



공력-구조-RF 스텔스 통합 전산해석 시스템 연구

박경린¹, 양영록², 정성기¹, 명노신^{*3}, 조태환³

AN INTEGRATED SYSTEM FOR COMPUTATIONAL AERODYNAMIC, STRUCTURAL AND RF STEALTH ANALYSIS

G.R. Park,¹ Y.R. Yang,² S.K. Jung,¹ R.S. Myong^{*3} and T.H. Cho³

An integrated multi-disciplinary design system plays a critical role in the preliminary design of an aircraft. In this paper such system is developed for the multi-disciplinary computation and design; aerodynamics, elasticity, and radio frequency stealth. Common data base of geometry and structured grids is generated and used for aerodynamic, structural and electromagnetics analysis. The Navier-Stokes CFD, FEM, and CEM technique are used for aerodynamic, structural, and RF stealth computations, respectively.

Key Words : 다분야 통합설계(Multidisciplinary Design), 레이더 포착면적(RCS; Radar Cross Section), 전산유체역학(CFD), 전산전자기학(CEM; Computational Electromagnetics)

1. 서 론

고성능 고효율 항공기 개발에 대한 관심이 증대됨에 따라 공력 형상과 경량 구조 설계, 효율적 운항 등에 대한 연구가 국내외에서 활발히 수행되고 있다. 이와 더불어 급격한 컴퓨터 시스템의 발달로 인해 각각의 독립된 연구에서 다학제적인 연구로 통합되어, 여러 분야의 설계요소를 동시에 고려하여 시스템의 특성을 결정하는 다분야 통합설계 기법에 대한 관심이 증가하고 있다[1-3].

최근에는 적대적인 환경에서 임무를 수행할 수 있는 항공기 생존성(Aircraft Survivability)[4,5]에 대한 중요성이 증가하면서 공력-구조뿐만 아니라 스텔스 기술 또한 주요 설계요소로 부각되고 있다. 이를 위해 스텔스까지 추가된 공력-구조-스텔스 연계 해석 및 최적화를 위한 다학제 계산으로 발전하고 있다.

RF(Radar Frequency) 스텔스 기술은 대표적인 스텔스 기술 중 하나로 레이더의 탐지에 대한 회피를 위해 비행체의 외형에 변화를 주거나[7], 전자파를 흡수하는 재료(RAM; Radar Absorbing Material) 및 구조(RAS; Radar Absorbing Structure)를 적용함으로써 RCS[5,12]를 줄이는 것을 말한다. 본 연구에서는 구조변형에 따른 RCS를 예측하는 것이 목적이므로 RAM과 RAS의 영향은 배제하여 물체 표면을 완전전도체로 가정하였다.

RCS 예측기법에는 PO(Physical Optics) 기법[5,6]과 CEM(Computational Electromagnetics) 기법이 있다. PO기법은 비교적 계산시간이 빠르지만 고주파수 영역에서만 제한적으로 사용할 수 있다는 단점이 있다. CEM 기법은 전자기파 현상에 관한 기본 방정식인 Maxwell 방정식을 직접 수치적으로 해석하는 방법이다. PO 기법보다 해석시간이 길다는 단점이 있지만, 기본 물리 법칙에 기초한 방식이기 때문에 전 주파수 영역에서 해석이 가능하다. 그리고 근사 기법을 적용하기 어려운 모서리나 틈새 부근의 현상을 정확하게 계산할 수 있고, 복잡한 형상, 다양한 재질에서 계산이 가능한 장점이 있다[5]. 본 연구에서는 FVTD(Finite Volume Time Domain)에 기반을 둔 CEM 기법을 이용하였다.

Fig. 1은 본 연구의 다분야 통합 해석 시스템의 흐름도를 보여준다. CATIA CAD 기반 형상정보를 활용하여 공력, 구조,

1 정회원, 경상대학교 기계항공공학부 대학원

2 정회원, 경상대학교 항공기부품기술연구소

3 정회원, 경상대학교 기계항공공학부 및 항공기부품기술연구소

* TEL : 055) 751-6107

* Corresponding author, E-mail: myong@gnu.ac.kr

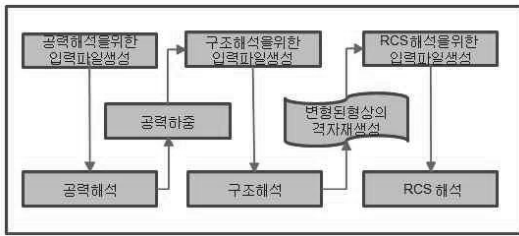


Fig. 1 Flow chart of multi-disciplinary analysis

스텔스 해석이 각각의 정렬격자를 사용하는 RCS 예측을 위한 다분야 통합해석 시스템을 구축하였다. 그리고 구축한 통합해석 시스템을 이용하여 DLR-F4 날개를 대상모델로 공력 구조변형에 따른 RCS 값을 예측하고 날개의 변위에 따른 RCS의 변화를 살펴보았다.

2. 본 론

2.1 해석기법

2.1.1 공력-구조 연계해석

유체-구조 연계 시스템은 CAD, CFD, CSD, VSI, 격자 변형 및 유체-구조 데이터 운용 프로그램으로 이루어진다. 각각의 해석 모듈들은 Fig. 1에서 반복 계산을 위한 순환 구조로 구성되며 구조 변형이 발생하지 않는 수렴된 형상에 대한공력 해석 수행으로 구조 변형에 의한 공력특성 예측과 최대 변위를 획득할 수 있다. 공력-구조 연계해석 연구는 선행 연구를 통해 이미 검증되었다[8].

2.1.2 RCS 수치해석

전기 변위 벡터 D 와 자속 밀도 벡터 B 에 관한 편미분방정식은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\frac{\partial B}{\partial t} = -\nabla \times E \tag{1}$$

$$\frac{\partial D}{\partial t} = \nabla \times H - J \tag{2}$$

여기서 E, H, J 는 각각 전기장, 자기장, 전류밀도 벡터를 나타낸다. B 와 D 는 자유공간에서의 전자기 파장 전파가 0인 자속 밀도, 전기 변위 벡터이다. D 와 B 는 유전율 $\epsilon(x)$ 와 투자율 $\mu(x)$ 을 통해 다음과 같은 E 와 H 의 상호관계를 가진다.

$$D = \epsilon(x) E \tag{3}$$

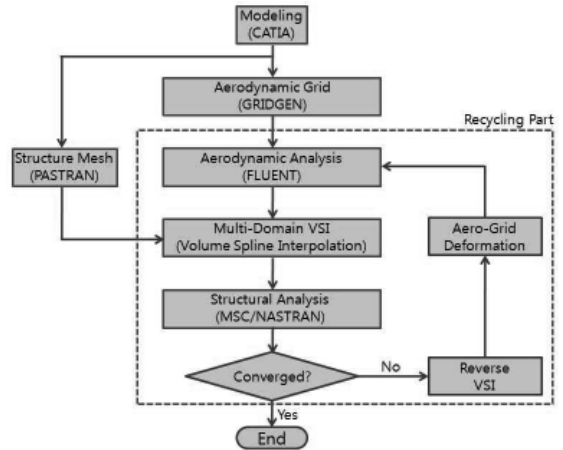


Fig. 2 FSI system

$$B = \mu(x) H \tag{4}$$

대부분의 물질에서 등방성이 만족되어 스칼라로 표현하였다. 위 식을 다시 보른 형태로 바꾸면 다음과 같다.

$$u_t + f_x + g_y + h_z = s \tag{5}$$

$$u = \begin{pmatrix} B_x \\ B_y \\ B_z \\ D_x \\ D_y \\ D_z \end{pmatrix} \quad f = \begin{pmatrix} 0 \\ -D_z/\epsilon' \\ D_y/\epsilon' \\ 0 \\ B_z/\mu' \\ -B_y/\mu' \end{pmatrix} \quad g = \begin{pmatrix} D_z/\epsilon' \\ 0 \\ -D_x/\epsilon' \\ -B_z/\mu' \\ 0 \\ B_x/\mu' \end{pmatrix}$$

$$h = \begin{pmatrix} -D_y/\epsilon' \\ D_x/\epsilon' \\ 0 \\ B_y/\mu' \\ -B_x/\mu' \\ 0 \end{pmatrix} \quad s = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ -J_{ix} \\ -J_{iy} \\ -J_{iz} \end{pmatrix}$$

2차원 경우를 고려하면 Maxwell 방정식은 TE(Transverse Electric)모드와 TM(Transverse Magnetic) 모드로 구분할 수 있다. 이 중 TM모드를 보존형태로 표현하면 다음과 같다.

$$u_t + f_x + g_y = s \tag{6}$$

$$u = \begin{pmatrix} B_x \\ B_y \\ D_z \end{pmatrix} \quad f = \begin{pmatrix} 0 \\ -D_z/\epsilon \\ -B_y/\mu \end{pmatrix}$$

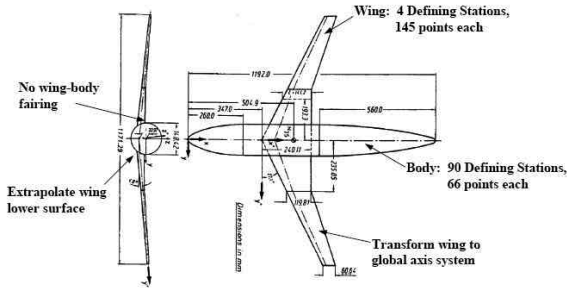


Fig. 3 DLR-F4 wing-body configuration

$$g = \begin{pmatrix} D_z/\epsilon \\ 0 \\ B_x/\mu \end{pmatrix} \quad s = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -J_z \end{pmatrix}$$

먼 거리에서 측정된 RCS 크기는 Scattering Energy와 Incident Energy의 비로 나타낼 수 있다.

$$\sigma = 4\pi R^2 \frac{|E_{scd}|^2}{|E_{incl}|^2} \quad (7)$$

여기서 R은 충분히 큰 값을 사용한다(100,000 m)[9,10].

2.2 모델링 및 격자생성

2.2.1 대상 모델

공력-구조-RF 스텔스 통합해석을 수행하기 위해 대상 모델로 DLR-F4 날개를 선정하였다. 대상 모델은 Fig. 3과 같이 민항기(Boeing 737) 혹은 수송기에 주로 사용되는 날개와 유사한 형상으로 전음속 비행을 목적으로 설계되었다.

2.2.2 공력해석

지배 방정식으로 대기권 공기 흐름을 정확히 묘사 할 수 있는 압축성 Navier-Stokes 방정식을 사용하였다. 수치기법으로 유한 체적법(FVM), 내재 시간 전진법(Implicit), 풍상차분법이 사용되었다. 점성효과를 고려하기 위해 난류 모델로는 RNG k-epsilon이 사용되었다. 유체-구조 연계 해석시 전체 계산 시간의 가장 많은 부분을 차지하는 공력해석의 소요 시간을 절감하기 위해 벽함수를 이용하여 격자의 조밀도를 다소 느슨하게 하였다.

CATIA에서 가져온 형상을 GRIDGEN V15를 사용하여 공력격자를 생성하였고, 약 64만개의 정렬 격자와 32개의 Block으로 이루어졌다. 받음각 0도와 마하수 0.75의 조건을 적용하였다. 경계조건으로는 날개 전면에는 Pressure Inlet, 후면에는 Pressure Outlet, 상하좌우면에는 Far-field로 가정하였다.

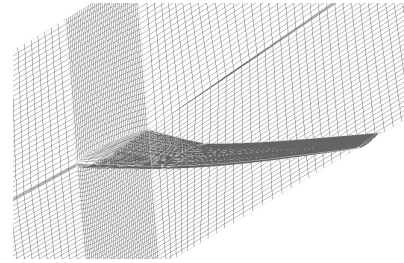


Fig. 4 RCS grids

2.2.3 구조해석

실제 항공기의 모든 구조요소를 고려한 모델링을 통해 날개의 굽힘 현상을 계산하는 것이 구조물이 갖는 모든 강성을 모사할 수 있는 방법이지만 계산시간의 증가와 결과 해석에 많은 시간이 소요되는 단점이 있다. 이러한 시간을 줄이기 위해 굽힘, 비틀림, 전단 하중이 스킨, 스파, 립 등의 3가지 구조요소들에 의해 지지되도록 하중경로를 구성하였다. 재료는 Al 2024-T3을 사용하였다.

해석은 MSC/NASTRAN을 상용하여 수행하였으며, CATIA에서 생성한 격자를 이용하여 PASTRAN 상에서 공력하중을 분포시켰다. 표면격자 생성을 위해 CBAR, CTRIA3, CQUAD4 사각형 요소를 사용하였다. 경계조건으로는 날개의 뿌리 단면에서 6자유도계를 고정시키는 변위 구속조건을 적용하였다.

2.2.4 RCS 해석

CATIA에서 가져온 형상을 GRIDGEN V15를 사용하여 RCS 격자를 생성하였다. 받음각은 0도일 때이고, 정면에서 신호를 보내 방위각별 RCS를 계산하는 Monostatic 안테나로 가정하였으며, 날개 표면의 경계조건으로는 $\epsilon \rightarrow \infty$ 인 완전전도체(Perfectly Electric Surface; PEC)로 가정하였다. 특성길이는 날개 Chord의 최대길이를 하였고, 한 파장(λ)당 약 8개의 격자가 들어가도록 하였다. 해석은 CEM Code(In-house)를 통해 이루어졌다. RCS 해석 연구 또한 선행연구를 통해 검증되었

Table 1 Analysis condition

해석 조건	세부 내용
Radar type	Monostatic
경계조건	Surface - PEC Free surface - Far-field
격자수	약 134만개
Block 개수	20개
주파수(f)	1.2GHz
Electrical Size	62.36
CFL No.	0.9

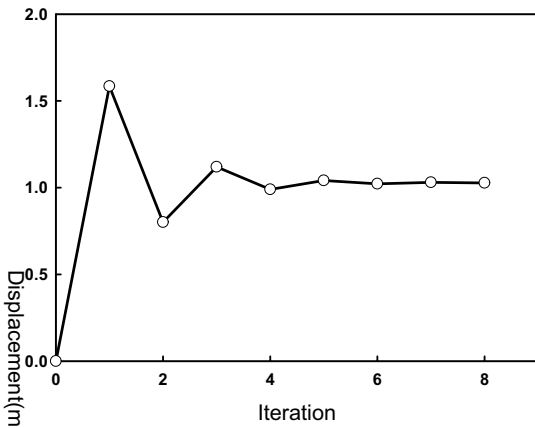


Fig. 5 Change of maximum displacement ($M=0.75$, $AoA=0$ deg, $Re=3 \times 10^6$)

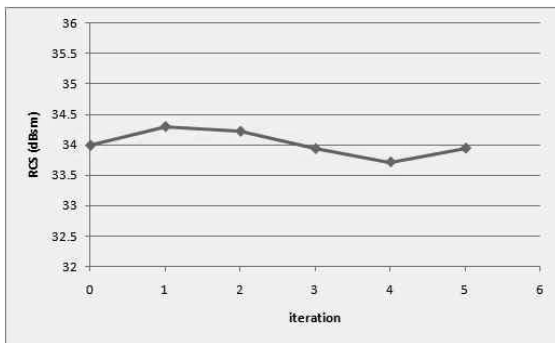


Fig. 6 Change of RCS

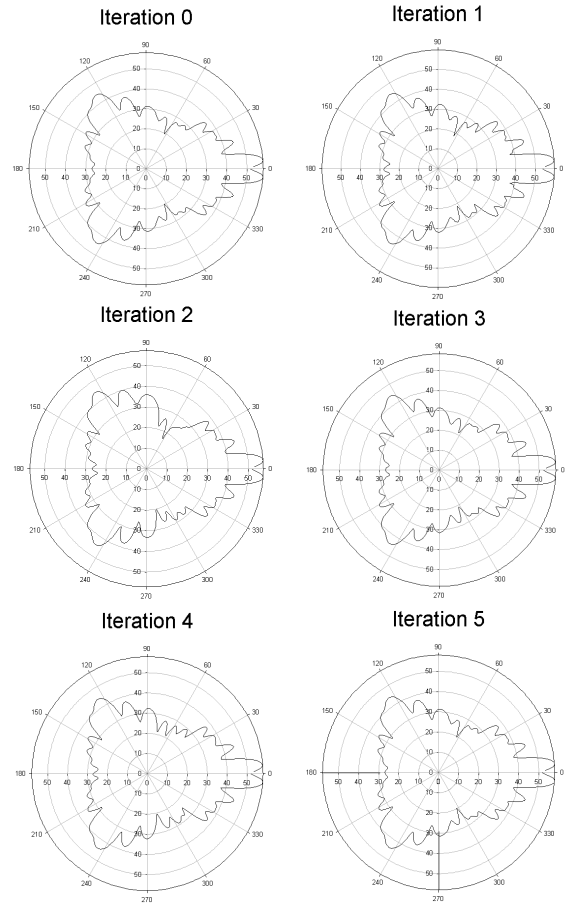


Fig. 7 RCS distribution

다[11].

2.3 결과

Fig. 5는 FSI system의 과정을 거쳐 공력하중에 의해 발생하는 구조의 최대변위 변화를 나타낸다. 주어진 공력 조건에서 구조변형의 최대변위 변화를 통해 DLR-F4 날개의 수렴 정도를 측정 한 결과 5번의 반복계산 후 정적평형상태에 도달하였다. 따라서 RCS 값도 변화가 거의 없을 것으로 판단을 하고, RCS 해석은 5번째 Iteration까지만 수행을 하였다.

Fig. 6은 구조변형에 따른 RCS의 방위각에 관한 산술 평균 값의 변화를 나타낸다. Iteration이 0일 때는 날개에 아무런 공력하중이 발생하지 않은 상태를 말한다. Fig. 7은 각 Iteration의 방위각(Azimuth Angle)에 따른 RCS 분포이다. 모델링 된 좌표에 의해 정해진 방위각은 날개의 후면이 0도이고, 전면이 180도이다. Wing Root 부분을 Symmetry로 가정하여 360도 전체의 방위각을 나타내었으며, 전과는 전면(180도)에서 들어온

다. 각 Iteration의 RCS 분포는 유사한 경향성을 보였으며, 후면에서 가장 큰 RCS를 가지는 것으로 나타났다. 방위각에 따른 RCS의 평균값은 모든 Iteration에서 약 34 dBsm 전후로 비슷한 수준으로 예측되었다.

공력하중에 의해 구조변형이 발생하는 초기 최대변위가 클 때 RCS 값도 큰 것을 확인할 수 있다. Iteration 6-8은 Fig. 5에서 확인할 수 있듯이 변형이 거의 없는 상태이므로 RCS는 Iteration 5와 비슷하다고 가정할 수 있다. Iteration이 진행됨에 따라 RCS는 일시적으로 감소하였다가 날개에 정적평형 상태에 도달하면서 날개에 공력하중이 작용하지 않는 상태에서의 RCS와 비슷한 RCS 크기가 예측된다.

Fig. 8은 공력하중이 작용하지 않는 상태의 날개와 정적평형 상태 날개의 RCS 분포를 비교한 그림이다. 방위각 60도에서는 정적평형 상태 날개의 RCS가 더 작았고, 방위각 0도에서는 공력하중이 작용하지 않는 상태의 날개의 RCS가 더 작았다. 앞에서도 언급하였듯이 RCS 평균값은 서로 비슷하였으

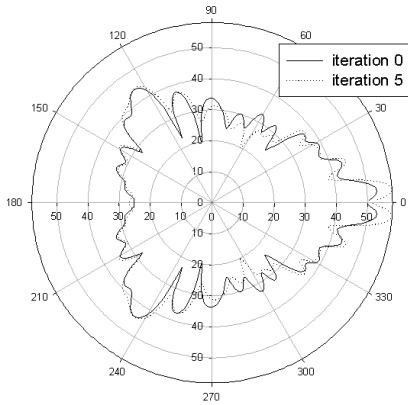


Fig. 8 RCS distribution(initial and converged wing)



Fig.9 Initial and converged wing shape ($M=0.75$, $AoA=0$ deg, $Re=3 \times 10^6$)

나, RCS 최대값은 정적평형 상태 날개가 더 큰 것을 확인하였다.

5. 결 론

FSI에서 CEM 기법을 추가하여 공력-구조-RF 스텔스 통합 시스템을 구축하였다. 날개의 공력 구조변형에 따른 RCS를 예측해 보았다. 공력 구조변형에 따른 RCS 값의 변화는 작은 편이었지만, 대체적으로 구조변형에 따른 최대변위가 클수록 RCS 값은 커지는 것을 확인하였다. 날개가 정적평형 상태에 도달하게 되면 RCS 값은 공력하중이 없는 상태에서의 RCS 값과 유사하게 예측된다.

RCS값은 Reflection, Diffraction과 같은 산란 요소들과 표면의 불연속면 등에 큰 영향을 받으므로 날개의 RCS 예측만으로는 비행체 전체의 RCS의 경향성을 유추할 수는 없다. 따라서 보다 신뢰할만한 결과를 위해서는 본 연구를 기초로 하여 보다 복잡한 형상의 전기체 모델의 통합해석 연구가 필요할 것이다.

공통격자를 이용하는 공력-구조-RF 스텔스 통합 해석 후 공력, RCS의 형상 최적화를 수행하는 통합 설계가 향후 중요한 연구주제가 될 것으로 예상된다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소가 지원하는 국방비행체 특화연구센터 사업(계약번호 UD070041AD)과 한국학술진흥재단 중점연구소(NRF 2009-0094016) 사업의 일환으로 수행되었습니다.

참고문헌

- [1] 2002, 임종우, 권장혁, “다분야 통합 최적설계 기법을 이용한 날개 기본 형상설계,” *한국항공우주학회지*, 제30권, 제1호, pp.20-27.
- [2] 2000, 이동호, 안재권, “항공기 설계에서의 MDO,” *기계저널*, 제40권, 제3호, pp.43-46.
- [3] 2001, 김유신, 김지한, 전용희, 방제성, 이동호, 김용협, 박찬우, “반응면 기법을 이용한 초음속 전투기 날개의 공력-구조 다학제간 설계,” *대한기계학회 춘계학술대회논문집*, pp.588-594.
- [4] 2005, 명노신, 조태환, “비행체 RCS 예측을 위한 CEM 기법 연구,” *한국항공우주학회지*, 제33권, 제4호, pp.1-6.
- [5] 2006, 명노신, "Aircraft Survivability and Stealth Technology," 경상대학교, *Lecture Note*.
- [6] 2006, 최삼욱, 부성운, “물리 광학법을 이용한 함정구조물의 레이더 반사면적 계산,” *대한조선학회논문집*, 제37권 제4호, pp.82-91.
- [7] 2006, 박철수, 조용진, 박동훈, 안종우, “다구치 방법을 이용한 함정 RCS 형상최적화에 관한 연구,” *대한조선학회 논문집*, 제46권, 제6호, pp.693-699.
- [8] 2008, 정성기, 두용안호양, 이영민, 이진희, 명노신, 조태환, “항공기 공력특성 예측을 위한 Navier-Stokes 방정식 기반의 정적 유체-구조 연계 해석 시스템,” *한국항공우주 공학회지*, 제36권, 제6호, pp.532-540.
- [9] 2000, Chatterjee, A. and Koruthu, S.P., "Characteristic based FDTD scheme for predicting electromagnetic scattering by aerospace configuration," *Journal of Aero. Soc. of India*, Vol.52, No.3, pp.195-205.
- [10] 1989, Balanis, C.A., "Advanced Engineering Electromagnetics," John Wiley & Sons, Inc.
- [11] 2007, 박민주, 이동호, 명노신, 조태환, “비행체 공력-구조-RF 스텔스 통합해석 시스템에 관한 연구,” *한국항공우주 공학회지*, 제36권, 제1호, pp.86-91.
- [12] 2005, Jenn, D.C., "Radar and Laser Cross Section Engineering," *AIAA Education Series*.