

# 비행기 꼬리날개 주위의 기류에 관한 시뮬레이션 해석

한문식\*, 조재웅<sup>+</sup>

(논문접수일 2010. 11. 2, 심사완료일 2010. 12. 28)

## Simulation Analysis on Air Stream Around the Tail Wing of Airplane

Moon Sik Han\*, Jae Ung Cho<sup>+</sup>

### Abstract

This study analyzes about the variation of pressure and stream velocity according to the movement of tail wing. The pressure at the front part of airplane becomes lower than at the rear part and the stream velocity has decreased by being bumped against the wing of airplane. The pressure at the front part of rudder becomes higher than at its rear part according to the movement of rudder among the tail wings of airplane. The more stream velocity becomes decreased, the more rudder spreads out. As the tail wing of airplane folds, the pressure at its front part becomes higher. And the pressure at its rear part becomes lower than at its front part. The more tail wing of airplane folds, the more stream velocity becomes decreased.

**Key Words :** Pressure(압력), Stream velocity(유속), Air plane(비행기), Tail wing(꼬리날개), Air stream(기류), Horizontal wing(수평날개), Rudder(방향타), Elevator(승강타)

## 1. 서론

요즘 시대는 글로벌 시대로 각자 자신의 국가만을 이동하는 날이 아닌 세계를 돌아다니며 일을 하는 시대가 되었다. 그에 가장 요긴하게 사용될 수 있는 수단이 비행기를 이용하는 수단이다. 배는 시간이 오래 걸리기 때문에 1분 1초가 급한 이 시대에 맞춰 나가려면 빠른 운송수단이 필요하다. 그러나 이러한 비행기라는 운송수단도 많이 발전되었다고 생각되지만 항공기 사고가 심심치 않게 많이 일어난다. 따라서 이런 사고율을 조금이라도 줄이기 위해서는 실험을 하여 결과를 얻어야 하는데 비행기라는 특성상 실험요건을 충족시키기가 매우 어렵다. 내구성이 좋고 고장실험요건을 충족시키기가 매우 어렵다. 내구성이 좋고 고장이 나는 빈도나 수리하는 횟수를 줄이기 위해서는 컴퓨터를 이용한 시뮬레이션 실험이 가장 접근하기 쉽다.

따라서 컴퓨터를 활용한 가상 테스트를 수행하여 시간과 비용을 줄이고 있다<sup>(1~3)</sup>. 또한 비행 중 꼬리 날개에서의 기류 변화로 인한 사고를 방지하기 위하여 비행기의 꼬리날개 부분만을 컴퓨터 시뮬레이션으로 수행함으로써 비행환경을 실제적으로 구성하여 이를 통한 안정성과 내구성을 검증할 수 있다<sup>(4~6)</sup>. 본 연구에서는 비행기가 비행중에 꼬리날개의 수직날개와 수평날개를 30°의 각도로 변화를 주었을 때에 대한 기류의 진행방향과 압력 등을 해석 하였다. 그리고 본 연구에서의 비행기 꼬리날개의 모델링은 CATIA를 이용하여 설계하였으며, ANSYS를 이용하여 동적해석을 하였다<sup>(7)</sup>.

## 2. 모델 및 해석

### 2.1 연구 모델

\* 계명대학교 기계자동차공학과  
<sup>+</sup> 교신저자, 공주대학교 기계자동차공학부 (jucho@kongju.ac.kr)  
주소: 330-717 충청남도 천안시 공업대길 34

본 연구는 비행기 꼬리 날개가 대기상태일 때 날개의 각도에 따른 몸체에 받는 압력이나 기류변화 상태에 대한 유동해석으로서 모델의 형상은 Fig. 1과 같다. 비행기 모델의 수치는 다음과 같다. 폭 날개 끝부터 날개 끝까지의 폭은 7200mm, 앞뒤의 길이는 4000mm, 최대높이 6158.211mm로 구성되어있다.

### 2.2 구속조건

비행기의 기류조건으로서 비행 고도 9000m 상공에서의 공기밀도, 압력, 기류온도, 비행속도는 Table 1과 같다.

### 2.3 해석 결과

Fig. 2의 경우는 비행기가 원래 상태에서 비행을 했을 경우 비행기 날개에 미치는 압력의 차이를 확인 할 수 있는 그림으로서 비행기 날개 바깥의 압력이  $2.059 \times 10^2 \text{Pa}$ 의 압력으로 다른 곳보다 비교적 낮은 것을 알 수 있었다. 그러나 비행기의 날개의 경우 압력이 바깥의 압력보다 높은  $5.324 \times 10^2 \text{Pa}$  인 것을 알 수 있어 바깥의 압력보다 비행기의 날개에 압력이 높게 작용하는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 3의 경우는 비행기가 원래 상태에서 기류가 비행기 날개에 미치는 영향에 대해서 알아 본 것으로 기류가 다른 저항이 없는 곳에서는  $3.0 \times 10^2 \text{m/s}$ 로 속도가 매우 빠르게 일자로 흘러가는 것을 확인할 수 있다. 그러나 기류가 비행기의 날개를 지나감에 따라서  $2.525 \times 10^2 \text{m/s}$ 로서 기류의 속도가 줄고 기류가 꺾이는 것을 확인할 수 있다. 이것으로 보아 기류는 저항이 없는 곳에서 더 빠르게 생성되는 것으로 볼 수 있다.

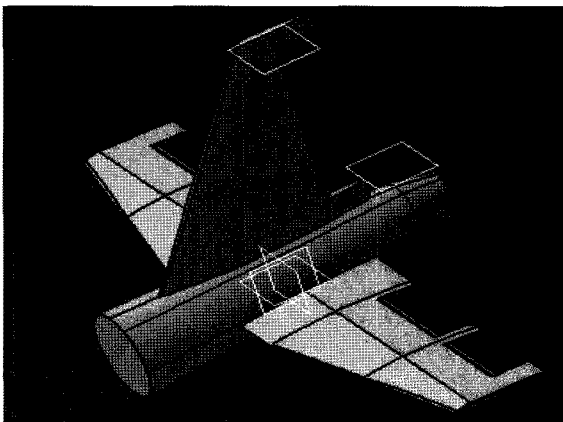


Fig. 1 Configuration of Model

Table 1 Condition of air stream

Air density	0.4135kg/m <sup>3</sup>
Pressure	260.5Pa
Temperature of air stream	223.25°K
Flying speed	300m/s

Fig. 4와 Fig. 5는 vertical stabilizer(수직 안정타)중 Rudder를 30° 움직여서 비행기의 앞부분을 회전한 경우로서 Rudder를 움직였을 때에 미치는 압력의 변화를 정면도와 측면도로서 나타낸 것이다. 움직이지 않은 꼬리날개의 경우  $7.426 \times 10^3 \text{Pa}$

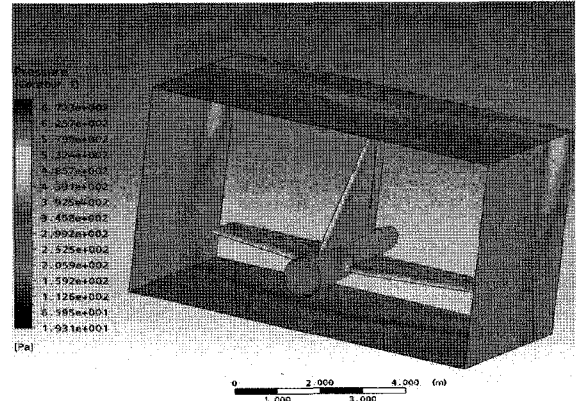


Fig. 2 Contour of air stream pressure at horizontal wing and vertical wing as original state

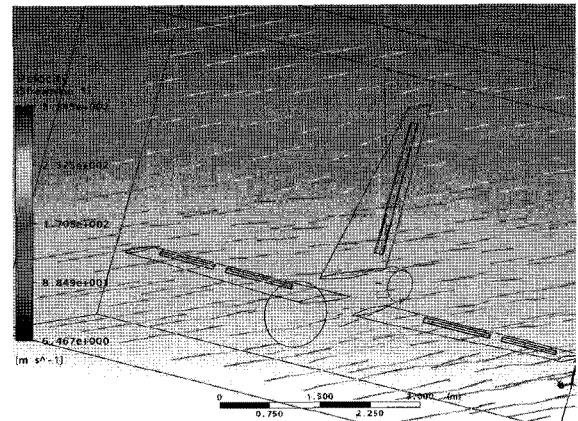


Fig. 3 Contour of air stream velocity at horizontal wing and vertical wing as original state

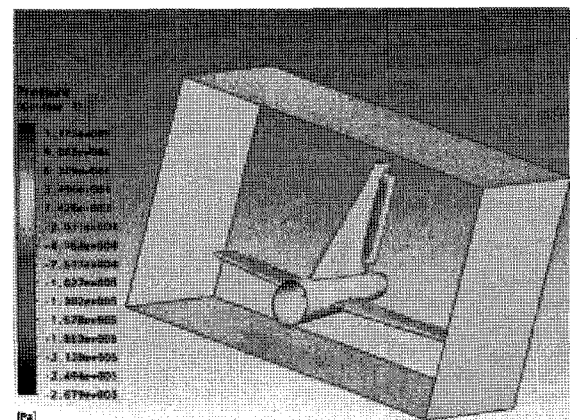


Fig. 4 Contour of air stream pressure at horizontal wing and vertical wing(vertical wing towards 30°): front view

로 비행기 꼬리에 전체적으로 비슷하게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 그러나 Rudder를 움직였을 때의 압력은  $9.002 \times 10^4 \text{ Pa}$ 로 압력이 증가하는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 6의 경우는 Rudder를  $30^\circ$  움직였을 경우, 기류의 변화

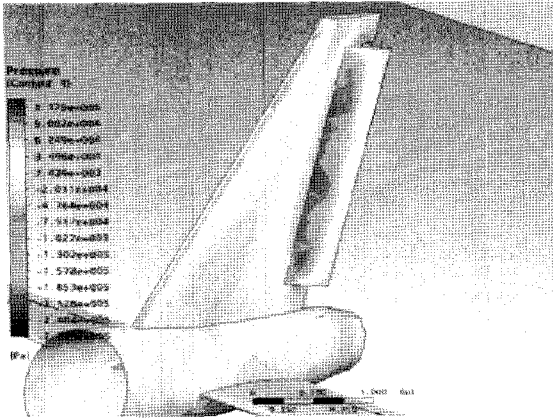


Fig. 5 Contour of air stream pressure at horizontal wing and vertical wing(vertical wing towards  $30^\circ$ ): side view

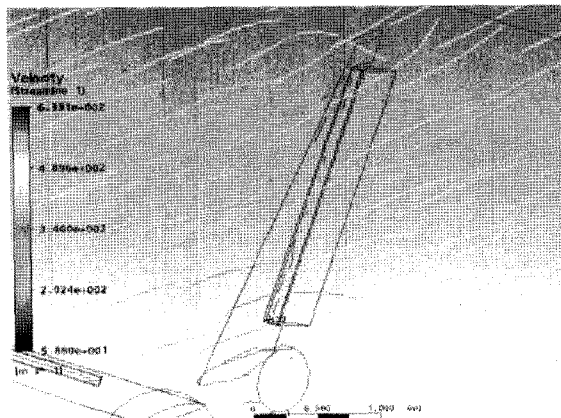


Fig. 6 Contour of air stream velocity at vertical wing(vertical wing towards  $30^\circ$ )

를 나타낸 것으로 Rudder를 움직일 경우 기류의 속도가 움직이지 않은 바깥기류속도인  $4.896 \times 10^2 \text{ m/s}$ 에 비하면  $3.460 \times 10^2 \text{ m/s}$ 로 기류속도가 감소하는 것을 확인할 수 있다. 이것은 기류속도가 한 방향으로 가던 것이 장애물을 만나 방향이 꺾여서 감소한다는 것을 알 수 있다.

Fig. 7부터 Fig. 9는 수평 안정타에서 왼쪽 2개 Elevator를 위로  $30^\circ$  움직였을 때의 압력 및 기류 상태의 등고선들이다. Fig. 7과 Fig. 8에서 볼 수 있는 바와 같이 처음 Elevator의 경우 수평 안정타에서 꺾이는 부분에서  $6.321 \times 10^2 \text{ Pa} \rightarrow 5.247 \times 10^2 \text{ Pa} \rightarrow 2.563 \times 10^2 \text{ Pa}$ 로 변하는 것을 확인할 수 있다. 이것으로 보아 Elevator가 꺾이는 각도가 클 경우에 압력이 더 많이 증가하는 것을 알 수 있다.

Fig. 9의 경우는 왼쪽 꼬리 날개의 기류속도가 비행기의 날개 Elevator의 각도의 변화에 따라 바깥의 기류속도에 비해 감소하는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 10부터 Fig. 12는 수평 안정타에서 오른쪽 2개의 Elevator를 아래로  $30^\circ$  움직였을 때의 압력 및 기류 상태의 등고선들이

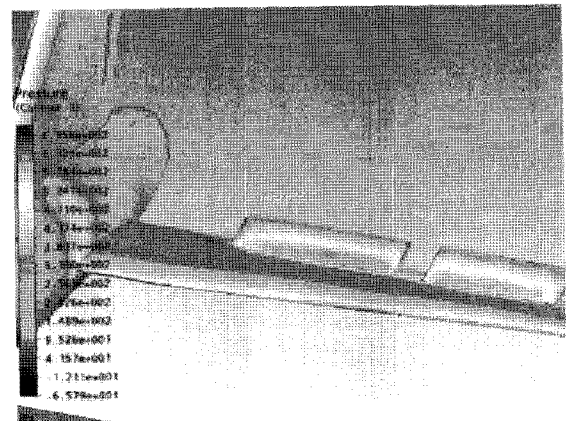


Fig. 8 Contour of air stream pressure at horizontal wing (horizontal wing towards  $30^\circ$  upside)

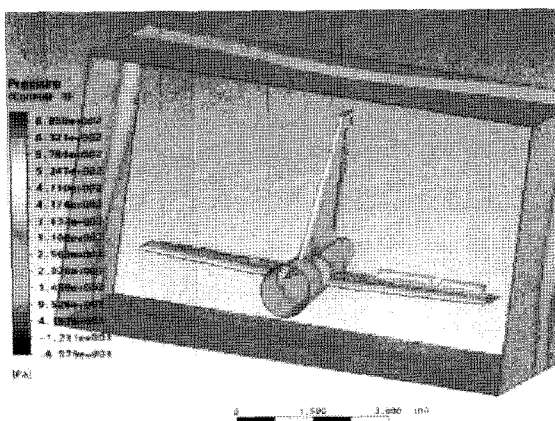


Fig. 7 Contour of air stream pressure at horizontal wing and vertical wing(horizontal wing towards  $30^\circ$  upside)

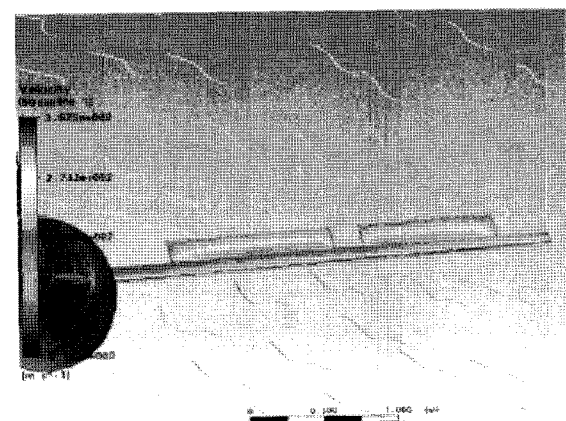


Fig. 9 Contour of air stream velocity at horizontal wing (horizontal wing towards  $30^\circ$  upside)

다. Fig. 10과 Fig. 11에서 볼 수 있는 바와 같이 처음 Elevator의 경우 수평안정타의 꺾이는 부분에서  $6.254 \times 10^2 \text{Pa} \rightarrow 5.245 \times 10^2 \text{Pa} \rightarrow 2.736 \times 10^2 \text{Pa}$ 로 변하는 것을 확인할 수 있다. 이것으로 보아 Elevator는 꺾이는 각도가 클 경우 압력이 더 많이

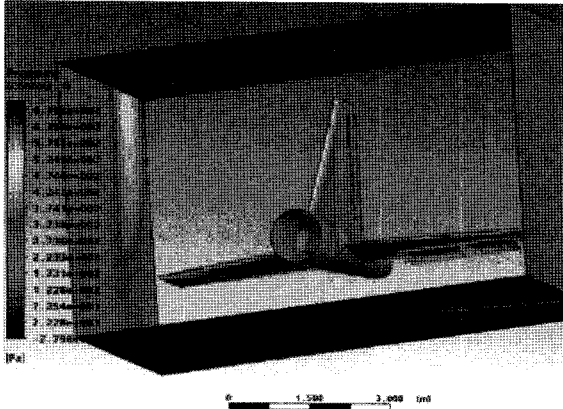


Fig. 10 Contour of air stream pressure at horizontal wing and horizontal wing (horizontal wing towards 30° downside)

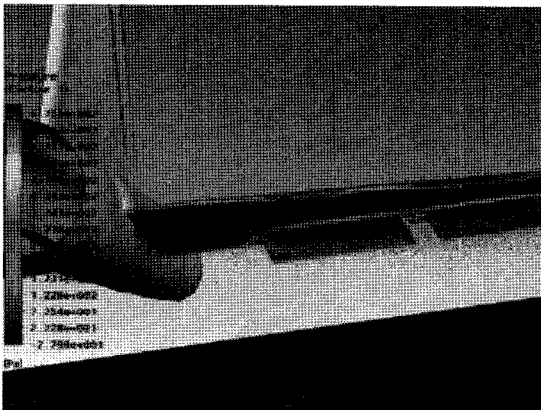


Fig. 11 Contour of air stream pressure at horizontal wing (horizontal wing towards 30° downside)

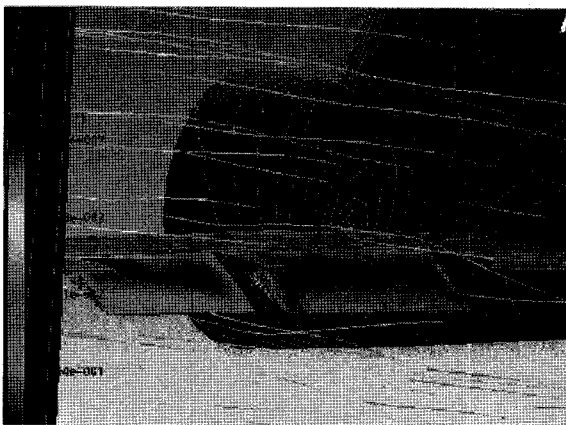


Fig. 12 Contour of air stream velocity at horizontal wing (horizontal wing towards 30° downside)

증가하는 것을 알 수 있다.

Fig. 12의 경우는 오른쪽 꼬리날개 2개에 흐르는 기류의 속도를 확인하는 것으로 기류의 속도가 비행기의 날개에 부딪히면서 감소하는 것을 알 수 있다. 또한 이 그림을 이용하여 비행기의 고도 상승과 하강시 사용되는 Elevator에서의 기류속도 변화를 확인할 수 있었다.

### 3. 결론

본 연구에서는 비행기가 비행을 할 때 꼬리날개의 움직임에 따라서의 압력과 기류속도의 변화에 대한 해석 결과는 다음과 같다.

- (1) 비행기의 꼬리날개가 모두 퍼져 있는 원래의 상태에서는 비행기 앞쪽의 압력이 뒤쪽의 압력보다 낮은 것을 확인할 수 있고, 기류속도도 비행기 날개에 부딪히면서 감소하는 것을 확인할 수 있다.
- (2) 비행기의 꼬리 날개 중 Rudder의 움직임에 따라 Rudder 앞쪽의 압력이 뒤쪽보다 높은 것을 확인할 수 있었고, 기류속도도 Rudder가 많이 퍼짐에 따라 기류속도가 감소하는 것을 확인할 수 있었다.
- (3) 비행기의 꼬리날개에서의 Elevator의 각도가 꺾임에 따라 앞쪽의 압력은 높고 뒤쪽의 압력은 그에 비해 낮은 것을 확인할 수 있었다. 그리고 기류속도도 비행 날개가 꺾임에 따라서 감소하는 것을 확인할 수 있다.

### 참고 문헌

- (1) Song, O. S., and Kim, K. T., 2009, "A Study on the Aileron Reversal Characteristics of CAS Composite Aircraft Wings," *The Korean Society For Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 37, No. 12, pp. 1192~1200.
- (2) Kim, H. G., Kim, S. C., Lee, J. W., Hwang, I. H., Hue, J. W., Shin, D. W., Jun, P. S., Jung, T. K., and Ha, B. K., 2010, "Assessment of Crashworthiness Performance for Fuel Tank of Rotorcraft," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.38, No.8, pp. 806~812.
- (3) Chung, J. D., Lee, J. Y., Sung, B. Z. and Lee, J. W., 2004, "Wind Tunnel Test to Enhance Aerodynamic Characteristics of Forward Swept Wing Airplane," *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers - B*, Vol. 28, No.7(WN.226), pp. 800~808.
- (4) Ryu, C. H. and Ra, S. W., 2005, "Mission Planning and Control Analysis Algorithms for the Safe Flight of an

- Unmanned Aerial Vehicle,” *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 33, No. 3, pp. 71~77.
- (5) Yi, B. J., Yoo, S. W. and Jin, Y. K., 2006, “Qualitative and Quantitative Risk Assessment of Aircraft System,” *Korea Aerospace Research Institute, Aerospace Engineering and Technology*, Vol. 5, No.1, pp. 223~232.
- (6) Jung, S. K., Lee, C. H., Shin, S. M., Myong, R. S., Cho, T. H., Jeong, H. H. and Jung, J. H., 2010, “An Investigation of Icing Effects on the Aerodynamic Characteristics of KC-100 Aircraft,” *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 38, No. 6, pp. 530~536.
- (7) Swanson, J., 2008, *Ansys 11.0*, Ansys. Inc., U.S.A.