

상용 여객기의 유동 및 공력 특성 해석

김양균[†]·김성초*·김정수**·이기만**·진학수***

Flow and Aerodynamic Characteristics Analyses of A Commercial Passenger Airplane

Yangkyun Kim, Sungcho Kim, Jeong Soo Kim, Kee Man Ree and Haksu Jin

Key Words: Aerodynamic Force(공력), Angle of Attack(받음각), Photogrammetry(사진계측), Reverse Engineering(역공학), Wing-Engine Interface(날개-엔진 간섭)

Abstract

Flow and aerodynamic characteristics were analyzed numerically for a commercial passenger airplane, Boeing 747-400, flying in the cruising condition. The model geometry with 100:1 in scale was obtained by the photo scanning measurement with the maximum error of 1.4% comparing with the real airplane dimension. The three-dimensional inviscid steady compressible governing equations were solved by the finite volume method in the unstructured grid system. The convective terms were treated by the Crank-Nicholson and first-order upwind schemes. In the computational results, the strong wing-tip vortices were clearly observed and the pressure contours on the airplane surface were suggested. The lift and drag forces in the wing with engines increase by 1.49% and 3.9%, respectively compared with the case without engines. The aerodynamic forces were estimated quantitatively for each element which consists of the airplane.

1. 서 론

실제 항공기에 대한 공력 해석(aerodynamic analysis)은 매우 중요함에도 불구하고 기하학적 모양이 정확히 공개되지 않기 때문에 현실적으로 거의 불가능한 작업으로 간주된다. 따라서 간접적으로 항공기 형상을 획득해야 하는데 그것을 위해서는 정확한 계측이 필요하다.

일반적으로 물체의 형상을 구현하기 위한 계측은 접촉식(contact) 방법과 비접촉식(noncontact) 방

법으로 나눌 수 있다. 이 가운데 접촉식 방법은 물체의 표면을 예리한 탐침(probe)으로 따라가면서 직접 형상 데이터를 얻는 방법인데, 물체 표면을 손상시킬 수 있으며 복잡한 물체에 사용하는 것은 대단히 어렵고 복잡하며 상대적으로 데이터 획득 시간도 길다. 반면에 비접촉식 방법은 레이저를 이용하여 물체 표면을 따라 직선 운동을 하면서 주사(scanning)하는 것이 대표적인데 [1~2], 이것 역시 빛을 이용한 것이기 때문에 심한 변화가 있는 곡면을 처리하는 데는 한계가 있고 작업을 여러 번 나누어서 수행해야 하며 측정 오차를 제거하는 기술도 요구된다. 따라서 본 연구에서는 이 두 방법의 한계를 극복할 수 있는 사진계측방법(photogrammetry)을 사용하여 항공기의 표면의 점 데이터를 획득하고 역공학(reverse engineering) 기법을 적용하여 형상을 복원하였다 [3]. 사진계측은 일반적으로 삼각측량의 원리와 동일하므로 사람의 두 눈으로 형상의 위치를 파악하는 것처럼 카메라의 위치를 달리하여 항공기

† 순천대학교 기계우주항공공학부
E-mail : ksc@sunchon.ac.kr
TEL : (061)750-3534 FAX : (061)750-3530

* 순천대학교 대학원 기계공학과

** 순천대학교 기계우주항공공학부

의 표면 데이터를 획득할 수 있다. 이렇게 구현된 항공기의 형상은 구조, 진동, 유동 및 공력 해석과 같은 넓은 범위에 걸쳐 유용하게 사용될 수 있는 좋은 대안이 되고 있다. 본 연구에서는 실제 상용 여객기의 형상 데이터를 바탕으로 유동 및 공력 해석을 실시하여 이를 고찰하였다.

항공기 형상은 비행 성능 및 안정성에 큰 영향을 주기 때문에 유동이나 공력 특성이 명확히 파악되어야 한다. 이러한 노력은 날개꼴(airfoil), 날개(wing), 동체(fuselage) 등에 대해서 꾸준히 이루어지고 있으며 항공기 전체 유동장(flow field)을 해석하기 위한 전산 유체 역학도 필수적이다 [4~8]. 이러한 과정은 실험이나 시뮬레이션을 통해 형상에 대해 검증하고 물리적인 이론을 바탕으로 형상을 개선해서 효율 및 안정성이 모두 고려된 최적 형상을 얻는 데 목적이 있다. 하지만 수치 시뮬레이션을 하더라도 실제 항공기의 속도, 고도, 형상(플랩 등이 고려된) 등과 같은 여러 조건에 따라 많은 경우를 해석해야 하고 형상을 획득할 때에 존재하는 오차 등 때문에 엄밀한 해석을 하는 데는 어려움이 뒤따른다. 특히 공력의 입장에서 형상을 최적 설계하는 경우는 항력(drag), 혹은 양항비(lift/drag ratio)의 성능을 최대로 맞추어 놓고 양력(lift)의 성능을 끌어올리거나 최적의 압력분포를 가지는 형상을 찾아 역설계하며 이를 바탕으로 여러 가지 조건에 적용하여 효율이 큰 형상을 얻어 내는 것이 무엇보다도 중요하다.

따라서 본 연구에서 상용 여객기 모형으로부터 구현된 형상에 대해 순항 조건(cruise condition)에서 유동을 해석하여 날개(wing), 동체(fuselage), 엔진 등 각 부분의 공력 특성 등을 살펴본다.

2. 본 론

2.1 형상 구현

항공기의 실제 형상을 얻는 한계 때문에 본 연구에서는 1:100으로 축소된 Boeing747-400 모형에 대해서 사진 측량을 이용하여 비접촉 방법으로 형상을 계측하였다. 여기서 사진 측량은 2장 이상의 사진을 서로 다른 각도에서 촬영한 후 이로부터 3차원 좌표(coordinates) 및 형상을 얻어내는 방법인데 이때 사진의 촬영 각도를 전체적인 항공기의 형상을 계측할 경우에 두 대의 카메라와

피사체 사이의 각도를 약 90~100° 범위로 하였다. 또한 동체 아랫면에서 기하학적 굴곡이 심한 면과 날개의 형상, 그리고 엔진 지지대(pylon)와 날개-엔진 간섭(wing-engine interference) 부분 등은 60~70° 정도로 하여 전체 형상을 얻은 후 이를 토대로 세부적인 형상을 보완하였다. 점을 이용하여 면을 구성할 때는 3차 스플라인 보간법(cubic spline interpolation)을 사용하되 이것을 적절히 선형(linear) 보간법과 조화시켜 사용하였으며 선을 이용하여 면을 구성할 경우는 Bezier 방법 등을 이용하였다. 형상의 3차원 구성은 포토 모델러(photomodeler)로 하였으며 공칭 정확도는 0.004mm/m인데 이것은 카메라 성능 즉 초점거리(focal length), 사진 해상도(resolution), 렌즈 왜곡(lens distortion) 등의 영향을 받는다. 측정된 형상을 바탕으로 역설계를 했으며 최대 측정 오차는 동체 길이를 기준으로 했을 때 약 1.4%이다. 또한 날개와 동체의 간섭 부분은 모형의 부정확성으로 단순화시켰다.

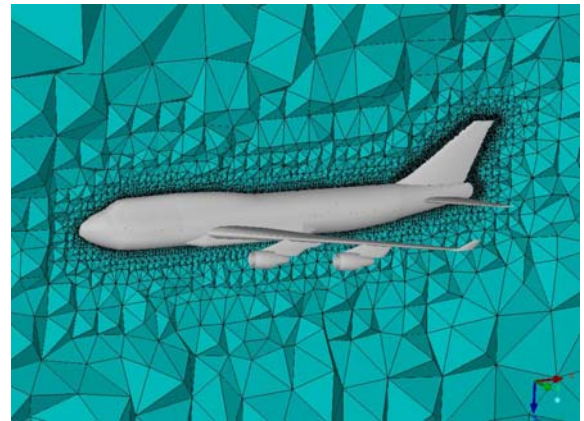


Fig. 1 Grid generation on the symmetric plane

2.2 수치 계산

유동 계산은 정상상태 3차원 비점성 압축성 흐름에 대해 수행되었다. 즉, 질량 보존식, 운동량 보존식, 에너지 보존식과 기체 상태 방정식을 함께 풀었으며 각각 아래와 같이 정리된다.

$$\frac{\partial \rho u_j}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho u_i u_j}{\partial x_j} = - \frac{\partial p}{\partial x_i} \quad (2)$$

$$\frac{\partial \rho u_j h}{\partial x_j} = - u_j \frac{\partial p}{\partial x_i} \quad (3)$$

$$p = \rho RT \quad (4)$$

여기서 ρ 는 유체 밀도, p 는 유체 압력, u_i 는 속도 벡터, x_i 는 좌표, h 는 엔탈피, R 은 기체 상수, T 는 절대 온도이다.

수치 계산은 유한 체적법(finite volume method)으로 하였고 대류항(convective term)은 Crank-Nicholson 기법으로 처리하였으며 공간 차분화(spatial discretization)는 1차 풍상 차분(unwind differencing)을 채택하였다. 계산에 필요한 물리 상태는 순항 조건인 고도는 13 km의 대기 조건으로 결정했으며, 마하수는 0.85로 선택하였다. 계산 영역의 앞쪽 경계에서 자유 흐름(free stream)이 비행기에 평행하게 접근하며 물체 표면에서는 단열(adiabatic) 미끄럼 조건(slip condition)으로 하고 나머지 경계에서는 압력 조건(pressure condition)을 부여하였다. 계산 영역은 비정렬(unstructured) 사면체(tetrahedron) 격자계(grid system)로 구성하였는데 유동변화가 심할 것으로 예상되는 곳에 격자를 충분히 밀집시켰으며 항공기의 대칭성을 고려하여 전체 격자계는 절반만 형성하였다. 또한 계산시간 단축 및 수렴의 가속화를 위해 다중 격자 기법(multigrid method)을 사용하였다.

3. 계산 결과 및 토론

수렴 판정(convergence decision)은 전체 물리량의 변화가 10^{-5} 이하가 되는 것을 기준으로 하였고 특히 공력의 변화가 없을 때까지 계산을 수행하였다. Fig. 2는 전체 기체(aircraft)의 압력 분포를 보여주고 있다. 정체 역역(stagnation region)에 속하는 날개의 앞전(leading edge), 엔진 입구 부분에서 높은 압력이 분포하게 되고 날개와 동체의 간섭 부분에서도 상대적으로 높은 압력이 분포하는 것을 알 수 있다. 그리고 기수(nose)에서 정체점이 형성되며 조종석(cockpit)에 의한 불연속 지점에서 흐름이 정체되어 상대적으로 압력이 높아지는 것을 볼 수 있다. 또한 날개 뒷면에서의 압력이 다른 모든 부분의 압력보다 훨씬 낮아지는 것도 관찰할 수 있다.

압력 분포를 날개의 뿌리(root)에서 끝(tip)을 향하여 스패ن(span) 방향으로 특정한 위치에서 2차원 날개(airfoil) 단면의 경우와 비교하였다. 여기서

실제 날개 길이(span)는 64.44 m이다. 그 위치는 Fig. 3에 표시되어 있는데 날개 뿌리 부분과 여기로부터 각각 18 m (스팬 길이의 28%)와 32 m (스팬 길이의 50%) 떨어진 곳의 역 압력계수 분포를 Figs. 4~6에 나타내었다.

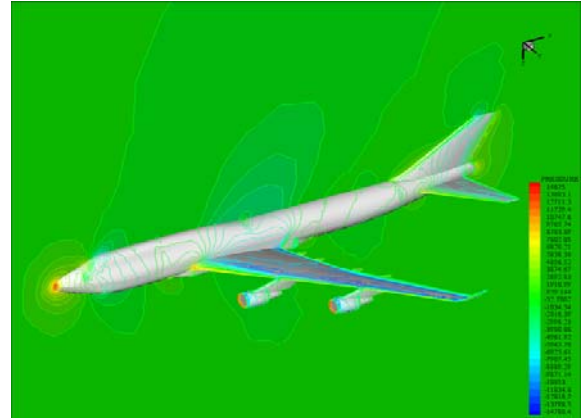


Fig. 2 Pressure distribution of Boeing 747-400

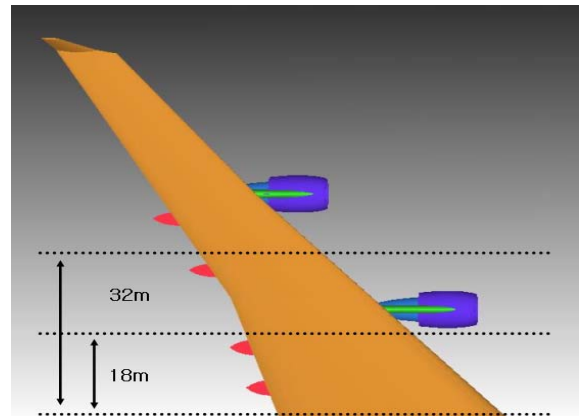


Fig. 3 Pressure comparison sections

먼저 날개 뿌리 부분인 Fig. 4를 살펴보면 2차원 날개 단면으로 계산된 경우에는 이상적인 분포가 나타나고 있으나 3차원 날개의 경우는 동체 및 동체와 날개의 간섭 부분의 영향으로 인하여 날개 뒷부분에서 오히려 양력이 더 커지는 것을 알 수 있고, 전반적으로 2차원 날개에 비해서 양력은 감소하게 된다. 날개와 동체의 간섭 부위, 날개와 엔진 지지대의 간섭 부위 등은 유동의 박리(separation of flow)가 발생하는 등 복잡한 유동이 존재하지만 본 연구에서는 오로지 운동량 손실만을 고려하였다[9].

Figs. 5~6에서는 날개 뒷면에서 부분적으로 최고 마하수가 약 1.4까지 도달하기 때문에 2차원

날개 계산의 경우에는 날개 윗면에서 약한 충격파(weak shock)가 발생함을 알 수 있다. 하지만 3차원 날개 계산의 경우는 동체 및 엔진 등의 형상에 의한 압력분포의 가속 영역의 효과로 충격파가 상대적으로 억제되는 효과가 나타났다. 전반적으로 양력은 2차원 날개끝에 비해서 증가하지만 뒤전(trailing edge) 근처에서는 상대적으로 줄어드는 것을 알 수 있다. 또한 예측된 날개의 자체 형상에 존재할 수 있는 오차 때문에 2차원 계산의 경우 $X/C=0.15$ (앞전으로부터 코드 길이의 15%) 지점의 날개 아랫면에 비정상적인 낮은 압력이 존재함에도 불구하고 3차원 날개 계산에서는 많이 비교적 평활해진 것을 볼 수 있다.

Fig. 7은 항공기를 구성하는 각 부분별 공력 비중을 보여준다. 날개에서 양력 및 항력이 가장 크게 발생하는데 양력은 전체의 77%, 항력은 55%가 발생하며 이것은 비행체 설계에서 날개 설계의 상대적인 중요성을 입증하는 것이다. 동체 자체는 약 18%의 양력을 발생시키는 반면 21%의 큰 항력을 발생시키고 있다. 수평 날개(horizontal stabilizer)와 꼬리 날개(vertical tail)의 양력과 항력은 미미하며 상대적으로 엔진에 의한 항력이 크게 나타나고 있다. 엔진의 경우 본 연구의 주된 의도와 벗어나기 때문에 내부를 원통형 모양으로 간략하게 나타내었다. 실제로 엔진(turbofan)에는 입구에 보조 추력과 공기 압축을 위한 대형 팬(fan)이 있으므로 정확한 계산이 이루어지지 않았고 엔진 외형도 단순한 방법으로 모델링하였다. 이러한 가정 하에서 엔진에 의한 항력이 동체에서 발생하는 항력과 비슷한 정도라는 것을 주목할 필요가 있다.

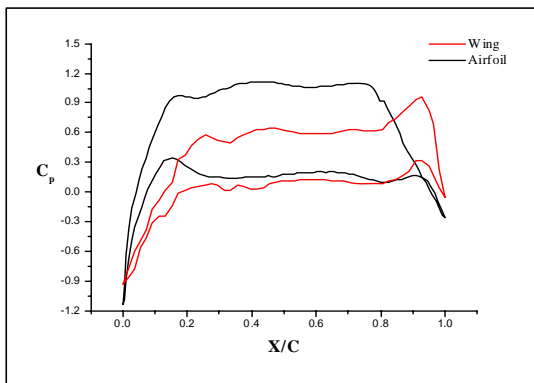


Fig. 4 Pressure distribution just near the wing root

Fig. 8은 주 유동(main stream) 방향에 수직인 2

차 유동(secondary flow)의 특성을 나타낸다. 날개 끝 부분에서 강한 날개끝 와류(wing-tip vortex)가 발생하는 것을 확인할 수 있는데 Boeing 747-400은 이러한 날개끝 와류를 제어하기 위해서 즉 유도 항력(induced drag)을 감소시키기 위해서 윙릿(winglet)을 적용하고 있다. 그림에도 불구하고 상당한 규모의 와류가 발생하는데 윙릿의 적용에 따른 유동 특성도 규명할 필요가 있다.

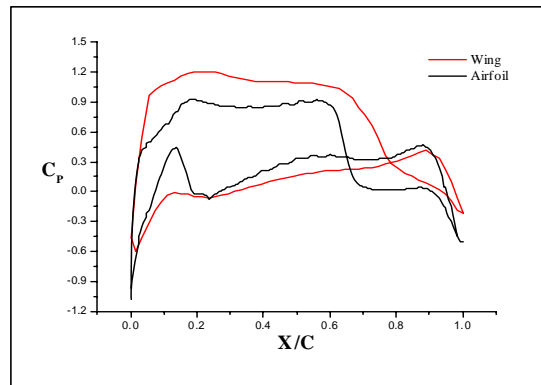


Fig. 5 Pressure distribution at 18 m (28% of the span length) from the wing root

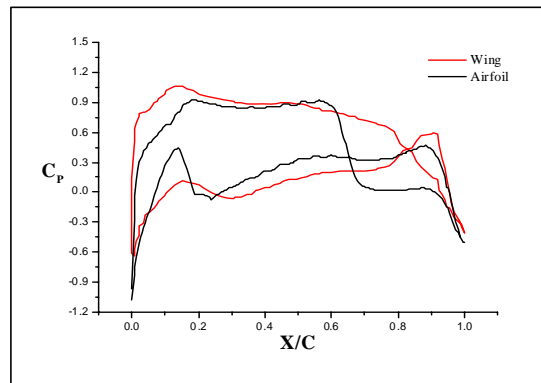


Fig. 6 Pressure distribution at 32 m (50% of the span length) from the wing root

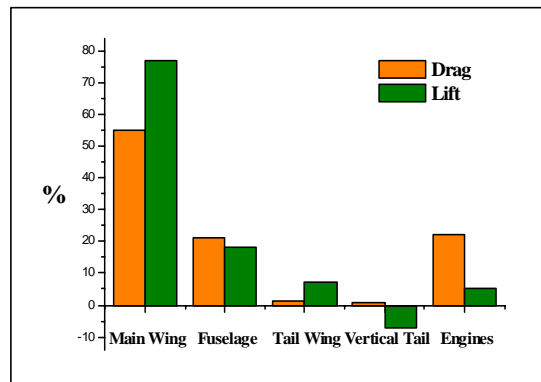


Fig. 7 Aerodynamic force on portion of airplane

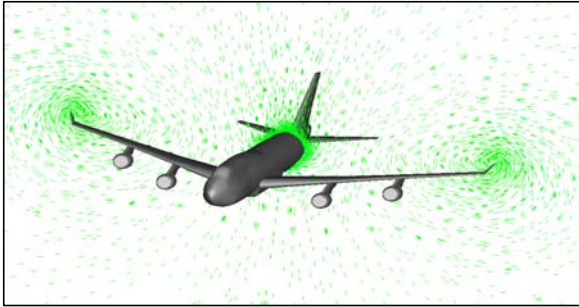


Fig. 8 Wing-tip vortices

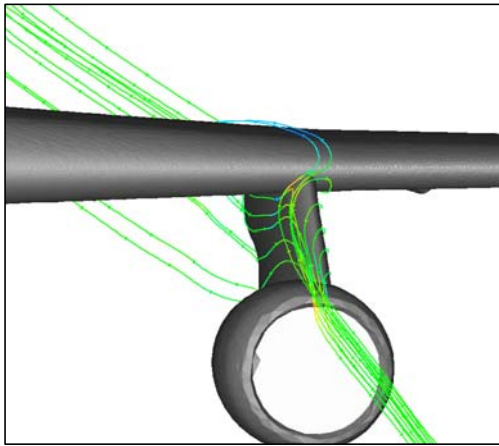


Fig. 9 Streamlines near the inner engine

추진 기관 주위의 유동을 관찰하기 위해서 엔진 지지대 근처의 유선을 Fig. 9에 나타냈다. 날개 뿌리에서 끝으로 갈수록 주 유동 방향을 제외한 2차 속도 성분은 커지는데 이에 따른 엔진 지지대의 부근에서 유선의 왜곡을 확인하였고 이 부분 또한 면밀히 관찰해야 할 것이다.

결 론

본 연구는 상용 여객기를 역설계하여 항공기의 전반적인 유동 및 공력 특성을 살펴보고자 수치계산을 하였다. 형상이 급변하는 지점의 압력 밀집이 있었으며 항공기 표면에서 전체적인 유동을 살펴보았다. 2차원 날개꼴을 계산하여 3차원 날개에서의 압력이 달라지는 것을 비교하였는데 특히 날개 뿌리에서 3차원 효과로 인해 날개 뒷부분에 낮은 압력이 존재하는 것을 파악하였고 날개꼴에서는 시위 방향으로 중간지점에서 약한 충격파가 발생하였다. 반면에 3차원 날개 경우는 간섭효과 등으로 인해 충격파가 뚜렷하게 나타나지 않았다. 천음속 영역에서 유동방향에 수직한 2차 유동을 가시화하여 윙렛이 있음에도 불구하고

고 강한 와류가 발생하였다. 또 항공기의 부분별 공력 데이터의 비율을 살펴봄으로써 공력향상이 필요한 부분이 고찰되었고 엔진에서는 양력에 비해 큰 항력이 존재한다.

후 기

이 논문은 2006년도 교육인적자원부의 지방대학 혁신역량강화사업(NURI)에 의해 지원되었음.

참고문헌

- (1) Choi, Y and Park, J, P., 1999, "Reverses Engineering System Using the Three-dimensional Digitizer," Society of CAD/CAM Engineers, 1999 conference, No. Reverse Engineering, pp.1-6.
- (2) Kim, S, Y., Kim, M., J., Jung, U, C., Lee, S, S and Kim, S, K., 2006, "The Inspection of Press Forming Product Through Application of Reverse Engineering System," J. of KSME, Vol.28, No.9, pp.1276-1283.
- (3) Kim, Y. K., Kim, S., J. Choi and J. S. Kim, 2006, "Geometry Realization of an Aircraft by Reverse Engineering Based on Photo Images," Suncheon Nat'l Univ. J., Vol.25, pp.189-194.
- (4) Frink, N, T., Parikh, P and Pirzadeh, S., 1991, "A Fast Upwind Solver for the Euler Equations on Three-Dimensional Unstructured Meshes," AIAA paper 91-01027.
- (5) Brodersen., Stürmer, A., 2001, "Drag Prediction of Engine-Airframe Interference Effects Using Unstructured Navier-stokes Calculations," AIAA Paper 2001-2414.
- (6) Pirzadeh, S, Z and Frink, N, T., 2002, "Assessment of the Unstructured Grid Software TetrUSS for Drag Prediction of the DLR-F4 configuration," AIAA paper 2002-0839.
- (7) Hemsch, M, J and Morrison, J, H., 2004, "Statistical Analysis of CFD Solutions from 2nd Drag Prediction Workshop," AIAA Paper 2004-0556.
- (8) Rumsey, C, L., Rivers, S, M and Morrison, J H., 2004, "Study of CFD Variation on Transport Configurations from the Second Drag-Prediction Workshop," AIAA paper 2004-0394.