

技術論文

비행체 공력-구조-RF 스텔스 통합해석 시스템에 관한 연구

박민주*, 이동호*, 명노신**, 조태환**

An Integrated System for Aerodynamic, Structural, and RF Stealth Analysis of Flying Vehicles

Min-Ju Park*, Dong-Ho Lee*, Rho-Shin Myong** and Tae-Hwan Cho**

ABSTRACT

An integrated multidisciplinary analysis and design system plays a critical role in the preliminary design of an aircraft. In this work a system based on the CATIA is developed for multidisciplinary computational design; aerodynamics, elasticity, and radar frequency stealth. Common data base of geometry and rectangular grids is generated and used for aerodynamic and structural analysis, while derivative triangular grids are generated for the RCS calculation. The panel method (PANAIR), FEM (NASTRAN), and PO technique are used for aerodynamic, structural, and RF stealth computations, respectively, and several additional algorithms are developed for the effective communication of the common data.

초 록

최근 항공기 예비설계 단계에서 여러 분야의 설계요소를 동시에 고려하는 다분야 통합설계(Multidisciplinary Design) 기법이 요구되고 있다. 본 연구에서는 CATIA를 기반으로 항공기 형상에 대한 공력, 구조, RF 스텔스의 성능 분석을 위한 통합시스템을 구축하였다. CATIA를 이용하여 공력, 구조, RF 스텔스 해석을 위한 동일 사각격자를 생성한 후 생성된 격자를 이용하여 공력특성과 구조변위를 계산하였다. 레이더 포착면적(RCS) 계산은 사각격자로부터 삼각형 격자를 추가로 생성하여 수행하였다. 이 과정 중 각 해석분야의 입력파일을 생성할 수 있는 변환코드를 개발하였다. 세부분야 해석기법으로 패널 코드 PANAIR, 전산구조해석 코드 NASTRAN, PO 기법에 기초한 RCS 해석코드를 사용하였다.

Key Words : Multidisciplinary Design (다분야 통합설계), Panel Method (패널기법), Finite Element Method (FEM; 유한요소법), Radar Cross Section (RCS; 레이더 포착면적)

1. 서 론

최근 여러 분야의 설계요소를 동시에 고려하여 시스템의 특성을 결정하는 다분야 통합설계 기법[1-3]에 대한 관심이 증가하고 있다. 기존 통

합 시스템은 주로 공력과 구조를 연계한 형상 최적화 문제에 대해 많은 연구가 진행되어 왔다. 최근에는 공력-구조뿐만 아니라 생존성[4-5]에 대한 관심의 증가로 인해 스텔스 기술이 주요 설계 문제로 부각되고 있다. 예비설계 단계의 RF Radar Frequency) 스텔스 기술은 RCS (Radar Cross Section)[4-6] 해석을 통해 일차적으로 수행된다. RCS 저감 형상설계[7-8]를 위해서는 공력 성능을 최대화하고 RCS를 최소화할 수 있는 형상을 설계해야 하므로, 공력, 구조, RF 스텔스에

† 2007년 9월 4일 접수 ~ 2007년 11월 20일 심사완료

* 정희원, 경상대학교 대학원 기계항공공학부

** 정희원, 경상대학교 기계항공공학부
연락처, E-mail : myong@gnu.ac.kr
경남 진주시 가좌동 900번지

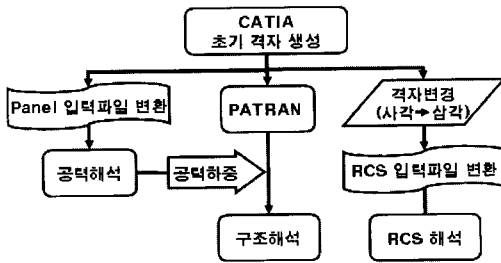


Fig. 1. Outline of an integrated process

관한 통합설계시스템의 구축이 필요하게 된다.

다분야 통합설계를 적용하면 개발주기를 단축할 수 있으며, 단일 기술별 최적화에서는 얻을 수 없는 시스템 측면에서 최적화된 결과를 얻을 수 있다[1]. 하지만 격자생성 및 해석에 많은 시간이 소요된다는 단점이 있다. 또한 구조격자와 공력격자의 불일치로 인해 공력격자에 관한 압력값을 구조격자에 정확하게 분포시키기 어렵고, 구조격자에 관한 변위값을 공력격자에 분포시키기 어려운 문제점[2]이 발생한다.

본 연구에서는 격자 생성시간이 적고 해석결과와의 교환이 용이한 CATIA로 생성된 동일 격자에 기반을 둔 다분야 통합해석 시스템을 구축하였다. 동일 격자를 각 분야 해석에 적합한 입력파일로 변환하기 위한 코드를 개발하였으며, 해석결과와의 비교를 통하여 계산의 정확성을 확인하였다.

공력해석은 아음속 및 초음속 영역의 해석이 가능한 패널코드인 PANAIR[10]를 사용하였고, 구조해석은 FEM 상용코드인 NASTRAN을 사용하였다. RCS 해석은 예비설계 단계에서 주로 사용되는 물리광학 기법(Physical Optics; PO) [4-7]을 이용하였다. Fig. 1은 구축된 통합해석 시스템의 흐름도를 보여준다.

II. 본 론

2.1 해석기법

2.1.1 공력 해석기법

항공기 날개 주위의 공력해석을 위해 아음속 및 초음속 패널코드인 PANAIR를 사용하였다. PANAIR는 특이점에 Linear Source와 Quadratic Doublet을 분포시킨 선형 퍼텐셜 패널 코드이다. 이 코드는 양력을 갖는 물체 주위의 비점성, 압축성 유동의 정상 퍼텐셜 흐름에 대한 문제를 고려할 수 있다. 경계조건은 Doublet 연속조건과 공

기력 경계조건을 사용하였으며, 전자는 코드 내에서 자동으로 결정되며, 후자는 벽면에 평행한 유동방향 조건과 질량 플럭스, 속도 조건을 이용하여 정해진다.

2.1.2 구조 해석기법

구조해석은 초기의 날개 형상에서 계산된 공력하중을 구조의 유한요소방정식[11]의 외부 하중벡터 항에 대입하여 구조 변형을 구한다. 일반적인 유한요소방정식은 다음과 같다.

$$[K]\{u\} = \{F\} \quad (1)$$

여기서 $[K]$ 는 유한요소 강성행렬이고, $\{u\}$ 는 정적변형벡터, $\{F\}$ 는 초기 날개 형상에서 구해진 공력하중벡터이다. 해석은 MSC/NASTRAN을 사용하여 수행하였으며, CATIA에서 생성한 격자를 이용하여 PATRAN 상에서 공력하중을 분포시켰다. 2차원 Shell 요소와 CQUAD4 사각형 요소를 사용하였다.

2.1.3 RCS 해석기법

물리광학(Physical Optics) 기법은 주어진 입사장(Incident Field)과 경계조건에 의해 임의의 물체 표면에 발생하는 Current에 관한 근사식을 이용하여 RCS를 계산하는 방법이다. 물체가 완전전도체일 경우, 물리광학 기법에 의하면 물체 표면에서의 Current (\vec{J}_s)는 다음과 같이 표현된다.

$$\vec{J}_s = \begin{cases} 2\hat{n} \times \vec{H}_i, & \text{반사영역} \\ 0, & \text{그늘영역} \end{cases} \quad (2)$$

이때, \hat{n} 은 표면의 법선벡터, \vec{H}_i 는 입사되는 자기장(Incident Magnetic Field)을 나타낸다. 식 (2)의 표면 Current에 의해 산란되는 전기장(Scattering Electric Field)을 E_s , 입사 전기장을 E_i 라고 하면 RCS는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$RCS(m^2) = \lim_{r \rightarrow \infty} 4\pi r^2 \frac{|\vec{E}_s|^2}{|\vec{E}_i|^2} \quad (3)$$

RCS는 dBsm 단위로 나타내며, m^2 과의 관계는 다음과 같다.

$$RCS(dBsm) = 10 \log_{10} \left[\frac{RCS(m^2)}{1m^2} \right] \quad (4)$$

물리광학 기법의 검증을 위해 구의 이론식 및 단순 Missile 형상의 실험값과 비교한 그래프를 Figs. 2와 3에 나타내었다. 예측값이 이론값 및 실험값과 거의 일치하는 것을 확인할 수 있다.

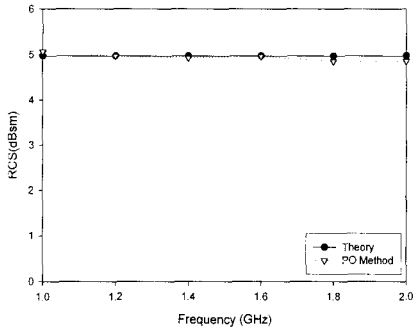


Fig. 2. Verification of PO method (sphere)

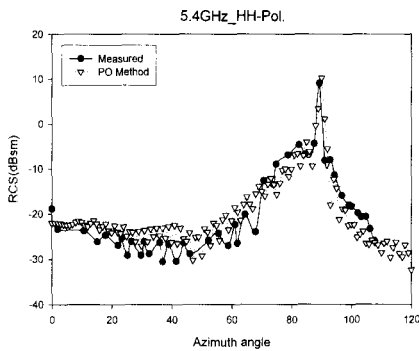


Fig. 3. Validation of PO method (missile)

2.2 CATIA를 이용한 격자생성

2.2.1 공력 및 구조 격자

패널코드는 날개 표면에서의 특이점의 강도를 계산하는 방식에 기초하여 CFD 코드처럼 외부 유동장 해석을 위해 외부에 따로 격자를 생성할 필요가 없다. 따라서 CATIA를 이용하여 날개표면에서의 격자를 생성하였다. 생성된 표면격자를 이용하여 패널코드 입력파일 변환이 가능한 변환 코드를 개발하였다. 구조격자 생성에서는 CATIA와 PATRAN과의 호환이 가능하여 공력해석에 사용되었던 동일 격자를 그대로 불러들일 수 있어 기존의 공력분포를 구조격자에 맞도록 보간(Interpolation) [12]하는 과정을 생략할 수 있다.

Fig. 4는 CATIA 기능 중 ‘Advanced Meshing Tool’을 이용하여 패널코드의 해석이 가능하도록 격자를 구성한 것이다. 격자는 600개의 패널을 사용하여 구성하였으며, 속도구배가 크게 나타나는 앞전, 뒷전, 날개 Tip으로 갈수록 조밀하게 구성하였다.

2.2.2 RCS 격자

RCS 해석은 삼각형 격자를 필요로 하여 사각

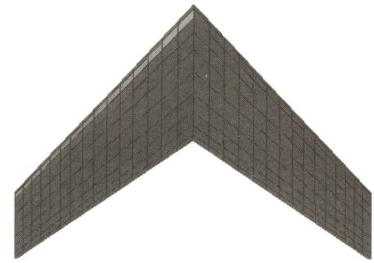


Fig. 4. Panel code grids generated by CATIA

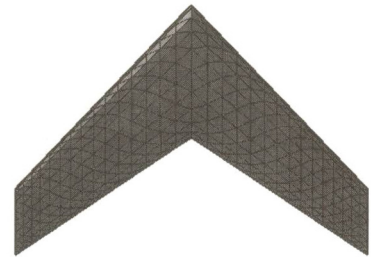


Fig. 5. RCS grids generated by CATIA

형의 공력격자를 CATIA ‘Advanced Meshing Tool’에서 ‘Split Quad’ 기능을 사용하여 삼각형 격자로 만들었다. 격자의 정보를 데이터 형식으로 저장한 후 변환코드를 통해 RCS 해석 프로그램에서 사용이 가능한 입력파일 형태로 변환한다.

2.3 날개 해석결과

2.3.1 공력 해석결과

Fig. 6은 NACA 0012 단면을 가진 삼차원 항공기 날개 주위의 압력분포를 나타낸 것이다. 계산은 마하수 0.2, 받음각 12도 조건에서 수행하였다. Figs. 7-8은 날개 Root 및 Half Span에서의 압력계수를 실험값[13]과 비교한 것이며, 날개 앞전 부분에서의 오차를 제외하고는 실험값과 거의 일치하는 것을 확인할 수 있다.

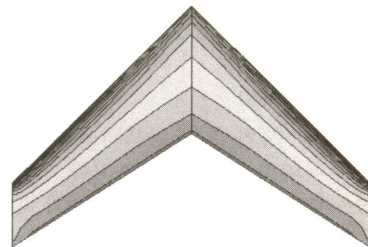


Fig. 6. Surface pressure distribution of a wing (M=0.2, AOA=12°)

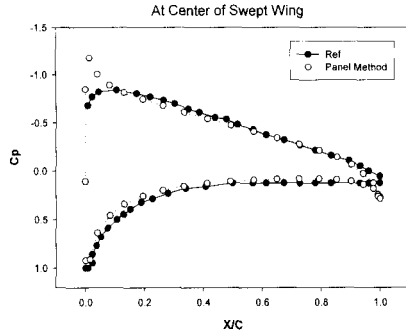


Fig. 7. Pressure distribution of a wing at the root section (M=0.2, AOA=12°)

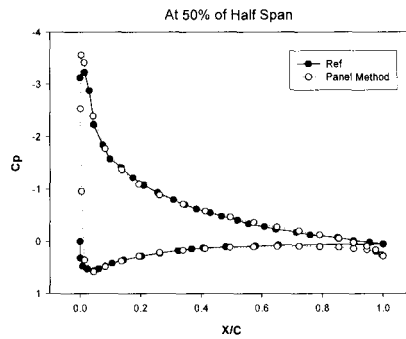


Fig. 8. Pressure distribution of a wing at the half span (M=0.2, AOA=12°)

2.3.2 구조 해석결과

구조해석은 날개가 대칭 형상이므로 반쪽만 수행하였다. 날개 재질은 알루미늄 2024로 가정하였고, 표피 두께를 5mm로 지정하였다. 표피가 굽힘 모멘트를 지탱하지 못하기 때문에 중간에 리브(Rib)를 두어 보강을 하였고, 날개 Root에서 변위가 영이라는 구속조건을 부여하였다. 격자수는 공력격자와 같은 300개이다. CATIA에서 생성한 동일격자를 PATRAN에서 불러들인 후 각 노드에 계산된 공력하중을 부여하기 위해 Fields 옵션을 이용하여 데이터를 입력하였다. 계산된 공력하중 노드의 순서가 구조격자 노드의 순서와 다르게 정의되어 있어 자체적으로 개발한 코드를 이용하여 좌표값이 일치되도록 하였다. Fig. 9에 변위가 발생한 해석결과를 나타내었는데, 날개를 Rectangular로 가정하여 구한 이론적 결과인 $\delta = w_0 L^4 / IE \approx 17.0 \text{ cm}$ 와 비슷한 값의 변위가 생기는 것을 확인할 수 있다. Fig. 10은 날개의 응력분포를 보여주며, 리브를 넣은 부분과 날개 Root 부분에 응력이 집중됨을 알 수 있다.

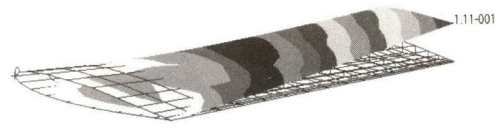


Fig. 9. Displacement distribution



Fig. 10. Stress distribution

2.3.3 RCS 해석결과

모든 표면은 완전 전도체로 가정하였으며, 탐색레이더에 많이 사용되는 S-Band의 주파수인 3GHz에서 이중반사 및 모서리 회절(Edge Diffraction)[6-9] 효과를 고려하여 해석하였다. 고도각(Elevation Angle)이 0°, 10° 일 때, 방위각(Azimuth Angle)에 대한 RCS 분포를 Fig. 11에 나타내었다. 날개는 방위각을 따라 가시면적이 크지 않으므로 전 방위각에 걸쳐 -8 dBsm 미만의 작은 RCS 값이 예측되었다.

2.4 항공기 형상 해석결과

2.4.1 공력 해석결과

Fig. 12는 카나드 부착 항공기 형상에 대한 공력, 구조, 스텔스 해석에 사용된 동일 격자를 나타낸 것이다. 이 격자를 이용하여 항공기 형상 주위의 압력분포를 계산하였으며 계산조건은 마하수 0.2, 받음각 8도이다. Fig. 13은 Fig. 12의 동일 격자를 이용하여 항공기 형상의 받음각 변화에 따른 양력 계수를 실험값과 비교한 것이다. 실험값[14]과 상당히 유사한 결과를 확인할 수 있다.

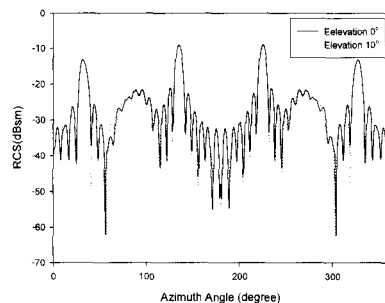


Fig. 11. RCS distribution (effect of elevation angle; 3GHz; HH-polarization)

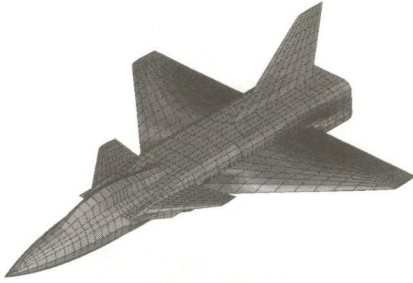


Fig. 12. Pressure distribution of an aircraft configuration ($M=0.2$, $AOA=8^\circ$)

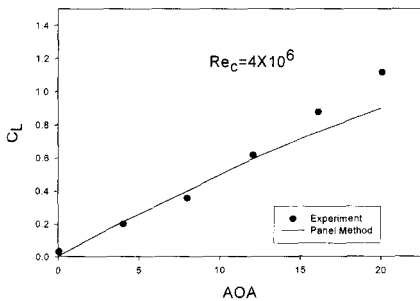


Fig. 13. Lift coefficient vs AOA

2.4.2 RCS 해석결과

Fig. 12의 비행체 모델을 RCS 계산을 위해 Split Quad 기능을 사용하여 삼각형 격자를 생성하였다. Monostatic 방식의 탐색 레이더를 사용하였고, 모든 표면을 완전전도체로 가정하였다. 주파수 3 GHz, 고도각 -10° , 0° , 10° 인 경우에 대해 계산하였으며, 이중반사를 고려하였다. Fig. 14는 예측된 RCS 분포를 나타내며, 일반적인 비

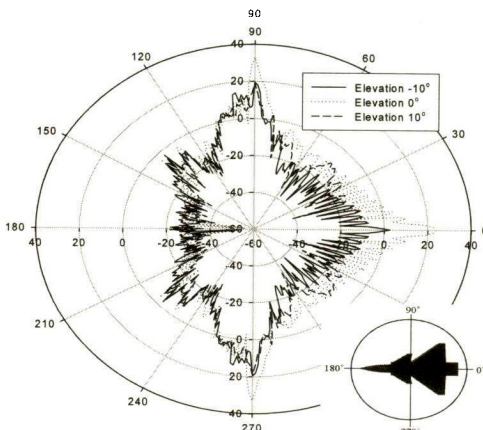


Fig. 14. RCS distribution (effect of elevation angle; 3GHz; HH-polarization)

행체가 갖는 이상적인 RCS 분포를 보임을 알 수 있다. 전면부(방위각 180° 전후)에서의 RCS 분포는 고도각에 상관없이 거의 동일한 것을 알 수 있으며, 측면과 후면에서는 고도각이 $\pm 10^\circ$ 일 때, RCS 값이 감소하는 것을 볼 수 있다. 특히 고도각이 $\pm 10^\circ$ 일 때, 측면(방위각 90° , 270°)에서 수직미익에 의한 RCS 반사가 감소되는 것을 확인할 수 있다.

III. 결 론

비행체 통합설계를 위한 CATIA 기반의 동일 격자를 사용하는 통합해석 시스템을 구축하였다. 이 과정 중 동일격자를 각 분야의 해석에 적합한 입력파일 형식으로 변환하기 위한 코드를 개발하였다. 본 시스템은 동일 격자를 이용함으로써 각각에 필요한 격자작업 시간을 줄이고, 공력하중을 구조격자에 입력할 때 특별한 보간법을 필요로 하지 않는 장점을 갖는다. 특히 모델이 복잡해질수록 격자구성 시간을 효과적으로 단축할 수 있다. 각 분야의 해석에 있어 격자는 조밀할수록 정확한 결과를 얻을 수 있으므로 용도에 따라 격자의 수를 조절할 수 있다.

형상 변경을 통한 RCS 감소를 달성하기 위해서는 예비설계 단계에서부터 공력부분을 포함한 다분야 고려가 필요하다. CATIA 기반 시스템은 형상 변경 부분에 대해서만 격자 재생성을 요구하므로 다른 방식들에 비해 형상 변경 감안이 용이한 편이다. 그러므로 RCS가 크게 예측되는 지점 또는 이중반사가 크게 일어나는 부분에 대해 형상을 수정한 후, 수정된 부분에 대해서만 격자를 재생성하여 그 특성을 쉽게 파악할 수 있다. 따라서 본 연구는 스텔스 항공기 예비설계 단계에서의 RCS 형상최적화 연구의 기반이 된다고 할 수 있다.

패널기법은 제한된 공력특성에 대해서만 해석이 가능하고, 특정부분에서 결과값의 정확도가 떨어지므로 보다 정확한 CFD 코드를 통합해석시스템에 적용하는 연구가 추가적으로 필요하다. 또한 물리광학 기법의 경우 주로 고주파수 영역에서의 결과를 얻을 수 있으므로 저주파수 영역을 포함한 전 주파수 영역에 대해 적용이 가능한 다른 기법의 개발이 필요하다. Full Maxwell 방정식에 기초한 삼차원 CEM 코드를 개발하여 저주파수 영역, 형상 틈새, 모서리 회절, 레이다 흡수재 효과 등을 다룰 수 있는 통합해석 시스템으로의 확장이 향후 중요한 연구주제가 될 것으로 예상된다.

후 기

본 연구는 학술진흥재단 중점연구소 (KRF-2005-05-J09901) 및 방위사업청과 국방과학연구소 (UD070041AD)의 지원으로 수행되었으며, 이에 감사를 드립니다.

참고문헌

- 1) 임종우, 권장혁, "다분야 통합 최적설계 기법을 이용한 날개 기본 형상설계", 한국항공우주학회지, 제 30권 제 1호, 2002, pp. 20-27.
- 2) 이동호, 안재권, "항공기 설계에서의 MDO", 기계저널, 제 40권 제 3호, 2000, pp. 43-46.
- 3) 김유신, 김지한, 전용희, 방제성, 이동호, 김용협, 박찬우, "반응면 기법을 이용한 초음속 전투기 날개의 공력-구조 다학제간 설계", 대한기계학회 춘계학술대회논문집, 2001, pp. 588-594.
- 4) 명노신, 조태환, "비행체 RCS 예측을 위한 CEM 기법 연구", 한국항공우주학회지, 제 33 권 제 4호, 2005, pp. 1-6.
- 5) 명노신, "Aircraft survivability and stealth technology", Lecture Note, 경상대학교, 2006.
- 6) A. K. Öztürk, "Implementation of physical theory of diffraction for radar cross section calculations", M. S. Thesis, Bilkent University, 2002.
- 7) 최삼욱, 부성윤, "물리 광학법을 이용한 합정구조물의 레이다 반사면적 계산", 대한조선학회논문집, 제 37권 제 4호, 2006, pp. 82-91.
- 8) 박철수, 조용진, 박동훈, 안종우, "다구치 방법을 이용한 합정 RCS 형상최적화에 관한 연구", 대한조선학회논문집, 제 46권 제 6호, 2006, pp. 693-699.
- 9) F. Weinmann, "Ray tracing with PO/PTD for RCS modeling of large complex objects", IEEE Transactions on Antennas and Propagation, Vol. 54, No. 6, 2006, pp. 1797-1806.
- 10) R. L. Carmichael and L. L. Erickson, "PANAIR-A higher order panel method for predicting subsonic or supersonic linear potential flows about arbitrary configuration", AIAA Paper 81-1255, 1981.
- 11) 권진희, "Nastran으로 배우는 전산구조해석", 경문사, 2004.
- 12) R. L. Harder and R. N. Desmarais, "Interpolation using surface splines", Journal of Aircraft, Vol. 9, No. 2, 1972, pp. 181-191.
- 13) S. F. Hoerner and H. V. Borst, "Fluid-dynamic lift", Hoerner Fluid Dynamics, 1985.
- 14) F. Stoll and D. G. Koeing, "Large-scale wind tunnel investigation of a close-coupled canard-delta-wing fighter model through high angles of attack", AIAA Paper 83-2554, 1983.