

역설계에 의한 비행기의 형상 구현과 수치계산에 의한 유동 가시화

김양균* · 김성초† · 김정수** · 최중욱*** · 박정***

Geometry Realization of an Airplane and Numerical Flow Visualization

Yangkyun Kim, Sungcho Kim, Jeong Soo Kim, Jongwook Choi and Jeong Park

Abstract. The geometry of a commercial passenger airplane is realized based on a Boeing 747-400 model through the photographic scanning and reverse engineering. The each element consisting of the plane such as fuselage, wing, vertical fin, stabilizer and engines, is individually generated and then the whole body is assembled by the photomodeler. The maximum error in the realized airplane is about 1.4% comparing with the real one. The three-dimensional inviscid steady compressible governing equations are solved in the unstructured tetrahedron grid system, and in a finite volume method using STAR-CD when the airplane flies at the cruise condition. The pressure distribution on the surface and the wing-tip vortices are visualized, and in addition to the aerodynamics coefficients, lift and drag are estimated.

Key Words : Reverse engineering(역공학), Geometry modeling(형상 모델링), Photogrammetry(사진 계측), Aerodynamic force(공력), Wing-tip vortex(날개 끝 와류)

1. 서 론

항공기를 설계하고 제작하는 과정에서 경제적인 방법으로 최적 설계(optimal design)를 달성하기 위해서는 공력(aerodynamic force) 해석에 대한 실험 및 전산 해석이 반드시 필요하다. 일반적으로는 제작 회사에서 개별적으로 만든 프로그램을 이용하여 항공기에 대한 전산 해석이 설계 과정의 일환으로 수행되고 있으며¹⁾, 실험과 비교하여 계산 결과가 입증된 신뢰성이 있는 전산 해석 코드(code)의 개발도 계속되고 있다²⁻⁴⁾. 항공기 형상 및 구조는 공력 특성에 반드시 기초하며 비행 성능(flight performance) 및 비행 안정성(flight stability)에 매우 중요한 영향을 미치기 때문에 신중하게 설계되고 있다. 비행기는 유동장을 비행하므로 유동에 의한 유발되는 진동(flow-induced vibration) 특성 등 복잡한

으로 연구할 부분이 많은 게 사실이다. 따라서 설계 단계에서는 무엇보다도 유동 특성과 공력 특성 등이 명확히 파악되어야만 한다. 따라서 문제 해석을 간단히 하기 위한 항공기의 각 부분에 대한 2차원 해석에서부터 전체 기체(airframe)에 대한 해석에 이르기까지 꾸준히 연구되고 있다^{5,6)}. 이러한 모든 과정들은 실험이나 수치 모사(numerical simulation)를 통해 최적 유동 특성을 얻을 수 있는 형상에 대해 검증을 하고 아울러 물리적인 이론을 바탕으로 형상을 개선하여 비행 효율 및 안정성이 모두 고려된 최적 형상을 얻는데 목적을 두고 있다⁷⁾. 그러나 수치 모사를 하더라도 실제 항공기의 속도, 고도, 형상 변화 등과 같은 많은 설계 조건에 따라 여러 경우를 해석해야 하고 공개되지 않고 있는 비행체 형상을 구현할 때에 반드시 따르는 오차 때문에 엄밀한 해석을 하는 데는 큰 어려움이 존재하게 된다. 따라서 많은 연구자들은 항공기의 각 부분을 비교적 간단히 모델링라고 이에 대해 해석한 것을 기초로 하여 최대 공력 특성 및 안정성 등을 예측하게 된다.

본 연구에서는 현재 운용되고 있는 상용 여객기 모형으로부터 사진 기법(photogrammetry)으로 구현된 형

[†]순천대학교 기계우주항공공학부
E-mail: ksc@sunchon.ac.kr

*순천대학교 대학원 기계공학과

**순천대학교 기계우주항공공학부

***부경대학교 기계공학과

상에 대해 순항 조건(cruise condition)에서 유동장을 해석하여 기본적인 유동의 특성과 표면의 압력 분포를 통한 유동 변화를 관찰하였다. 또한 날개(wing), 동체(fuselage), 엔진(engine) 등 각 부분의 공력 특성을 종합적으로 살펴보고 받음각(angle of attack)에 따른 공력 계수 변화 등에 대해서 해석하였다.

2. 형상 구현 및 가시화를 위한 수치 계산

2.1 형상 구현

일반적으로 물체 형상을 획득하기 위한 주사(scanning) 방법은 접촉식(contact)과 비접촉식(non-contact) 방법으로 분류된다. 전자는 물체 표면을 예리한 탐침(probe)으로 따라가면서 직접 형상 데이터를 얻는 방법으로, 물체 표면을 손상시킬 수도 있으며 복잡한 형상에 대한 적용이 상대적으로 어렵고 데이터 획득 시간 또한 길다. 한편, 후자는 레이저 등을 이용하여 물체 표면을 따라 직선 운동을 하면서 스캐닝하는 것으로, 이 또한 빛의 성질에 기인하여 곡면 변화가 심한 부분을 처리하는 것이 어렵고 또한 측정 오차(measuring error)를 줄이기 위해서는 반복 작업이 수행되어야 한다.

이와 같은 두 방법의 단점에 비해 사진 계측은 물체 표면을 손상시키지 않고 대상 물체 크기에 구애받지 않으면서 형상을 정확히 얻을 수 있는 장점을 가지고 있다. 이미 사진 계측을 이용한 항공기 계측^{10,11)} 및 실측으로 구현한 헬리콥터 시뮬레이터에 대한 공력해석¹²⁾ 수행된 바 있다.

따라서 본 연구에서는 100:1로 축소된 상용 여객기(Boeing 747-400) 모형에 대해 3차원 사진 측량 기법으로 물체의 점 데이터를 획득하였다. 사진 측량은 서로 다른 각도에서 촬영한 2장 이상의 사진으로부터 3차원 좌표 및 형상을 얻는 방법인데 전체적인 항공기 형상을 계측할 경우, 2대의 카메라와 피사체 사이의 각도를 약 90~100° 범위로 하였다. 또한, 동체 아랫면에서 기하학적 굴곡이 상대적으로 심한 면과 날개, 엔진 지지대(pylon)와 날개-엔진 간섭(wing-engine interference) 부분 등은 촬영 각도를 60~70°로 하여 전체 형상을 얻은 후 이를 토대로 세부적인 형상을 보완하였다. 3차 스플라인 보간법(cubic spline interpolation)을 사용하되 선형(linear) 보간법과 적절히 조화시켜 점으로부터 선을 구성하였으며, Bezier 방법 등을 이용하여 선으로부터 면을 구성하였다.



Fig. 1. Shape realization of Boeing 747-400.

3차원 형상 구성은 포토모델러(photomodeler Pro. V5, Eos System Inc. 2004)를 사용하였으며 카메라 성능 즉 초점거리(focal length), 사진 해상도(resolution), 렌즈 왜곡(lens distortion) 등의 영향을 받는 공칭 정확도는 0.004 mm/m이다. 측정된 형상을 바탕으로 역설계를 했으며 최대 측정 오차는 동체 길이를 기준으로 약 1.4%이다. 또한 날개와 동체의 간섭 부분은 모형의 부정확성을 고려하여 적절히 단순화시켰다. Fig. 1은 최종적으로 구현된 항공기 형상이며 자세한 과정은 참고문헌¹¹⁾을 참조할 수 있다.

2.2 수치 계산

비행체 주위에 대해 정상 상태 3차원 비점성 압축성 흐름을 상용 코드인 STAR-CD(V3.25)로 계산하였다. 즉, 아래와 같은 질량 보존식, 운동량 보존식, 에너지 보존식과 기체 상태 방정식을 함께 풀었다.

$$\frac{\partial \rho u_j}{\partial x_j} = 0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial \rho u_i u_j}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} \tag{2}$$

$$\frac{\partial \rho u_j h}{\partial x_j} = -u_j \frac{\partial p}{\partial x_i} \tag{3}$$

$$p = \rho RT \tag{4}$$

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 온

도이다.

수치 계산은 유한 체적법(finite volume method)으로 하였고 운동량 식의 대류항(convective term)은 크랭크-니콜슨 방법(Crank-Nicholson scheme)으로 처리하였으며 1차 풍상 차분(first-order unwind difference)으로 공간을 차분화(spatial discretization)하였다. 계산에 필요한 물리적 상태는 순항 조건(cruise condition)이며 따라서 고도는 13 km의 대기 조건으로 결정했고 마하수(Mach number)는 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 격자계(grid system)는 Fig. 2에서 보는 것과 같이 비정렬 사면체(unstructured tetrahedron)로 구성하였는데 유동이 심하게 변할 것으로 예상되는 곳에 격자를 충분히 밀집시켰으며 항공기의 대칭성을 고려하여 전체 격자계는 절반만 형성하였다. 계산 시간을 단축하고 수렴을 가속화시키기 위해 다중 격자 기법(multi-grid method)을 사용하였다.

3. 계산 결과 및 토의

계산의 수렴 판정은 전체 물리량 변화가 10^{-5} 이하가 되는 것을 기준으로 하되, 이 조건이 만족되더라도 공력 변화가 없을 때까지 계산을 계속 수행하였다.

Fig. 3은 전체 기체의 표면에서 압력 분포(static pressure distribution)를 나타낸다. 동체 앞(nose)과 조종실

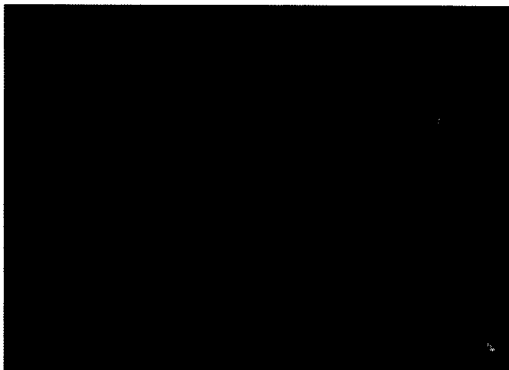
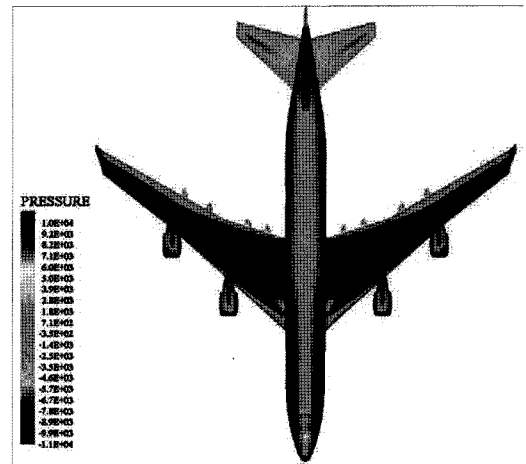


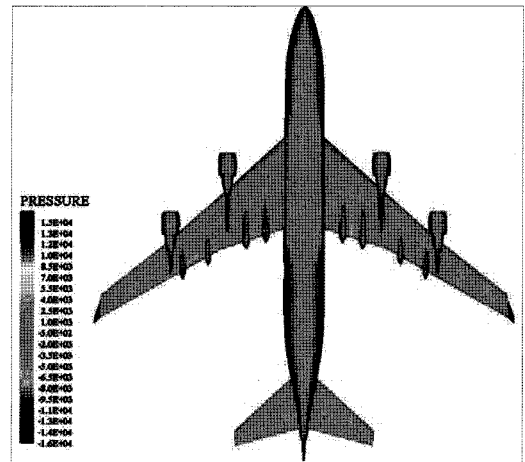
Fig. 2. Grid generation on the symmetric plane and all the surfaces.

(cockpit), 날개 앞전(leading edge) 및 엔진 입구 부분에서 높은 압력이 분포하게 되며 날개와 동체의 간섭 부분에서도 상대적으로 높은 압력이 분포하는 것이 확인되었다. 또한 기수에서 형성된 정체점(stagnation point)으로부터 유동이 가속되다가 조종석에 의한 기하학적 불연속 지점에서 흐름이 다시 정체되어 이 부근의 압력이 상대적으로 높아지는 것을 볼 수 있다. 날개 윗면에서 동체와 가까운 부분은 간섭으로 인하여 심한 유동 변화가 관찰된다.

항공기의 전반적인 마하수를 Fig. 4에 나타내었다. 항공기의 날개와 엔진 내부에서 최대 1.5의 높은 마하수를 보여주고 있다. 또한, 항공기에서 부분적인 마하

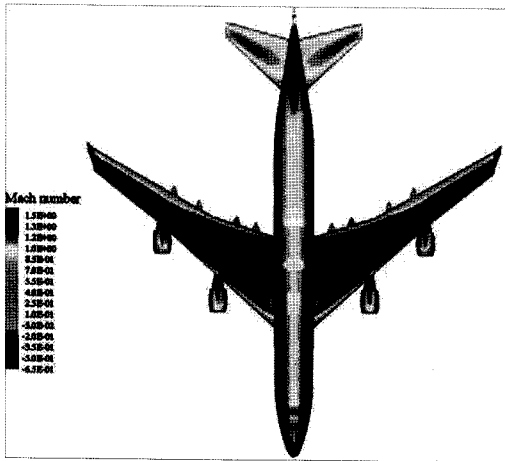


(a) upper surface

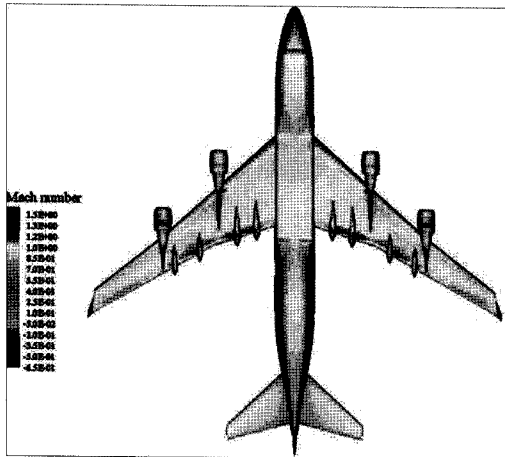


(b) lower surface

Fig. 3. Pressure distribution.



(a) upper surface



(b) lower surface

Fig. 4. Mach number distribution.

수가 음속을 넘어서는 구간을 확연하게 알 수 있다. 특히 날개 뒷면의 앞전에서 발생하는 가속 구간과 날개 뒷면에서 발생하는 압력 회복구간이 잘 가시화되어 있으며 날개 뒷면에서 뿌리(root)로부터 끝(tip) 방향으로 약 1/2지점에서부터 날개 끝까지 영역에서 속도가 상대적으로 높은 것이 관찰된다. 아랫면의 대부분의 영역에서는 속도가 뒷면에 비해 현저히 낮다는 것을 알 수 있다.

날개의 3차원 유동을 관찰하기 위하여 순항 마하수 0.85, 받음각 0°에서 날개 방향(D/Y)으로 25%, 45%, 65% 지점에서 단면의 압력 분포, 즉 (-C_p)를 Fig. 5에 나타내었으며 여기서 C는 날개의 현 길이이고, D는 날

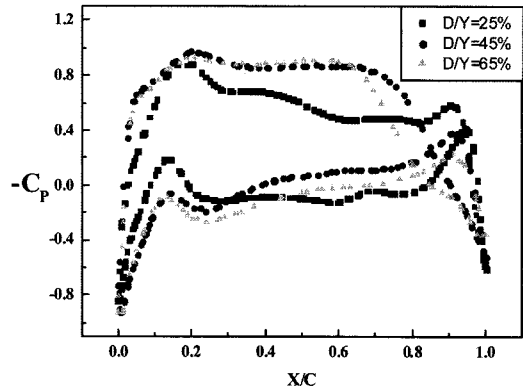


Fig. 5. Distribution of pressure coefficient at 25%, 45% and 65% of the wing span.

개 뿌리에서 스패 방향으로 켄 길이며, X는 기수에 원점이 있는 주 흐름 방향 좌표이다. 날개 단면을 따라 D/Y가 25% 인 지점에서는 날개 앞전에서 뒷전(trailing edge) 방향으로 C/X=0.0~0.15 영역에서 빠른 가속이 일어난다. 또한 C/X=0.9인 지점에서 빠른 압력 회복 (pressure recovery) 즉, 약한 충격파(weak shock)가 발생하는 것을 관찰할 수 있다. D/Y가 45%, 65%인 지점은 25%의 지점과 비교하였을 때 날개 앞전에서 빠른 가속이 일어나며 엔진과 같은 추진 기관의 영향으로 인하여 날개 뒷전의 충격파 구조가 완화되는 것을 확인할 수 있다. 또한 압력이 회복되는 위치는 날개의 뿌리에서 날개 끝으로 갈수록 그 위치가 앞쪽으로 이동하는 것을 발견할 수 있는데, 그 이유는 날개에 수직인 방향의 속도로 인하여 충격파가 완화되고 측풍(side flow)과 같은 교란을 이기는데 필요한 복원력 효과를 얻기 위한 후퇴각(sweep angle) 때문이다.

Fig. 6은 항공기를 구성하는 각 부분에서 발생하는 공력에 대한 비중을 보여준다. 날개에서 양력(lift) 및 항력(drag)이 가장 크게 발생하는데, (양력 : 전체의 77%, 항력 : 전체의 55%) 이것은 비행체 설계에서 날개 설계가 절대적으로 중요한 것을 입증하는 것이다. 동체 자체는 약 18%의 양력을 발생시키는 반면에 21%의 큰 항력을 발생시키고 있다. 수직 꼬리(vertical tail) 날개와 수평 꼬리(horizontal stabilizer) 날개에 의해 발생하는 양력과 항력은 상대적으로 미미하며 특히 수직 꼬리 날개에 의해 음의 양력이 발생하는데 자체의 공력적인 측면보다는 꼬리 날개의 목적인 자세 조정과 안정성 때문이다. 엔진 내부는 원통형으로 간략하게 모델

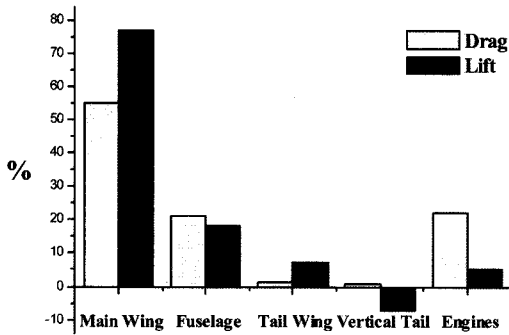


Fig. 6. Aerodynamic forces generated in each part.

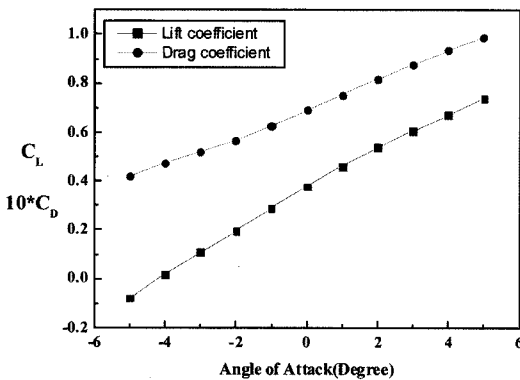


Fig. 7. Aerodynamic coefficients vs angle of attack (degree).

링하였다. 실제로 터보팬(turbofan) 엔진에는 입구에 보조 추력과 공기 압축을 위한 대형 팬이 있으므로 정확한 계산이 이루어지지 않았고 엔진 외형도 비교적 단순한 방법으로 처리되었다. 이러한 가정 하에서 엔진에 의한 항력이 동체에서 발생하는 큰 항력과 비슷한 정도라는 것도 주목할 필요가 있다.

Fig. 7은 받음각에 대한 양력 및 항력 계수의 변화를 나타내고 있는데 항력에 비해 양력 기울기가 약간 크며 양력과 항력 모두 받음각에 대해 선형적이다. 양쪽 날개 끝에서는 와류(vortical flow)가 형성되므로 양력이 감소한다. 비행 방향에 수직인 단면에서 2차 유동을 살펴본 결과(Fig. 8) 날개 끝 와류(wing-tip vortex)가 형성된다. 유한 날개에서 양력 손실과 유도 항력을 줄이기는 것이 필요한데, 이러한 목적으로 날개 끝 와류를 제어하기 위해서 윙렛(winglet)을 적용하고 있음에도 불구하고 큰 와류가 발생하므로 최적 설계의 관점에서 더욱 상세한 논의가 요구된다.

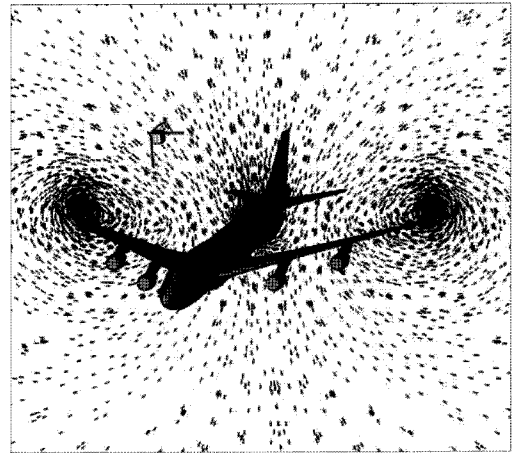


Fig. 8. Wing-tip Vortex.

4. 결 론

상용 여객기의 전반적인 유동 및 공력 특성을 살펴 기 위해 100:1 축소 모형으로부터 사진 계측과 역공학 방법으로 형상을 획득하고 이에 대해 수치 계산을 하였다. 항공기 표면에서 전체적인 압력 분포를 가시화하여 살펴보았으며 형상이 급변하는 영역에 큰 압력이 분포되었다. 특정 위치에서 실제 날개 단면과 같은 형상을 갖는 2차원 날개골 단면에 대해 계산하여 얻은 마하수 분포로부터 유동이 가속되거나 감속되는 영역을 살펴보고 3차원 날개의 몇몇 단면에서의 압력 분포로부터 각 단면의 윗면에서 발생하는 충격파의 위치를 알 수 있었으며 특히 추진 기관 등의 영향으로 인하여 충격파가 다소 완화되는 것을 확인하였다. 그리고 날개의 후퇴각 때문에 날개 뿌리에서 끝 방향 즉 스펀 방향으로 갈수록 뒷전 근처에 형성되는 충격파의 위치가 앞으로 이동하였다. 항공기의 각 부분에서 발생하는 공력 비중을 고찰하였으며 공력 계수는 받음각에 비례하여 거의 선형적으로 증가했고 유도 항력을 줄이기 위한 목적으로 설치된 윙렛이 있음에도 불구하고 강한 날개 끝 와류가 뚜렷이 발생하였다.

후 기

이 논문은 교육인적자원부의 2006년도 지방대학혁신역량강화사업(NURI)과 2007년도 순천대학교 공과대학학술재단 연구비에 의하여 연구되었음.

참고문헌

- 1) Paul, E. C., 1994, "A CFD Analysis of a Full Configuration Fighter Aircraft," Master Thesis, Mississippi State University.
- 2) Wurtzler, K. E. and Morton, S. A., 2006, "Accurate Drag Prediction Using Cobalt," J. of Aircraft, Vol. 43, No.1, pp.10-16.
- 3) Brodersen, O. and Stürmer, A., 2001, "Drag Prediction of Engine-Airframe Interference Effects Using Unstructured Navier-Stokes Calculations," AIAA Paper 2001-2414.
- 4) 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.
- 5) Hemsch, M. J. and Morrison, J. H., 2004, "Statistical Analysis of CFD Solutions from 2nd Drag Prediction Workshop," AIAA Paper 2004-0556.
- 6) 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.
- 7) Craft, T. J., Gerasimov, A. V., Launder, B. E. and Robinson, C. M. E., 2006, "A Computational Study of the Near-field Generation and Decay of Wingtip Vortices," Int'l J. of Heat and Fluid Flow, Vol.27, pp.684-695.
- 8) Leoviriyakit, K. and Jameson A., 2003, "Aerodynamic Shape Optimization of Wings Including Planform Variations," AIAA paper 2003-0210.
- 9) Allison, D. O. and Sewall, W. G., 1995, "Airfoil Modification Effects on Subsonic and Transonic Pressure Distributions and Performance for the EA-6B Airplane," NASA TP 3516.
- 10) Jung, S-H. and Lee, J-K, 2005, "Precision Measurement for Aircraft Alignment Using Industrial Photogrammetry," J. of KSAS, Vol.33, No.6, pp.57-63.
- 11) Kim, Y., Kim, S., Choi, J. and Kim, J. S., 2006, "Geometry Realization of an Aircraft by Reverse Engineering Based on Photo Images," Sunchon Nat'l Univ. J., Vol.25, pp.189-194.
- 12) Kim, C. and Chang, B. H., 2007, "Generation of Aerodynamic DB for KA32T Helicopter Simulator," Proceeding of the 2007 KSAS Spring Conference, pp.45-48.