 위치에서의 압력 분포를 Boeing 사의 E. Tinoco 연구 결과와 비교하여 나타내었다. 두 위치에서 Tinoco의 결과와 본 논문에서의 결과가 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다.

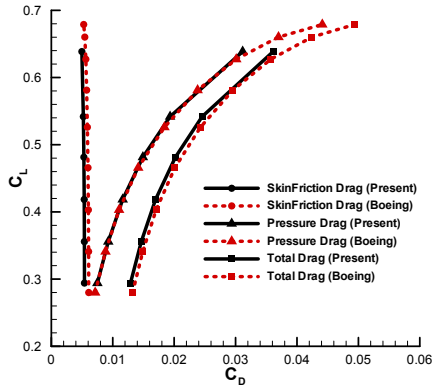


Fig. 3. Comparison of drag polar

Fig. 3에는 양항 곡선을 이용하여 해석 결과를 Tinoco의 결과와 비교하여 도시하였다. 압력항력의 경우 Tinoco의 결과와 거의 차이를 보이지 않았으나 마찰 항력에서는 본 연구의 결과가 Tinoco의 결과보다 항력을 약간 작게 예측하는 경향을 보였다.

2.2 항공기 전기체 주위의 유동 해석

해석 코드의 두 번째 검증은 DLR-F6 형상을 이용하였다. DLR-F6은 2nd AIAA CFD Drag Prediction Workshop[9]에서 제시되었으며 날개-동체(WB)와 날개-동체에 엔진 나셀과 파일론(WBNP)을 추가한 두 가지 형상이 있다. 본 코드의 검증 과정에서는 WB 형상과 WBNP 형상 두 가지 모두를 모델로 정하여 그에 대한 유동 해석을 수행하였다. DLR-F6 형상은 풍동 시험 결과뿐만 아니라 여러 연구 결과가 존재하기 때문에 코드의 검증을 위해 적절하다. 형상의 총 길이는 1,192mm이며 날개 스패 길이(b)는 1,171.3mm이다. MAC는 141.2mm, 항공기 기준 면적은 72,700mm²이다. DLR-F6 항공기의 격자는 Tinoco에 의해 만들어진 격자를 사용하였으며 WB의

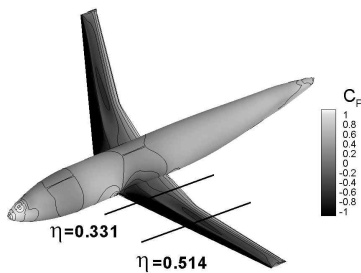
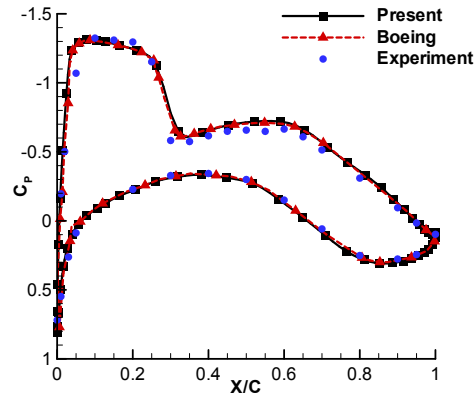


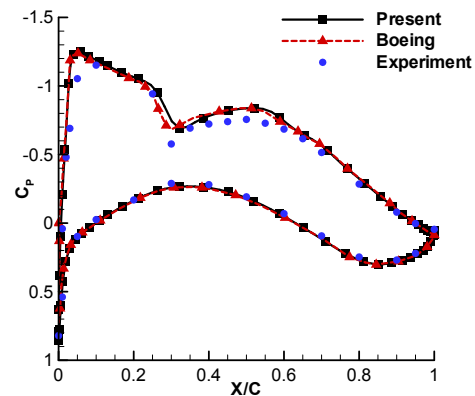
Fig. 4. DLR-F6 Configuration and η Positions of Wing

격자수는 약 360만개, WBNP은 570만개로 이루어져 있다. 유동 해석 조건은 마하 수 0.75, 레이놀즈 수 3×10^6 , 받음각은 0.5° 다. Fig. 4에는 DLR-F6 형상의 계산 결과를 보여주고 있다. 항공기 형상 표면의 압력 분포를 도시하였으며 날개 압력 분포의 비교를 위해 두 지점의 임의의 위치(η)를 각각 표시하였다.

Fig. 5에는 Fig. 4에서 표시한 위치에서의 압력 분포를 풍동 시험 결과[9] 및 Tinoco의 수치 결과와 비교하여 나타내었다. Fig. 5의 (a)를 보면 본 연구의 계산 결과가 풍동 시험 결과 및 타 수치 결과와 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다. Fig. 5 (b)에서는 날개 윗면의 충격파 발생 부근에서 풍동 시험치와 약간의 차이만 있을 뿐 전체적인 압력 분포에는 크게 차이가 없다. Fig. 6에는 본 연구 결과를 풍동 시험치 및 다른 여러 연구 결과들[9]과 비교한 양항 곡선을 나타내었다. 그림에서 보듯이 SST 난류 모델의 경우 항력을 작게 예측하였고 반면에 $q-\omega$ 난류 모델의 경우



(a) $\eta = 0.331$



(b) $\eta = 0.514$

Fig. 5. Comparison of C_p distribution

항력이 타 해석 결과보다 큰 것을 확인할 수 있다. 항공기의 공력 특성을 예측하는데 있어서 난류 모델의 영향이 큰 것을 확인할 수 있으며 이에 대한 연구가 필요할 것으로 보인다.

WBNP 형상에 대해서도 동일한 조건으로 해석을 수행하였다. Fig. 7은 WBNP 해석 결과로 항공기 표면 압력 분포를 보여주고 있다. Fig. 4

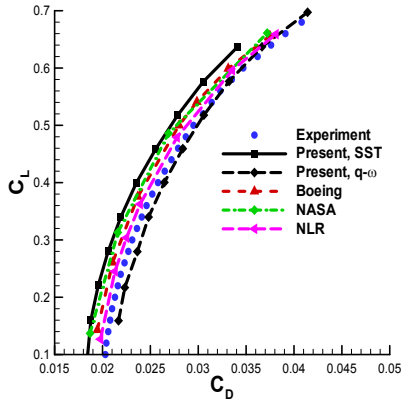


Fig. 6. Comparison of WB drag polar

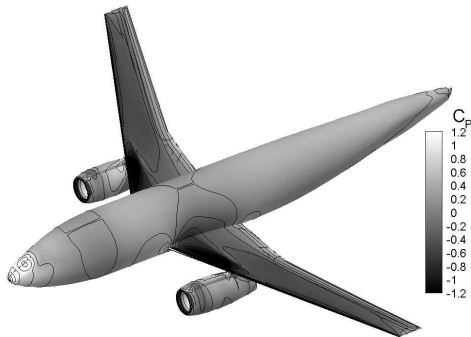


Fig. 7. C_p distribution of WBNP

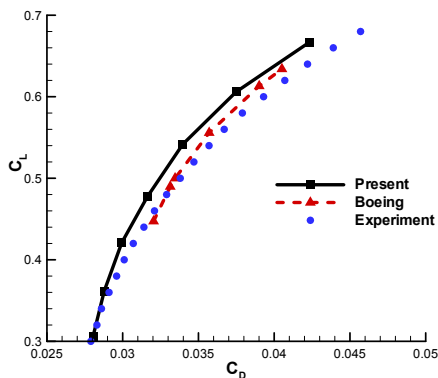


Fig. 8. Comparison of WBNP drag polar

와 비슷한 압력 분포를 가지며 날개 앞쪽에서 충격파가 발생하고 있다는 것을 알 수 있다. Fig. 8에는 WBNP의 본 연구의 결과 및 풍동 시험 결과와 Tinoco 결과를 양향 곡선에 나타내어 비교하였다. 2.1에서와 마찬가지로 본 연구의 결과가 항력을 약간 작게 예측하는 것으로 나타났다.

III. 페어링 설계 및 해석

3.1 날개 끝 페어링 설계 및 해석

항공기의 날개 끝 페어링에 대한 설계를 수행하였다. Fairing 1과 Fairing 2의 두 가지 형상이 설계되었으며 Fig. 9은 페어링이 없는 날개 형상(a)과 각각의 페어링이 부착된 날개 형상((b),(c))을 보여준다. Fairing 1은 형상 밖으로 항공등이 부착되며 Fairing 2는 형상 내부로 항공등이 위치할 수 있게끔 설계되었다. 따라서 Fairing 2의 경우 페어링 형상의 크기가 크게 설계되었으며 그만큼 형상 표면도 커진 것을 볼 수 있다.

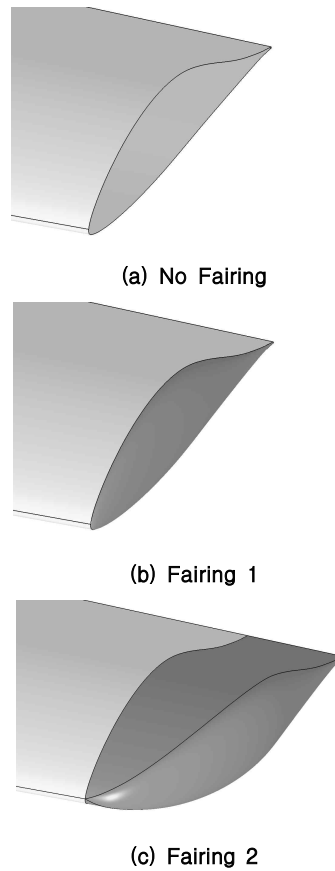
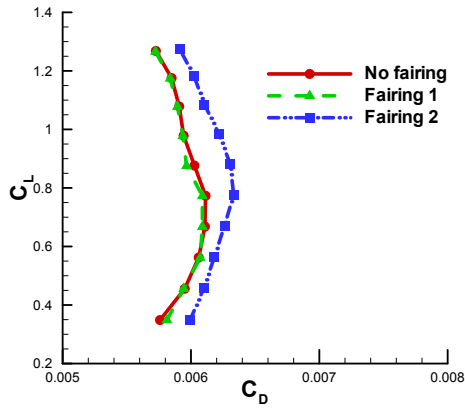


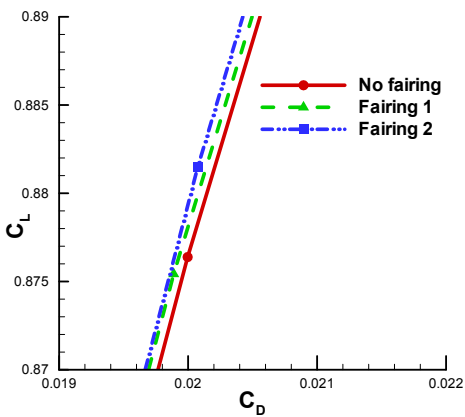
Fig. 9. Wing Tip Configurations

Fig. 9에 나타난 세 가지 날개 끝 형상에 대하여 각각 격자를 만들어 해석하였다. 날개 벽면에서의 첫번째 격자 간격은 $y^+ < 1$ 이 되도록 구성하였으며 18개의 블록과 약 76만개의 격자로 구성하였다. 받음각은 $-5^\circ \sim 4^\circ$ 까지 1° 간격으로 해석을 수행하였다. 레이놀즈 수는 1.63×10^6 이며 마하수는 0.31이다.

Fig. 10에는 표면 마찰 항력(a)과 압력 항력(b)을 각각 나타내었다. Fairing 1의 페어링 없는 날개와 표면적이 비슷하기 때문에 (a)에서 보는 바와 같이 마찰 항력이 비슷하게 예측되었다. 하지만 Fairing 2는 형상 표면의 증가로 두 형상보다 표면 마찰 항력 계수의 값이 크게 나온 것을 볼 수 있다. 동일한 양력 계수 값에 대해 Fairing 2의 항력 계수는 약 4~5 count 증가하였다. 압력 항력의 경우 페어링 형상이 클수록 항력이 약간씩 감소되고 있는 경향을 보인다. 이러한 원인은



(a) Skin friction drag coefficient

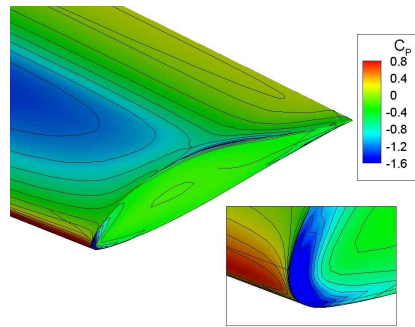


(b) Pressure drag coefficient

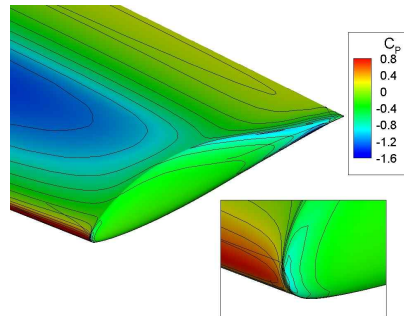
Fig. 10. Comparison of drag coefficient with different fairing options

Fig. 10을 살펴봄으로써 유추할 수 있다. Fig. 10의 세 가지 형상에 대한 날개 끝 표면에서의 압력 분포를 도시하였다.

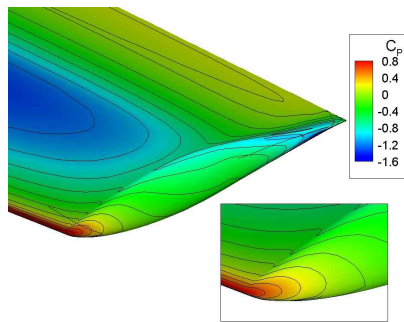
Fig. 11(a)의 페어링 형상이 없는 경우 날개 끝 앞전에서 압력 계수의 값이 갑자기 낮아진다. 날개 앞전을 따라 흐르던 유동이 날개 끝에서 표면을 떨어져 나가면서 급격한 압력의 변화를 야기하게 되고 인해 압력 항력이 크게 발생한다. 페어링이 부착된 Fig. 11(b)와 (c)에서는 페어링 형상이 압력의 급격한 변화를 완화시켜 주어 Fairing 2의 경우 가장 적은 압력 항력이 예측된다.



(a) No Fairing



(b) Fairing 1



(c) Fairing 2

Fig. 11. C_p contour with different fairing options

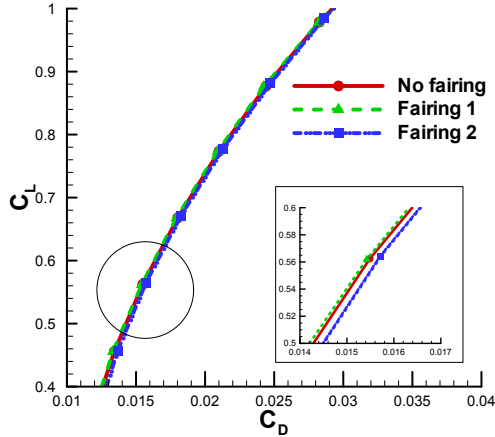


Fig. 12. Comparison of drag polar with different fairing options

Table 2. $C_{D,t}$, $C_{D,p}$ and $C_{D,f}$ at $C_L=0.88$

	$C_{D,t}$	$C_{D,p}$	$C_{D,f}$
no fairing	0.0262	0.0202	0.0060
fairing 1	0.0260	0.0201	0.0059
fairing 2	0.0264	0.0200	0.0064

Fig. 12은 세 가지 날개 형상에 대한 양항 곡선을 보여준다. 계산된 전 범위에 있어서 Fairing 1 형상이 가장 작은 항력을 발생시키는 것을 알 수 있다. Fairing 2의 경우 페어링 형상이 없는 경우보다 항력이 더 크게 발생 하였는데 이는 페어링에 의해 압력 항력이 감소한 양보다 표면 마찰 항력의 증가량이 더 크다는 것을 의미한다. 페어링 형상 설계에 있어서 표면이 증가하는 점도 고려를 해야 함을 알 수 있다. Table 2는 동일 양력 계수($C_L=0.88$)일 때 표면 마찰 항력 계수($C_{D,f}$)와 압력 항력 계수($C_{D,p}$), 그리고 전체 항력 계수($C_{D,t}$)를 나타내었다.

3.2 날개-동체 페어링 설계 및 해석

날개-동체 페어링 형상을 설계하였다. 날개-동체 페어링의 경우 Fig. 13에 표시되어 있는 선안의 범위 내에서 형상 설계가 이루어져야 한다는 제약이 있다. 본 연구 대상 항공기는 저익 항공기이기 때문에 페어링 형상에 의해 항력 감소 효과는 날개 윗면의 fillet 형상의 영향을 크게 받는다. 하지만 대상 항공기의 페어링 설계 범위가 작기 때문에 주어진 범위 내에서 최대한의 반경

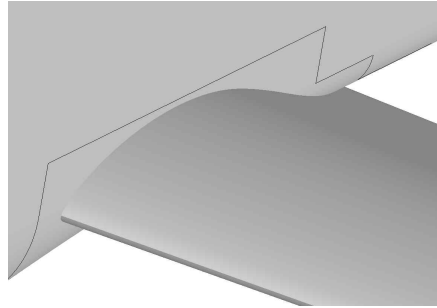
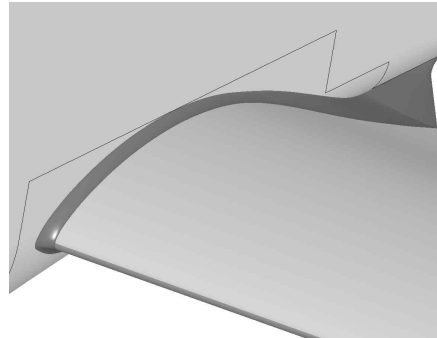
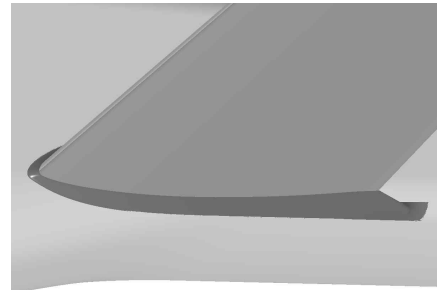


Fig. 13. Limitation area of wing-body fairing



(a) upper fairing



(b) lower fairing

Fig. 14. Designed configuration of Wing-Body Fairing

을 갖는 페어링을 설계하였다. Fig. 14(a)는 날개-동체 페어링 형상의 위쪽 면을 보여주고 있다. fillet 반경이 가장 작게 측정되는 날개 윗면 중심부를 기준으로 날개 뒤쪽으로 갈수록 fillet 반경을 크게 하였다. 날개-동체 접합부의 뒤쪽 부분에서는 유동의 흐름이 표면에서 갑자기 이탈되는 것을 막기 위해 형상을 추가하였다. Fig. 14(b)는 페어링 아래 부분을 보여준다. 날개의 아랫면 fillet 형상과 동체 하단부를 연결시키는 형상으로 페어링을 설계하였다.

날개-동체 페어링의 설계 후 페어링 유무에 대하여 항공기 전기체에 대한 격자를 만들었다. 페

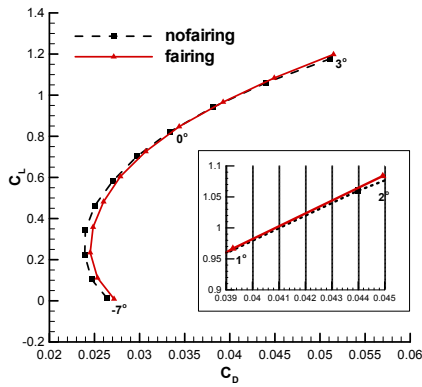
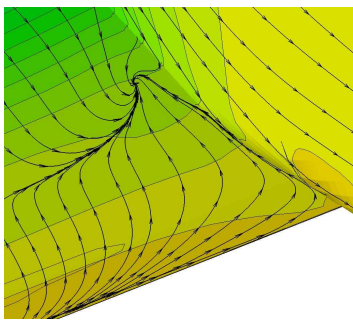
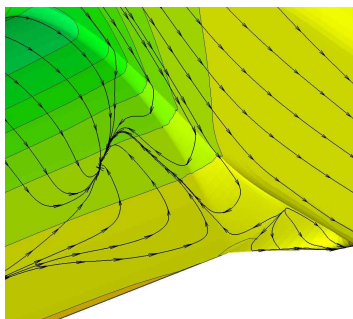


Fig. 15. Comparison of drag polar with different fairing options



(a) Wing-Body No Fairing



(b) Wing-Body Fairing

Fig. 16. Streamlines at WB junction

어링이 없는 항공기의 격자는 약 490만개, 페어링이 있는 경우는 550만개로 이루어져 있다. 항공기 표면 근처에 경계층을 위해 $y^+ < 1$ 이 되도록 격자를 조밀하게 만들었으며 받음각은 -7° 부터 3° 까지 1° 간격으로 해석을 수행했다. 날개-동체 형상의 해석 조건은 앞서 날개만을 해석할 경우와 동일하다.

Fig. 15는 날개-동체 형상 해석 결과의 dragpolar다. 0° 이하의 받음각에서는 페어링이 없는 형상

의 항력이 더 적게 발생되고 있지만 받음각이 0° 이후부터는 페어링이 있는 항공기 형상의 항력이 적게 계산된다. fillet 형상의 반지름이 작기 때문에 페어링을 통해 항력이 감소되는 양이 작다.

Fig. 16(a)와 (b)는 받음각 3° 에서 날개-동체 접합부 표면의 유선을 보여주고 있다. 페어링이 없는 (a)의 경우 날개 뒤쪽 영역에서 모든 유동 흐름이 역류하는 현상을 보인다. 또한 유동의 박리가 일어나는 지점이 날개-동체 접합부에 근접해 있는 반면 페어링이 추가된 (b)에서는 유동 박리지점이 동체와 멀어지면서 역류하는 유동 흐름도 다소 완화된 것을 볼 수 있다.

IV. 결론

본 연구에서는 항공기의 날개 끝 페어링 형상과 날개-동체 페어링 형상에 대한 설계를 수행하였다. 그리고 설계된 형상을 바탕으로 격자를 만든 후 CFD 해석을 수행 및 공력 특성에 대하여 알아보았다. 본 연구에 사용된 유동 해석 코드의 검증은 위해 DPW에 제시된 날개와 단순한 날개-동체 그리고 날개-동체에 엔진 나셀과 파일론이 부착되어진 항공기 전기체에 대한 해석이 이루어졌다. 해석 결과 본 연구의 유동 해석 코드는 풍동 시험 결과나 다른 연구 결과에 비해 항력이 약간 적게 계산된다는 경향을 얻었다.

날개 끝 페어링은 두 가지 형상에 대한 설계가 이루어 졌으며 페어링이 없는 날개를 포함한 총 세 가지 날개 형상에 대한 공력 특성을 알아보았다. 해석 결과 날개 끝에 Fairing 2의 형상이 부착되었을 경우 압력 항력은 줄어들지만 표면 마찰 항력이 크게 발생하였고, Fairing 1의 형상에서 발생하는 항력이 최소가 된다는 결과를 얻을 수 있었다. 날개-동체 항공기에 대해서는 fillet 형상으로 날개-동체 페어링을 설계를 하였다. 설계 범위의 제약 때문에 일반 항공기들에 비해 작은 반경을 갖는 fillet 형상이 설계되었다. 페어링 유무에 대한 항공기 전기체 해석 결과 일정 받음각 이상에서 페어링으로 인해 항력이 감소되는 효과를 얻을 수 있었지만 감소되는 양은 적었다.

참고문헌

- 1) Hemke, P.E., "Drag of Wings with End Plates", NACA TR267, Jan. 1927.
- 2) Mangler, W., "The Lift Distribution of

Wing with End Plates", NACA TM856, Aug. 1951.

3) Spillman, J.J., "The Use of Wing Tip Sails to Reduce Vortex Drag", Aero.J. Sep. 1978.

4) Raymer, D.P., "Aircraft Design: A Conceptual Approach", AIAA education series, 1989, pp. 148~149

5) 변영환, 이재우, 김영태, 윤달용, 전용희, "날개-동체 웨어링 구조물의 항력 감소 효과에 관한 연구", 한국항공우주학회 학술발표회 논문집, 1996, pp. 231~235.

6) Vassberg, J.C., Sclafani, A.J., and DeHaan, M.A., "A Wing-Body Fairing Design for the DLR-F6 Model: A DPW-III Case Study", AIAA.

2005-4730, 2005.

7) Lee, S., and Choi, D.W., "On Coupling the Reynolds-Averaged Navier-Stokes Equations with Two-Equation Turbulence Model Equations", International Journal for Numerical Methods in Fluids, vol. 50 issue 2, 2006.

8) 3rd AIAA CFD Drag Prediction Workshop, AIAA, San Francisco, CA, June, 3-4, 2006. <http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/Workshop3/>

9) 2nd AIAA CFD Drag Prediction Workshop, AIAA, Orlando, FL. June 21-22, 2003. <http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/Workshop2/>