

技術論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.7.716

가로세로비가 큰 항공기 날개의 다분야 통합 최적설계를 위한 자동화 공력-구조 연계 시스템 개발

조대식*, 유재훈*, 조창열**, 박찬우***

Development of an Automated Aero-Structure Interaction System for Multidisciplinary Design Optimization for the Large AR Aircraft Wing

Dae-Sik Jo*, Jae-Hoon Yoo*, Chang-Yeol Joh** and Chan-Woo Park***

ABSTRACT

In this research, design optimization of an aircraft wing has been performed using the fully automated Multidisciplinary Design Optimization (MDO) framework, which integrates aerodynamic and structural analysis considering nonlinear structural behavior. A computational fluid dynamics (CFD) mesh is generated automatically from parametric modeling using CATIA and Gambit, followed by an automatic flow analysis using FLUENT. A computational structure mechanics (CSM) mesh is generated automatically by the parametric method of the CATIA and visual basic script of NASTRAN-FX. The structure is analyzed by ABAQUS. Interaction between CFD and CSM is performed by a fully automated system. The Response Surface Method (RSM) is applied for optimization, helping to achieve the global optimum. The optimization design result demonstrates successful application of the fully automated MDO framework.

초 록

본 연구에서는 공기역학과 비선형 구조해석을 통합한 다분야 최적설계 최적화(MDO)프레임워크를 사용하여 항공기 날개의 설계를 수행하였다. MDO 문제 중 해결해야 할 가장 큰 문제인 자동화를 해결하여 전 과정이 자동화되게 하였다. 공력해석은 FLUENT를 사용하였으며 이를 위한 격자는 CATIA의 파라미터 모델과 Gambit을 사용하여 자동으로 생성되도록 하였다. 전산구조해석을 위한 격자는 CATIA의 파라미터 모델과 NASTRAN-FX의 비주얼 베이직 스크립트를 사용하여 자동으로 생성되도록 하였다. 구조해석은 비선형성을 고려하여 ABAQUS를 사용하였다. 최적화 방법은 전역해를 구하기 유리한 반응표면법을 사용하였다. 목적함수는 날개 무게의 최소화이고 제약 조건은 양항비, 날개의 변위 그리고 구조응력량으로 정하였다. 그리고 설계변수는 가로세로비, 테이퍼비, 후퇴각 그리고 상하스킨의 두께로 정의하였다. 최적화 설계결과는 본 자동화 MDO프레임워크가 성공적으로 구성되었음을 보여주었다.

Key Words : MDO(다분야 설계최적화), RSM(반응표면법), DOE(실험계획법), CFD(전산 유체역학), FEA(유한요소해석), MMFD(수정유용방향법)

† 2010년 3월 16일 접수 ~ 2010년 6월 11일 심사완료

* 정회원, 경상대학교 기계항공공학부 대학원

** 정회원, 울산대학교 항공우주공학과

*** 정회원, 경상대학교 기계항공공학부 ReCapt

교신저자, E-mail : parkcw@gnu.ac.kr

경남 진주시 가좌동 900번지

1. 서 론

전통적인 항공기 설계에서는 각 분야에서의 성능극대화라는 측면에 설계 노력이 집중되어 있

었다고 한다면, 현대에는 여러 분야 간의 절충을 통하여 전체 시스템에서 최적 결과의 도출을 목적으로 한다고 할 수 있다. 전통적인 항공기 설계의 예를 들면, 공기역학 팀이 항공기 외형을 설계하면 구조역학 전문가들은 공기역학 팀이 설계한 형상 내부에 구조물을 배치하는 방식이다. 그러나 현재의 항공기 설계에는 공기역학, 구조역학, 추진 등과 같은 분야 간의 통합이 필요하다. 이 분야들은 서로 독립된 것이 아니라 서로 상호 작용하고 있다. 다분야 설계최적화(MDO)는 이와 같은 분야 간의 통합을 위한 방법론이다. 대표적인 다분야 설계최적화 연구는 참고문헌 [1,2]과 같다.

자동화는 MDO의 필수적인 요소 중의 하나로 많은 연구자들이 모델의 변화에 따른 자동 격자 변형 알고리즘을 개발해 왔다[3-6]. T. Klimmek, F. Kießling, H. Hönlingerl[7]는 날개상자 형상설계에 대한 연구에서 릿 웹(rib web), 스파 웹(spar web) 및 외피(skin)의 두께를 파라메트릭화 시켜서 구조격자의 변화없이 날개 형상 최적화를 수행하였다. G. Shi, X. Yang, S. Chen[8]은 날개 형상에 대한 공력해석을 수행 후 날개 주위의 압력을 구조 하중으로 변환하였다. 구조해석은 변환된 하중을 적용하여 날개상자(wing-box)의 중량을 최소화하는 최적설계를 수행하였다. 구조해석은 PATRAN에서 제공하는 내부 언어인 PCL을 사용하여 형상변화에 따른 구조격자, 재료 물성치, 경계조건 등을 자동으로 생성하여 수행하

였다. 윤성환 등[9]은 공력 및 구조분야를 결합하여 다양한 목적함수에 따른 천음속 날개의 기본 형상의 설계에 대해 연구하였다. 이때 공력 및 구조해석은 와류격자법, 경험식, 대수식 등을 사용하여 격자의 변화가 필요치 않도록 하였다.

본 연구에서는 기존의 연구 내용[10,11]을 기반으로 하여 반복적인 설계와 해석을 수행할 수 있는 자동화 모듈 개발과 이를 통합한 다분야 설계 최적화 시스템을 개발하고 적용하였다. 전체 최적화 과정을 완전히 자동화하기 위해서는 주요 해석 모듈인 공력 및 구조 해석을 자동화하여야 하는 데 이를 위하여 전산유체해석 모델, 유한요소 구조해석 모델 및 해석용 입력 파일의 자동 생성, 해석 결과의 자동 추출 및 최적화 알고리즘과의 자동 연결을 위하여 스크립트(script) 언어를 사용하였다.

II. MDO 프레임웍(Framework)

Fig. 1에서 MDO 프레임웍의 모듈 구성과 데이터 흐름을 볼 수 있다.

MDO프레임웍은 반응표면법(RSM, Response Surface Method)을 적용하여 2개의 자동화 그룹으로 나누어 구성하였다. 실험점의 반응값을 얻기 위한 통합 자동화 해석그룹과 반응표면으로부터 최적해를 찾는 최적화 그룹이다. 통합 자동화 해석 그룹은 파라메트릭 모델링 기법을 적용하여

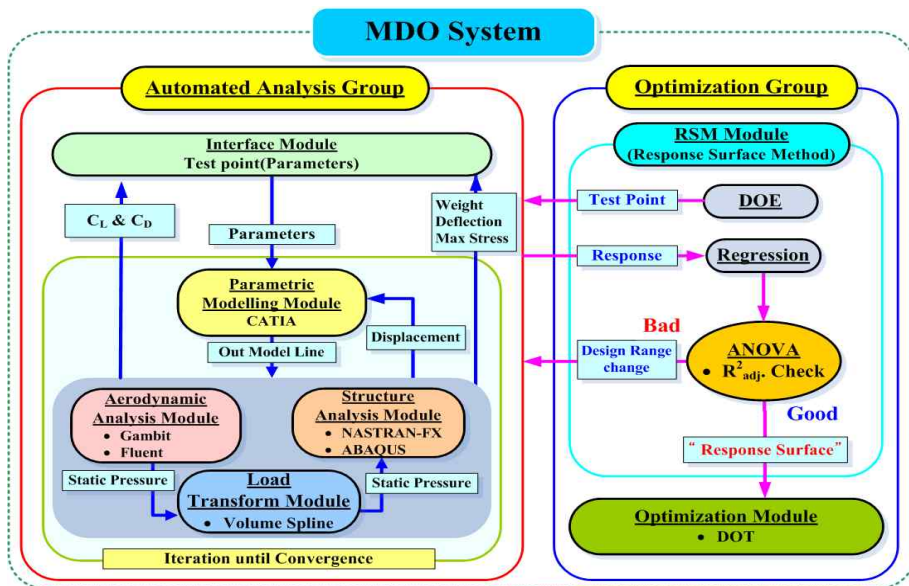


Fig. 1. Framework of MDO system

설계변수에 따라 해석을 위한 외부형상 모델을 자동 생성시켰으며, 자동화된 모듈을 주어진 실험점에 대하여 순차적으로 통합 제어할 수 있도록 Fortran, Visual Basic을 사용하여 인터페이스 모듈을 구성하였다. 최적화 그룹은 실험점에 대하여 해석되어진 결과를 반응표면법을 통하여 반응값의 회귀와 적합성을 검토하여 최적해를 구하는 모듈로 구성된다.

2.1 파라메트릭 모델링 기법

외부 형상을 정의하는 CAD에서 파라메트릭 모델링 기법은 형상 구성요소를 기하학적 관계의 파라미터로 표현하여 정의하는 방법이다. 파라미터로 표현된 형상은 하나의 요소를 수정하면 관련된 기하학적 요소들의 크기나 위치가 변하게 된다. 이러한 기법은 CAD에서 뿐만 아니라 유한요소 모델에 대해서도 적용 가능하다.

해석을 위한 3차원 날개의 외부 형상설계는 CATIA V5 R17을 사용하여 생성하였다. CATIA는 항공분야에서 시작되어 산업 전반으로 활용되고 있으며 생성된 형상은 다른 해석 프로그램과 호환이 용이하다. CATIA의 지식(Knowledge)기능 중의 하나인 파라메트릭 모델링 기능을 내부 스크립트 언어인 Visual Basic을 활용하여 구성하였다. 이 모델링 기법을 이용하면 설계변수가 변경될 때 자동으로 CATIA에서 형상을 변경할 수 있다. Fig. 2는 각각의 설계변수가 적용되면서 CATIA로 생성된 3차원 날개 형상이다.

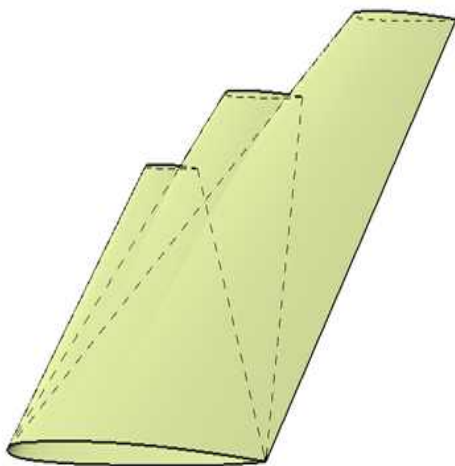


Fig. 2. Wing-shape change by parametric modeling

2.2 해석 모듈

2.2.1 공력해석 모듈

공력해석 모듈은 공력해석 격자생성, 유동장 해석의 과정으로 수행된다. 날개형상의 설계변수에 따라 CATIA V5 R17에서 파라메트릭 모델링으로 생성된 외부형상을 Gambit에서 받아서 상향식(bottom-up)방식으로 유동장해석을 위한 격자를 생성한다. 유동장 해석은 CFD 상용 패키지인 Fluent를 사용하여 Navier-Stokes 모델을 해석하였다. 공력해석 모듈의 구성과 프로세스는 Fig. 3과 같이 나타낼 수 있다. 프로세스의 자동화를 위해서 형상변형에 대한 격자의 유연한 변화가 필수적이다. Gambit은 일반적인 하향식(top-down)과 상향식(bottom-up)의 격자 생성 방식을 동시에 지원하고 있다. 본 연구에서 사용한 상향식(bottom-up)은 노드와 커넥터 순서의 조합으로 국부격자를 먼저 생성하며, 도메인과 블록

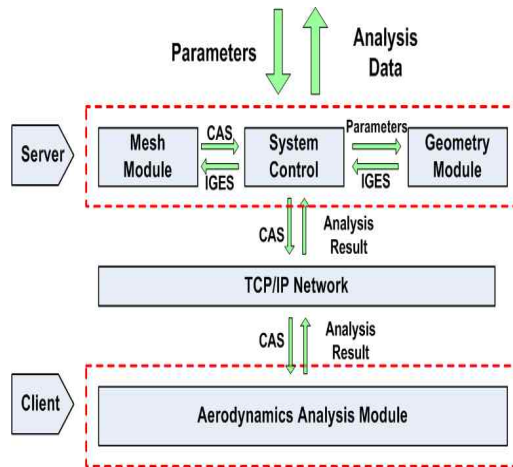


Fig. 3. Sequence of aerodynamic analysis

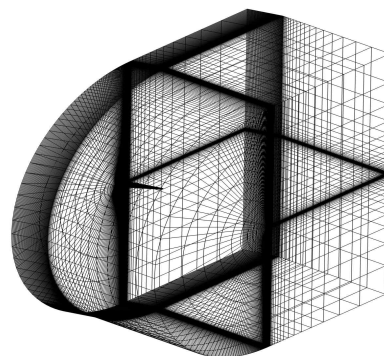


Fig. 4. overall CFD grid(Gambit)

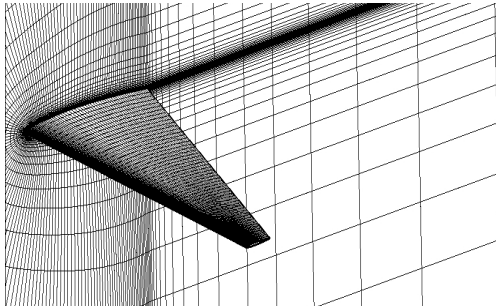


Fig. 5. Wing surface CFD Grid-AR 6

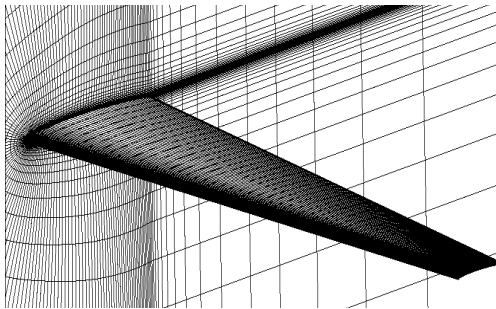


Fig. 6. Wing surface CFD Grid-AR 8

이 뒤이어 구성되어 전체 격자가 완성된다. 그러므로 국부적인 형상변화에 따른 전체적인 격자의 변화가 용이하게 이루어지며 형상 설계 변수에 따른 변화에 유연한 대응이 가능하고, 신뢰성이 높다. Fig. 4는 Gambit의 스크립트 언어로 유동장 해석을 위한 격자를 자동 생성한 모습이다. Fig. 5와 6은 설계 변수 변경에 따른 공력해석 날개 격자의 변화를 보여준다.

2.2.2 구조해석 모듈

Fig. 7은 구조해석모듈의 프로세스를 나타낸 것이다. 이 모듈은 CATIA에서 생성된 외부형상 정보를 받아 3차원 항공기 날개의 유한요소모델의 생성과 비선형해석을 수행하여 변위와 응력을 도출한다. 유한요소모델은 NASTRAN-FX[12]의 비주얼 베이직 자동화 스크립트를 사용하여 격자와 구조물인 스파, 립, 스트링거 등을 생성한다. 파라메트릭 기법에 의한 외부 형상 변화에 맞추어 내부 구조형상도 공력해석 결과인 압력을 하중변환 기법인 Volume Spline 기법을 사용하여 구조하중으로 변환 후 유한요소모델에 적용시켜 하중조건으로 설정한다. 구조해석은 ABAQUS를 사용하여 비선형해석을 수행한다. 해석 결과로 나온 구조물의 무게와 변위를 최적화 그룹으로 다시 전달하여 최적화 문제를 구성하게 된다.

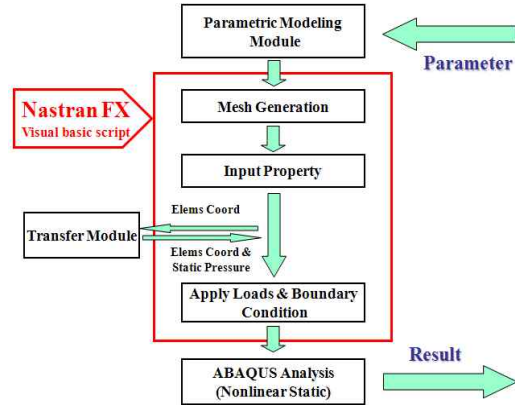


Fig. 7. Structure of structure analysis module

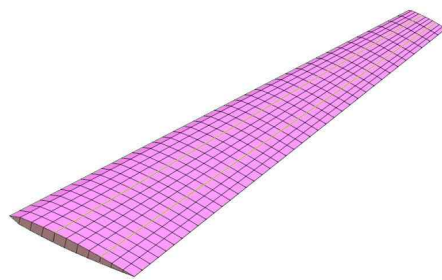


Fig. 8. Skin of wing

Fig. 8은 날개 형상을 유한 요소 모델링 한 것이다. 스파는 전단하중과 비틀림 하중을 받고, 립은 외부 장착물 등으로 인한 집중하중을 전달하는 역할을 한다. 3차원 날개 모델의 내부구성은 2개의 스파로 가정하고, 외부장착물의 부착이 가능하도록 립을 구성하였다. 스파와 립의 웹(web) 그리고 스킨(skin) 등의 2차원 구조물은 셸 요소(shell element)로, 스파와 립의 플랜지(flange) 등은 1차원 봉요소로, 스트링거(stringer)는 1차원 빔요소로 이상화하였다. 특히 웹(web) 및 스킨

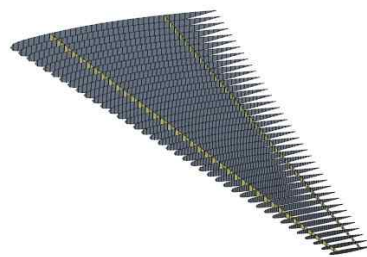


Fig. 9. Wing Spar-Rib mesh - AR 6

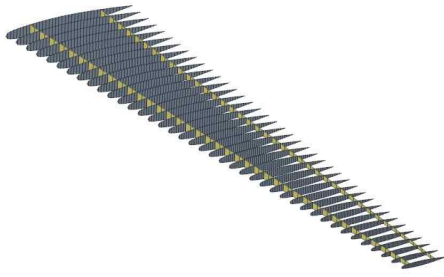


Fig. 10. Wing Spar-Rib mesh - AR 8

(skin)에 쉘 요소의 사용으로 구조물의 굽힘 강성을 고려하여 실제 상황에 가까운 방법으로 구성하였다. Fig. 9와 10은 설계변수에 따른 구조해석 날개 격자의 변화를 보여준다.

재료 물성치는 Table 1과 같이 상부스킨에는 높은 강도를 가지며 기계가공성과 표면가공성이 좋은 Al 2024-T3를 사용하였고, 하부스킨, 스파, 립, 스트링거에는 매우 높은 강도를 가지며 높은 응력이 발생하는 구조물에 주로 사용되는 Al 7075-T6을 사용하였다.

경계조건으로는 Fig. 11과 같이 날개뿌리(root) 부분의 6자유도를 모두 구속하였다.

Table 1. Material Properties(Elasticity)

구분	Al 2024-T3	Al 7075-T6
Elastic modulus (N/mm^2)	73,100	71,700
Poisson Ratio	0.33	0.33
Shear Modulus (N/mm^2)	28,000	26,900
Density(kg/mm^3)	2.78E-6	2.81E-6

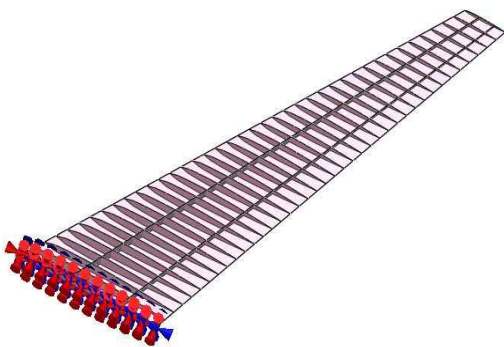


Fig. 11. Boundary conditions for Spar-Rib model

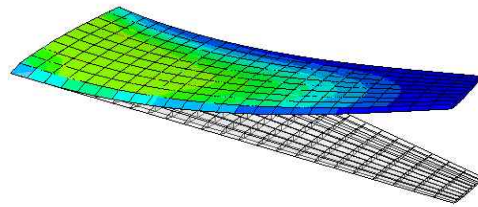


Fig. 12. ABAQUS non-linear analysis result

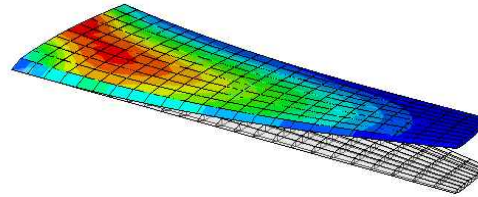


Fig. 13. ABAQUS linear analysis result

Table 2. Comparison of result between linear and non-linear

구분	변위 [mm]	Max. Stress (AL2024-T3)	Max. Stress (AL7075-T6)	오차
선형	6690	444.4 MPa	419.2 MPa	16.9%
비선형	7820	387.1 MPa	518.4 MPa	

하중 조건은 공력해석의 정압을 하중변환모듈을 사용하여 구조격자로 보간하여 사용하였다.

구조해석은 NASTRAN-FX에서 전처리된 유한요소모델을 ABAQUS로 정적 비선형해석을 수행하였다. 해석결과는 변위와 응력을 구하며 Fig. 12, 13은 날개의 루트부분에 하중이 집중됨을 볼 수 있고, 립 간의 스킨에 하중이 주변에 비해서 집중되는 모습을 확인할 수 있다. 날개의 길이가 긴 항공기의 날개의 경우 하중의 결과로 생기는 변위가 크게 나타나 기하학적 비선형성을 가지게 된다. 본 논문에서는 기하학적 비선형성과 재료 비선형성을 모두 고려하였다. Table 2에서 선형과 비선형 해석의 오차를 확인 할 수 있다.

2.2.3 하중전달모듈

3차원 항공기 날개의 형상 최적화 문제는 공력과 구조를 동시에 고려해야 하는 문제이다. 그러나 공력의 CFD(Computation Fluid Dynamics)와 구조의 FEM(Finite Element Method)은 각자

계산의 효율성과 용이성을 위하여 서로 다른 좌표계를 가진다. 일반적으로 격자모양과 격자수의 차이로 공력해석 결과를 구조격자에 직접 적용할 수 없다. 이 문제를 Volume Spline Method를 적용하여 하중 변환모듈로 구성하였다.

Volume Spline Method는 Surface Spline Method를 한 차원 확장하여 3차원 형상을 직접 보간할 수 있으며 2차원 보간의 사용으로 인해 생기는 오차나 추가 계산이 없어 구성이 간단하다. Fig. 14에서와 같이 하중 전달모듈은 구조를 구성하고 있는 요소 정보와 공력해석 격자점의 압력계수를 받아들이 구조물 격자에 대한 하중으로 변환시켜 그 하중을 다시 구조물에 전달하는 방식이다. 이 때 압력형식을 구조의 하중으로 적용하기 위해 Fig. 15와 같이 구조 격자 셀 요소의 중심점에 보간 하였다. 하중적용은 비주얼 베이직 스크립트 내에서 자동으로 구조격자에 적용 되도록 하였다.

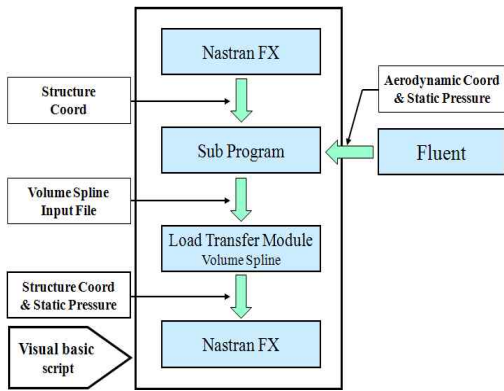


Fig. 14. Structure of load transfer module

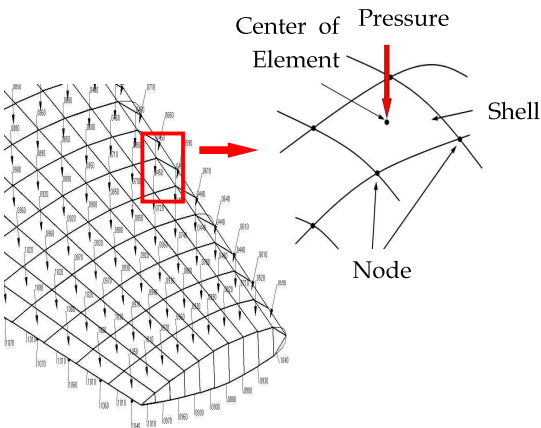


Fig. 15. Pressure Load Transfer

Table 3. Verification for Load transfer

구 분	Aerodynamic Analysis	Transferred Load	error
Total force[N] on Upper Skin	-86,324	-87,077	0.87%
Total force[N] on Lower Skin	101,592	101,830	0.23%

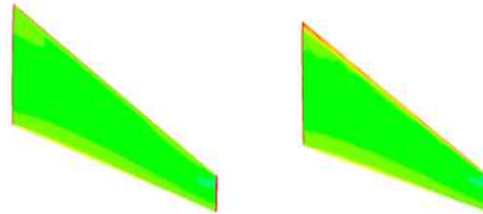


Fig. 16. Pressure contour of lower skin(Left: Fluent results[Pa], Right: Load transfer results[MPa])

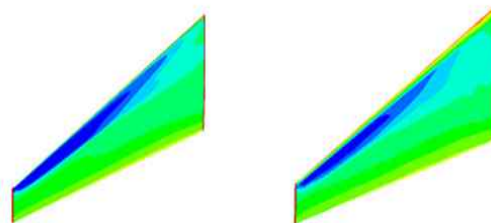


Fig. 17. Pressure contour of upper skin(Left: Fluent results[Pa], Right: Load transfer results[MPa])

Volume Spline Method의 신뢰도 검증을 위해 Table 3에서 날개에 작용하는 압력(static pressure)을 힘으로 계산한 것과 Fig. 16, 17과 같이 압력과 하중분포를 비교하였다. 날개 구조물에 작용하는 주요 외력인 양력의 오차가 0.9% 미만이고 분포 결과를 보면 압력변화가 많은 앞전에서 오차를 가지나 날개에서 전반적인 압력과 하중의 분포는 일치함을 알 수 있다.

2.3 통제 프로그램

2.3.1 모듈제어 및 데이터 입출력 관리

MDO 프레임워크는 다양한 해석코드 및 최적화 코드, CAD/CAE, GUI등의 자원들로 구성된다. 이러한 설계 자원들은 서로 다른 환경에서 구성되고 개발되었다. 이를 통합하고 효율적으로 사용하기 위한 기술이 필요하다. 각 자원 간의 유기적인 실행과 입출력 데이터의 관리 및 저장

하기 위한 통계 프로그램을 구성하였다. 이 프로그램을 통해서 각 단위의 모듈을 유기적으로 처리하고 데이터를 관리하며 연산되는 환경을 안정적으로 처리되게 하였다.

2.3.2 공력-구조 연계 시스템

민항기의 주익과 같이 가로세로비가 큰 날개의 경우, 공력하중과 구조변형이 매우 밀접하게 상호작용한다. Fig. 18과 같이 날개의 구조변형은 날개 표면의 공력분포를 변화시키고 변화된 공력분포는 역으로 날개의 구조변형에 영향을 미친다. 따라서 이러한 공력-구조 상호간의 연계 시스템이 엄밀하고 효율적으로 설계에 반영되어야 한다.

본 연구에서는 날개 형상의 변위를 수렴시키기 위해 반복계산(Iteration)하여 수렴 조건에 가까워지게 하였다. 수렴조건은 날개 팁(tip)의 변위차이가 3cm 이하가 되게끔 정하였고 각 날개 형상에 따라 반복계산의 양이 달라 해석시간이 반복계산 이전보다 3배에서 10배까지 증가하게 되었다. Table 4는 각 날개 형상에 따른 반복계산 양을 나타낸다. 각 날개 중 가로세로비, 테이퍼비와 후퇴각이 큰 형상이 반복계산 양이 많았다.

초기 날개 모델의 공력과 구조해석 후 변형된 날개에 대한 공력유동을 계산하기 위해서는 각각의 변형된 날개의 형상에 맞게 격자를 생성해야 한다. 이 격자를 재생성하는 방법은 초기격자를 변형하여 사용하는 격자 움직임(mesh moment) 방법과 초기격자와 무관하게 전체격자를 다시 생성(mesh regeneration)하는 방법이 있다. 민항기 주익의 경우 날개의 변형이 크게 일어나 격자 움직임(mesh moment)방법에는 한계가 있어 격자를 재생성(mesh regeneration)방법을 Gambit의 스크립트언어를 사용하여 빠르게 재생성 되도록 하였다.

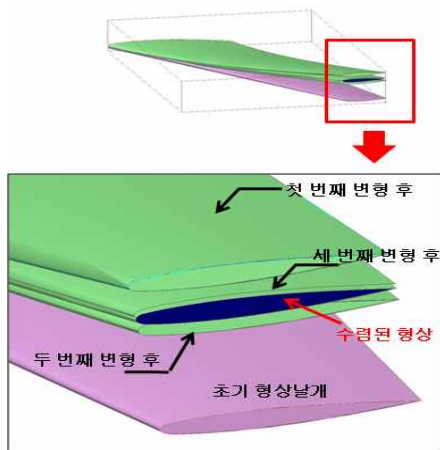


Fig. 18. Aero-structure interaction

Table 4. Number of Iteration

No.	Iteration	No.	Iteration	No.	Iteration	No.	Iteration
1	35	12	2	23	5	34	5
2	3	13	4	24	4	35	3
3	4	14	3	25	5	36	9
4	4	15	8	26	3	37	3
5	4	16	4	27	3	38	44
6	9	17	38	28	3	39	4
7	5	18	9	29	6	40	7
8	5	19	3	30	3	41	3
9	3	20	4	31	3	42	3
10	2	21	4	32	2	43	3
11	3	22	28	33	4		

2.4 반응표면기법(RSM)

반응표면 기법은 실험설계이론에서 유래된 통계학적 방법으로 이미 획득된 데이터로부터 경험적인 모형을 구성하여 실제 실험을 거치지 않은 영역의 반응을 예측하는 일종의 다차원 면을 구성하는 방법이다. 반응표면의 모델링을 위한 수리 통계적 기법으로 실험계획법(DOE, Design of Experiments)과 회귀분석(Regression analysis), 분산분석(ANOVA, Analysis of Variance) 등의 기법을 적용하였다.

반응표면법의 수행과정은 Fig. 19와 같으며, 일반적인 반응표면의 구성 순서는 다음과 같다.

Step 1: 반응표면 모델을 선정한다.

반응표면 모델은 실험자의 편의와 직관적 이해가 쉬운 다항식 형태의 함수를 적용한다. 특별한 목적이 아닌 경우 보편적으로 식(1)과 같은 2차 다항식 반응표면 모델을 선정하여 사용한다.

$$\hat{y} = \beta_0 + \sum_{i=1}^k \beta_i x_i + \sum_{i=1}^k \beta_{ii} x_i^2 + \sum_{i < j} \beta_{ij} x_i x_j \quad (i < j) \quad (1)$$

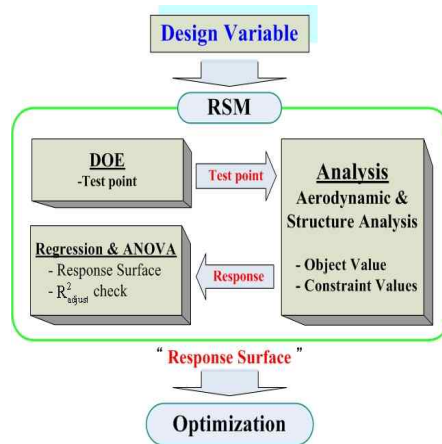


Fig. 19. Process of RSM optimization

여기서, \hat{y} 는 예측된 반응표면의 반응 값이고 x_i 는 설계변수이며 β_i 는 아직 구해지지 않은 다항식의 계수이고 k 는 설계변수의 개수이다.

Step 2: 실험계획법(Design of Experiment)을 적용하여 실험점을 선정한다.

최소 실험점의 요구를 충족하기 위하여 정의된 설계 변수에 대한 설계 영역상의 임의의 점을 선정한다. 본 연구에선 중심합성설계(CCD, Central Composite Experimental Design)[13]를 사용하였다. CCD는 반응표면 모델의 계수 결정에 필요한 실험점의 개수를 줄이기 위해 2수준 완전요인설계(2^k full factorial design)의 점들과 각 설계 영역의 중심점 등을 혼합하여 적용한다. 이는 2^k 와 3^k 방법의 중간적인 형태로서 선정되는 실험점의 개수는 식(2)과 같이 표현된다.

$$p_{ccd} = 2^k + 2k + 1 \quad (2)$$

Step 3: 실험점에 대한 해석을 통해 반응 값을 구한다.

Step 4: 최소자승법(Least square method)을 이용하여 반응표면 모델의 미정계수를 결정한다.

Step 5: 반응표면 모델에 대한 신뢰도 검사를 수행한다.

구성된 모델의 신뢰도 평가는 수정결정계수(R_{adj}^2)를 통하여 알 수 있다. 수정결정계수는 0과 1사이의 값을 가지며, 그 값이 클수록 정확한 모델이라 할 수 있다. 이러한 일련의 과정을 거쳐 구성된 반응표면의 수정결정계수의 값이 일반적으로 0.9 이상의 값을 가지면, 반응표면 모델이 설계 변수에 대한 목적함수의 반응 값을 비교적 정확히 예측할 수 있다고 볼 수 있다.

III. 3차원 날개 형상의 최적설계

3.1 최적화 문제

항공기 날개의 외부 형상은 민항기의 제원조사[14]를 바탕으로 범위를 정하였으며 최적화를 수행하기 위한 기준이 되는 모델은 보잉사의 767-200으로 스팬길이는 47.57m, 루트 코드길이는 8.57m, 가로세로비 8, 테이퍼비 0.3, 후퇴각 30°이며, 내부 구조물의 스파(spar)는 코드기준으로 25%와 70%에 각각 하나씩 두 개로 구성하였으며, 림(rib)은 균등하게 40개를 배치하였다. 날개박스에 스트링거(stringer)를 상부와 하부에 각각 21개씩 총 42개를 배치하였다. Fig. 20은 구조물과 스파와 림의 배치를 나타낸 것이다. 익형은 Fig. 21과 같이 ONERA M6를 사용하였다.

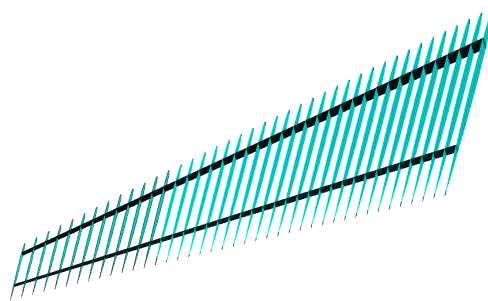


Fig. 20. Structure of wing

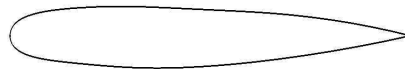


Fig. 21. Airfoil shape -ONERA M6

3차원 항공기 날개의 형상 최적화를 위해 목적함수(objective function), 설계변수(design variables), 제약조건(constraints)을 아래와 같이 정의 하였다.

- 목적함수 : 3차원 항공기의 날개 무게를 목적함수로 선정하였다. 항공기 날개를 구성하는 2개의 스파와 40개의 림, 42개의 스트링거, 그리고 상하외피의 무게 합이 목적함수이다.

Minimize $Obj(X)$: Structure Weight

- 설계변수 및 설계범위 : 날개 형상은 민항기를 기준으로 하였으며 형상설계의 주요 요소인 가로세로비, 테이퍼비, 후퇴각, 상하 외피의 두께로 정의하였다.

- $X(1)$: $6.0 \leq Aspect\ Ratio \leq 8.0$
- $X(2)$: $0.2 \leq Taper\ Ratio \leq 0.35$
- $X(3)$: $20^\circ \leq 1/4\ Sweepback\ angle \leq 35^\circ$
- $X(4)$: $1.0cm \leq Upper_Skin\ Thickness \leq 1.5cm$
- $X(5)$: $1.0cm \leq Lower_Skin\ Thickness \leq 1.5cm$

- 제약조건 : 제약조건은 구조적 강성 특성과 공력특성을 선정하였다. 날개의 양항비와 날개의 표면 주위의 압력을 하중으로 한 날개 끝단의 변위, 구조물에 사용된 두 가지 물성치의 파괴점을 제약조건으로 선정하였다.

- $G1(X)$: $-C_L/C_D + 20 \leq 0$
- $G2(X)$: 날개변위 ($\delta_{wing-tip}$) - 4000mm ≤ 0
- $G3(X)$: Al2024 T3 Max Stress - 388MPa ≤ 0
- $G4(X)$: Al7075 T6 Max Stress - 588MPa ≤ 0

3.2 최적화 결과

반응표면의 생성을 위한 반응모델은 2차 다항식의 형태를 적용하였다. 실험점 개수는 설계변수 5개에 대하여 중심합성설계(CCD)로 43개의 실험점을 생성하였다. 그리고 그 중 39개의 실험점을 통하여 반응면을 구성하였다.

반응표면은 목적함수(Obj), 제약조건(G1, G2, G3, G4)으로 각각 생성하였으며, 각각의 수정결정계수(R_{adj}^2)는 Table 5와 같다.

생성된 반응표면을 이용하여 최적화는 상용 프로그램인 DOT의 수정유용방향법(MMFD, Modified Method of Feasible Directions)을 사용하였다. Table 6, 7에서 최적화 과정을 수행한 결과를 확인할 수 있다.

수정유용방향법은 전역최적해가 아니라 국부 최적해를 찾는 것으로 Table 6과 같이 초기값의 변경을 통해 실제 전역적 최적해인지를 확인하였다. 각 초기값에 대한 결과가 Table 7과 Fig. 22에서와 같이 거의 동일한 결과를 확인할 수 있다. 하지만 이 결과는 최적화 모델의 근사 모델로 도출된 것으로 회귀함수의 오차를 확인할 필요가 있다.

Table 8은 반응표면에서 도출된 최적점의 결과와 실제 최적해 모델을 해석한 결과를 비교한 것이다.

Table 5. R_{adj}^2 value of regressions

적합도	Obj.	G1	G2	G3	G4
R^2_{adj}	0.9999	0.9661	0.9932	0.9936	0.9899

Table 6. Optimization initial value

	Obj.	X(1)	X(2)	X(3)	X(4)	X(5)
Case 1	1440.93	6.0	0.2	20	1.0	1.0
Case 2	1941.99	7.0	0.275	27.5	1.25	1.25
Case 3	2614.38	8.0	0.35	35	1.5	1.5

Table 7. Optimization results

	Obj.	X(1)	X(2)	X(3)	X(4)	X(5)
Case 1	1496.73	6.314	0.2	33.22	1.0	1.0
Case 2	1496.90	6.314	0.2	33.42	1.0	1.0
Case 3	1496.64	6.314	0.2	33.14	1.0	1.0

Table. 8 Optimization result verification

구분	Weight [kg]	δ wing-tip [mm]	CL /CD	Max.Stress (Al2024-T3) [MPa]	Max.Stress (Al7075-T6) [MPa]
최적화 결과	1496.64	675.15	20.00	180.42	176.82
최적점 해석결과	1493.22	669.05	19.92	179.37	177.98

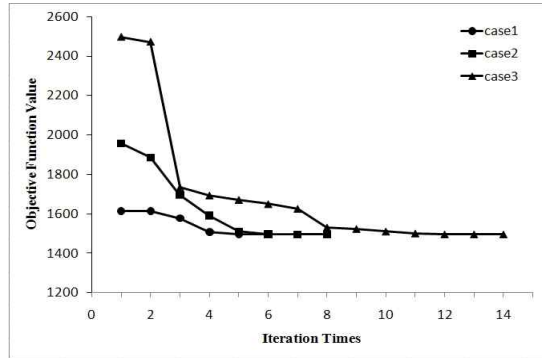


Fig. 22. Convergence histories

적합도(R_{adj}^2)에서 확인한 것과 같이 회귀함수는 실제모델과 거의 동일하며, 그 오차는 1%미만으로 그 최적해의 정확도를 확인할 수 있다. Fig. 23은 최적해 모델형상을 나타낸 것이다. 최적점은 날개 무게를 최소화 하기 위해서 외피 두께가 최소화 되었으며, 날개 스파의 길이가 최소화 되면서 양향비 구속조건을 만족시키는 최적점을 찾은 것으로 판단할 수 있다.

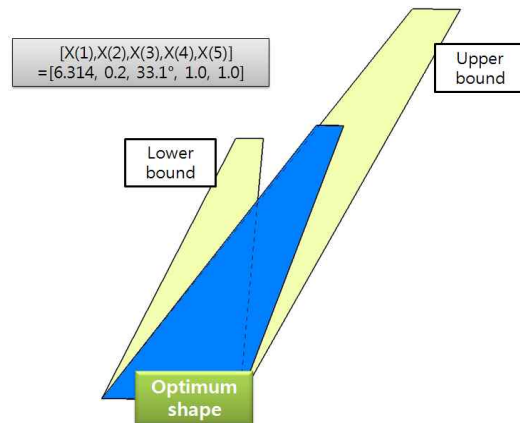


Fig. 23. Optimum wing shape

IV. 결 론

항공기 날개의 형상 최적설계를 위하여 공력과 구조를 통합한 다분야 최적설계의 기반 시스템을 구축하였다.

- 파라메트릭 모델링 기법을 이용하여 공력과 구조해석 모듈을 개발하였다. 공력해석 모듈은 CATIA의 매크로 및 Visual Basic, Gambit과 Fluent의 스크립트를 이용하여 해석모델의 생성과 공력 유동장해석을 자동화 하였고, 구조해석 모듈은 NASTRAN- FX의 전처리기를 이용하여 해석 모델을 생성하였으며 ABAQUS로 재료 비선형과 구조물의 기하학적 비선형 해석을 수행하였다.

- 구조해석 모듈의 변경과 통제 프로그램의 수정을 통해 모듈화에 대한 수정, 변경의 용이함을 확인하였고, 확장성에 대한 가능성을 확인하였다.

- 3차원 보간법인 Volume Spline Method를 이용한 하중전달 모듈을 개발 및 적용하였다. 공력 해석을 위한 격자와 구조 해석을 위한 격자의 차이를 보간하여 공력해석 결과를 구조해석 격자에 사용하기 위해 하중전달 모듈을 개발하였다. 보간 결과를 비교하여 주하중인 양력의 경우 1% 미만의 오차가 생김을 확인하였고 MDO 자동화 시스템에 이 모듈을 적용하였다.

- 다분야 최적화의 해석결과를 사용하고 구배정보를 요구하지 않는 반응표면기법을 사용하여 연산량을 감소시키고, 반응표면의 적절한 구성을 위하여 중심합성설계를 도입하여 적은 양의 수치 실험을 가지고 효율적으로 최적화를 수행할 수 있게 시스템을 구성하였다.

- 개발된 MDO프레임워크는 항공기 날개의 가로세로비, 후퇴각, 테이퍼 비, 외피의 두께를 설계 변수로 이용하여 날개 무게를 최소화하는 다분야 최적화를 수행하였다. 이 시스템은 항공기 중량 감소라는 실제적인 설계 문제에 접근한 연구이고 지속적이고 개선된 시스템 구축이 필요하다.

MDO 프레임워크는 반응표면법뿐 아니라 다른 최적화 기법에 적용 가능하도록 모듈화 되어있어 최적화에 대한 연구 및 새로운 기법 개발에 활용 가능하다. 파라메트릭 모델링 및 전 과정에서 모듈의 자동화와 하중변환기법을 적용하는 기술을 축적하였고, 여러 연구를 통하여 실제적인 운영에 더 접근 할 것이다.

향후 본 연구를 기초한 연구를 통해 넓은 범위에 적용하여 유연성과 실용성을 가질 수 있을 것이다.

후 기

본 연구는 2단계 BK21 사업과 항공우주 비행체 친환경기술 융합 공동연구센터(Degree and Research Center for Aerospace Green Technology) 지원에 의해 수행되었음.

참고문헌

- 1) 최동수, 전상욱, 김병곤, 박수현, 조맹효, 이동호, 이경태, 전승문, "전산유체/전산구조 연계 방법을 사용한 항공기 날개의 정적 공탄성 해석", 한국항공우주학회지, 제35권 4호, 2007. 04 pp. 287-294
- 2) S. Jun, K-H Park, H-M Kang, D-H Lee, M. Cho, "Reduced order model of three-dimensional Euler equations using proper orthogonal decomposition basis", Journal of Mechanical Science and Technology 24(2), 2010, pp. 601-608
- 3) J.T. Batina, "Unsteady euler algorithm with unstructured dynamic mesh for complex-aircraft aeroelastic analysis", Technical Report AIAA-89-1189, 1989.
- 4) C. Farhat, C. Degand, B. Koobus, M. Lesoinne, "Torsional springs for two-dimensional dynamic unstructured fluid meshes", Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering 163 pp. 231 - 245, 1998. A.H. van Zuijlen et al. / Journal of Computational Physics 224, pp. 414 - 430, 2007.
- 5) C. Degand, C. Farhat, "A three-dimensional torsional spring analogy method for unstructured dynamic meshes", Computers and Structures, 80, pp. 305 - 316, 2002.
- 6) D. Lynch, K. O'Neill, "Elastic grid deformation for moving boundary problems in two space dimensions", in: S.Wang (Ed.), Finite Elements in Water Resources, 1980.
- 7) Hoenlinger, H., Krammer, J., and Stettner, M., "MDO Technology Needs in Aeroservoelastic Structural Design", presented at the 7th AIAA/ USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, St. Louis, MO, Sep 98, AIAA-98-4731, 1998.
- 8) G. Shi, G. Renaud, X. Yang, F. Zhang, S.

Chen, "Integrated Wing Design with Three Disciplines", 9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization 4-6 September 2002, Atlanta, Georgia, AIAA-2002-5405, 2002.

9) 윤성환, 안재권, 이동호, "날개 기본형상의 다분야간 최적화 설계에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제27권 제6호, 1999, pp. 128-138.

10) 조창열, 이상경, "3차원 날개 공력설계를 위한 네트워크 분산 설계최적화", 한국항공우주학회지, 제32권 제10호, 2004. 12, pp. 12-19.

11) 김영상, 이나리, 조창열, 박찬우, "파라미터

모델링을 이용한 항공기 날개의 다분야 설계최적화", 한국항공우주학회지, 제35권 제3호, 2008, pp. 229-237.

12) NASTRAN- FX Analysis Manual, MIDAS Information Technology Co, Ltd., 2007.

13) Raymond H. Myers, Douglas C. Montgomery, "Response Surface Methodology", Wiley series in probability and statistics, 1995, pp. 297~318.

14) Mark D. Sensmeier, Jamshid A. Samareh, "A Study of Vehicle Structural Layouts in Post-WWII Aircraft", NASA AIAA-2004-1624, 2004.