

역공학으로 구현한 상용 여객기에서 유동 가시화

김양균* · 김성초^{†**} · 김정수** · 최중욱** · 진학수***

Flow Visualization of a Commercial Passenger Airplane Realized by Reverse Engineering

Yangkyun Kim, Sungcho Kim, Jeong Soo Kim, Jongwook Choi and Haksu Jin

Abstract

This paper describes the flow visualization around the model of a commercial passenger airplane, Boeing 747-400, which cruises in the transonic speed. The geometry was realized through the reverse engineering based on the photogrammetry. The three-dimensional inviscid steady compressible governing equations are solved in the unstructured grid system under the cruise condition and in a finite volume method. The convective term is processed by the Crank-Nicholson scheme and first order upwind scheme is applied. The lift and drag forces in the wing with engines increase by 1.49% and 3.9%, respectively compared with the wing without engines.

Key Words : Reverse Engineering(역설계), Photogrammetry(사진 계측), Aerodynamics(공기역학), Computational Fluid Dynamics(전산유체역학)

1. 서론

항공기 설계에 있어 초기 단계에는 잦은 설계 변경이 이루어진다. 따라서 비용과 시간이 많이 소요되고 이 때문에 초기 개발에 있어 빠른 결과를 얻고자 할 때는 실험과 비행 시험 자료, 이론 등을 종합한 경험들에 의존하게 된다. 이를 토대로 날개(wing)의 가로세로비(aspect ratio), 테이퍼비(taper ratio), 후퇴각(swept-back angle) 등의 효과 등은 알 수 있지만 복잡하고 공개되지 않은 형상에 대해 기하학적 데이터를 획득하고 공력(aerodynamic force)이나 유동 특성 등은 파악하는 것은 거의 불가능하다. 따라서 항공기 성능을 높

이고 안정성을 확보하기 위하여 적절한 수치 기법을 사용하여 수치해석을 한 후 이를 토대로 형상 등을 적절히 수정한다. 이런 수치해석은 각 부품은 물론 이를 종합하여 항공기 전체에 이르기까지 이루어지고 있으며 정확한 수치해석을 위해 기법 또한 꾸준히 연구되고 있다[1-4]. 하지만 항공기와 같은 복잡한 형상은 데이터를 얻는데 한계가 있어 정확한 형상을 가지고 해석하기에는 어려움 있다.

본 연구에서는 이를 극복하기 위하여 1:100 스케일의 상용 여객기의 모형을 가지고 비접촉식 사진 측량(photogrammetry) 기법을 토대로 형상의 점(point) 데이터를 획득하였고 이를 바탕으로 선(line) 데이터, 면(surface) 데이터를 얻었고 최종적으로 3차원 형상을 구현하였다. 역공학(reverse engineering) 측면에서 정확성을 높이기 위해 많은 부분에서 반복 측량과 역설계(reverse design)를 통하여 형상 데이터를 확보하였다. 다만 계측 모형의 자체 오차를 포함하여 날개와 동체(fuselage)의 연결 부분 사이에서 계측 오차와 사진 계측의 한계로 인한 엔진 내부는 정확한 데이터를 확보할

† 순천대학교 기계우주항공공학부

E-mail : ksc@sunchon.ac.kr

* 순천대학교 기계공학 전공

** 순천대학교 기계우주항공공학부

*** 순천대학교 대학원 기계공학과

수 없었다. 따라서 이런 부분은 획득된 점 데이터를 기초로 역설계를 하여 최대한 획득된 데이터에 가깝게 형상을 구현하였으며 이를 토대로 유동 및 공력 해석을 실시하였다.

2. 형상 구현

항공기의 실제 형상을 얻는 한계 때문에 본 연구에서는 100:1로 축소된 Boeing747-400 모형에 대해서 사진 측량을 이용하여 비접촉(non-contact) 방법으로 형상을 계측하였다. 여기서 사진 측량은 2장 이상의 사진을 서로 다른 각도에서 촬영한 후 이로부터 3차원 좌표(coordinates) 및 형상을 얻어내는 삼각 측량(triangulation)의 원리와 동일하다.

사진과 사진의 촬영 각도를 전체적인 항공기 형상을 계측할 경우에 두 대의 카메라(EOS 350D, Canon; 렌즈는 EF50mm, f/1.8의 Canon 제품) 각도와 피사체 사이 각도를 약 90~100° 범위로 하였고 동체 아랫면의 기하학적 굴곡이 있는 면과 날개의 형상, 그리고 엔진 지지대(pylon)와 날개의 간섭(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 포토모델러(photomodeler)로 하였으며[5] 공칭 정확도는 0.004 mm/m 인데 이것은 카메라 성능 즉 초점거리(focal length), 사진 해상도(resolution), 렌즈 왜곡(lens distortion) 등의 영향을 받는다. 물체에 대한 이미지 크기는 3456×2304이며 이미지 형식은 JPEG로 했다.

측정한 형상을 바탕으로 역설계했으며 최대 측정 오차는 약 1.4%이다. 또한 날개와 동체의 간섭 부분은 모형의 부정확성으로 단순화시켰다. Fig. 1은 형상의 부분과 전체 형상을 보여주고 있다.

3. 수치계산

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[6].

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

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

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

$$p = \rho R T \quad (4)$$

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.

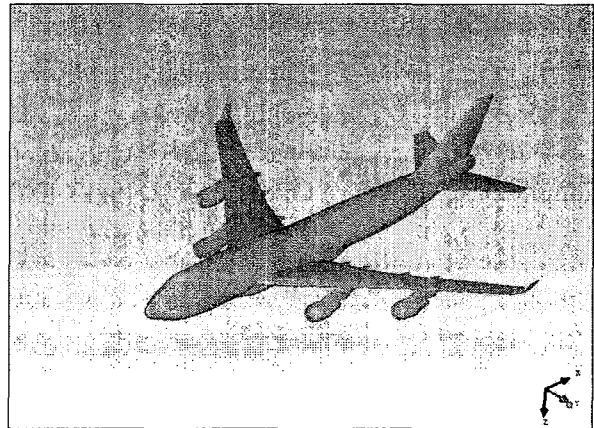


Fig. 1 Full geometry of aircraft

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(upwind differencing)을 채택하였다. 계산에 필요한 물리 상태는 순항 조건(cruise condition)인 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 영역의 격

자계(grid system)는 비정렬(unstructured) 사면체(tetrahedron)로 구성하였는데[7] 유동 변화가 심할 것으로 예상되는 곳에 격자를 충분히 밀집시켰으며 항공기의 대칭성을 고려하여 전체 격자계는 절반만 형성하였다. Fig. 2는 동체의 대칭면에 대해서 구성된 비정렬 격자계의 예이다.

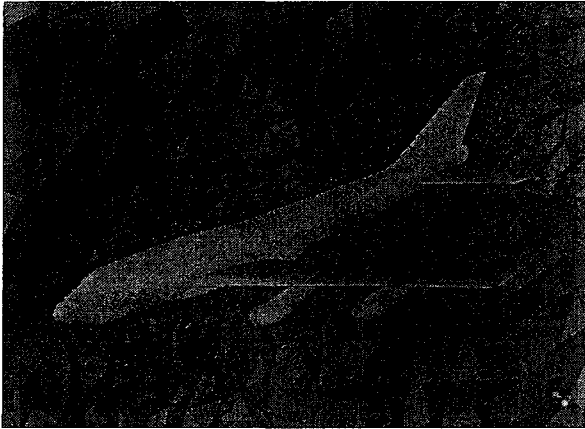


Fig. 2 Grid constitution near the symmetric plane

4. 계산 결과 및 토론

수렴 판정(convergence decision)은 전체 물리량 변화가 10^{-6} 이하가 되는 것을 기준으로 하였으나 특히 공력 변화가 없을 때까지 계산을 수행하였다. Fig. 3은 전 기체의 압력 분포를 보여주고 있다. 날개의 앞전(leading edge), 엔진 입구 부분에 높은 압력 분포를 볼 수 있고 특히 날개와 동체의 접합부에서 상대적으로 높은 압력이 분포하는 것을 볼 수 있다. 동체의 경우는 기수(nose)에서 정체점(stagnation point)이 형성되어 높아진 압력은 동체의 윗면을 따라서 감소하다가 조종석(cockpit)에 의한 불연속 지점에서 흐름이 정체되어 상대적으로 압력이 높아지고, 이를 지나면서 흐름이 가속되어 조종석의 정점에서는 부압이 넓게 형성된다[8]. 또 Fig. 4에서처럼 날개 단면을 살펴보면 약 7도 정도 날개 불임각(angle of incidence)이 있어 날개 전면부의 아래쪽에 정체점이 발생하여 빠른 가속 영역이 형성되나 날개의 2/3 지점에서 압력이 빠르게 회복된다. 날개 단면

에서 부분적인 최고 마하수가 약 1.3정도이므로 천음속(transonic) 영역의 날개에 발생하는 약한 충격파(weak shock wave) 구조를 확인할 수 있다. Fig.5에서는 3차원 날개의 윗면에 낮은 압력 분포가 후퇴각으로 인해 날개 끝에 밀집되어 있으며 추진 기관의 장착 때문에 생기는 간섭 효과(interference)에 따라 날개 윗부분에 낮은 압력의 밀집을 확인할 수 있었다. 동체 자체에서 발생하는 양력(lift)이 전체 양력의 약 17%이며 항력(drag)은 약 21%이다. 이는 접수(wetted) 면적이 가장 큰 날개 다음으로 큰 항력과 양력이다. 이는 동체의 자체적인 형상에 의해 양력이 발생하는 것을 의미하지만 이에 반해 동체 자체가 큰 항력을 발생시키는 것을 알 수 있다.

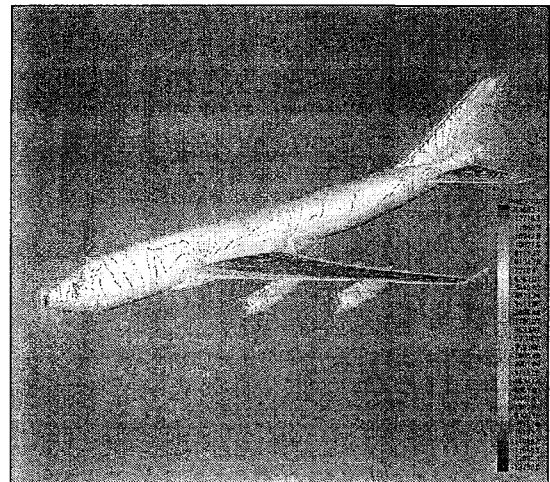


Fig. 3 Pressure distribution of overall aircraft surface

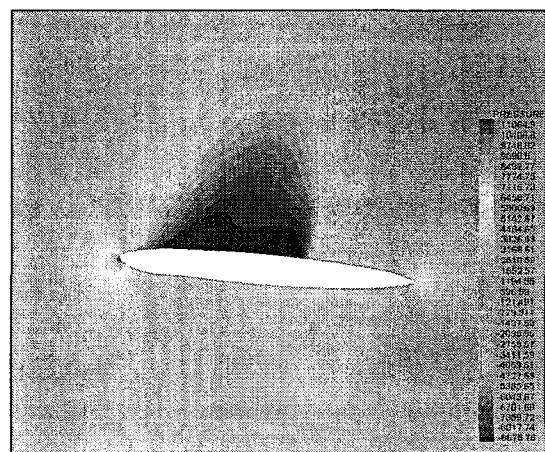


Fig. 4 Pressure distribution of airfoil

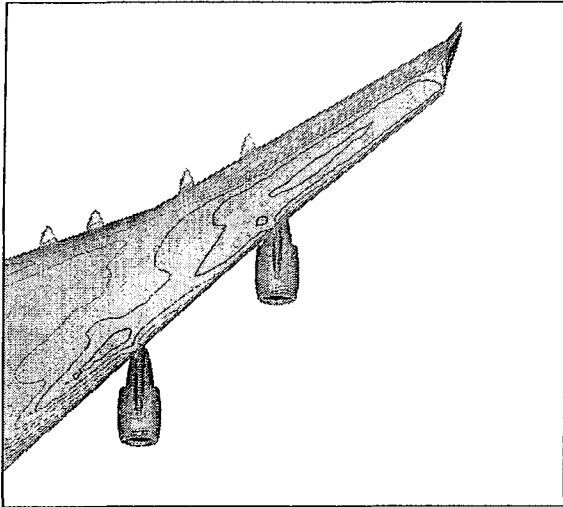


Fig. 5 Pressure distribution of wing surface

5. 결론

본 연구에서는 비접촉식의 사진 계측 방법으로 형상 데이터를 획득하여 Boeing 747-400기의 형상을 역설계 하였다. 이를 기반으로 격자는 전기체에 대한 계산영역을 비정렬 사면체 격자를 이용하여 단일 격자계를 구성하고 순항 조건에 대해 유동장을 해석하였다. 전체적인 압력 분포를 살펴 본 결과 동체와 날개 부분의 전면부에 높은 압력을 확인할 수 있었고 또한 조종석에 의한 불연속 지점에서 흐름이 정체되어 압력이 높아지는 것을 알 수 있었다. 또한 동체에서 큰 항력이 발생하지만 양력도 발생된다. 날개 단면부의 압력 분포와 날개 전체의 압력 분포로부터 빠른 가속 및 감속 영역이 존재하며 이에 따라 날개 뒤 부근에서 약한 충격파가 존재하는 것도 확인하였다. 특히 추진 기관과 날개의 간섭에 의해 날개 앞전에 추진 기관(엔진)에 의해 낮은 압력이 밀집된다.

본 연구에서는 날개와 동체의 간섭 부분과 엔진 형상에 대해 정확한 형상 데이터를 획득하지 못 하였는데 이 문제는 추후에 해결하여 좀 더 정확한 유동 해석을 할 예정이다.

후 기

이 논문은 2006년도 교육인적자원부의 지방대

학 혁신역량강화사업(NURI)에 의해 지원되었음.

참 고 문 헌

1. 강정훈 , 노오현 , 이동호, 1991, “풍상차분법을 이용한 3차원 날개 주위의 천음속 유동장 해석,” 한국항공우주학회지, 제19권, 제4호, pp.4012-4021.
2. Frink, N. T., 1991, "A Fast Upwind Solver for the Euler Equations on Three-Dimensional Unstructured Meshes," AIAA-91-01027.
3. Lee-Rausch, E. M., Frink, N. T., 2004, "Transonic Drag Prediction on a DLR-F6 Transport Configuration Using Unstructured Grid Solvers," AIAA 2004-0554.
4. Brodersen, O., Stürmer, A., 2001, "Drag Prediction of Engine-Airframe Interference Effects Using Unstructured Navier-stokes Calculations," 19th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Anaheim, California, 11-14 June.
5. PhotoModeler Pro 5(User Manual), EOS Systems Inc., 2004.
6. Star-CD, 2006, User Guide, v.4.00, CD-adapco Co.
7. ICEM CFD, 2006, Manual, V.10.0, ANSYS Inc.
8. 최성욱 , 구삼욱 , 성봉주, 1992, “Euler 방정식을 이용한 항공기 날개 - 동체 형상의 유동해석”, 한국항공우주학회지, 제20권, 제4호, pp. 24-32.