

반응면 기법을 이용한 초음속 전투기 날개의 공력-구조 다학제간 설계

김유신* · 김지한* · 전용희* · 방제성* · 이동호* · 김용협* · 박찬우**

Aero-Structure MDO Design of Supersonic Fighter Wing Using Response Surface Methodology

Yushin Kim, Jihan Kim, Yonghee Jeon, Jesung Bang, Dong-Ho Lee, Yonghyup Kim and
Chanwoo Park

Key Words: MDO (Multi-Disciplinary Optimization), RSM (Response Surface Methodology), Single Point Design, Multi Point Design, Aeroelastic Analysis

Abstract

본 연구를 통해 초음속 전투기 날개의 공력-구조를 동시에 고려한 다학제간 설계를 수행하였다. 공력해석을 위해 사용된 3 차원 Euler Code 는 수렴 속도를 개선하기 위해 Multigrid 를 적용하였으며, 3 차의 transfinite interpolation 을 사용하여 O-H type 의 공력해석 격자계를 생성하였다. 구조 분야는 절점당 54 개의 자유도를 가지는 9 절점 쉘 혼합 유한요소(9-node shell mixed finite element)를 사용하여 해석을 수행하였다. 설계변수는 공력쪽으로 날개의 평면형상에 관련된 변수 3 개, 구조쪽은 날개 윗면과 아래면의 표피두께에 관련된 4 개의 설계변수 사용하였으며, D-optimality 조건을 만족시키는 실험점들에 대해 공력해석과 구조해석이 연동된 정적 공탄성 해석을 수행한 후, 반응면 기법을 이용하여 목적함수와 제약조건에 대한 반응면을 구성하였다. 단일 점 설계를 수행한 후 이를 바탕으로 3 개의 설계점을 동시에 고려한 다점 설계를 수행하였으며, 공력만을 고려한 설계 결과와 공력-구조를 동시에 고려한 다학제간 설계결과의 비교를 통해 다학제간 설계의 타당성과 우수성을 입증하였다.

1. 서론

1.1 연구배경 및 필요성

현대의 항공기는 Wright 형제의 최초 비행 이후 비약적인 발전을 거듭하여 다양한 분야에 걸쳐 광범위하게 사용되고 있다. 항공기의 수요와 활용 범위가 증가 할수록 항공기의 요구 성능도 비약적으로 향상되어 점차로 첨단화, 다양화 되어가고 있다. 특히, 초음속 전투기의 기술적 수준은 놀라운 속도로 발전하고 있으며, 기술적으로 과거에 고려하지 못했던 새로운 성능이 추가되고 있는 추

세이다.

초음속 전투기의 설계 시, 고속의 비행 영역에 따른 여러 공기역학적 문제와 이를 극복하기 위한 최적의 형상 설계에 대한 고려가 충분히 이루어져야 하며, 이를 통한 형상과 그에 따른 공력 특성은 개발된 항공기의 성능을 일차적으로 대표한다. 또한, 고속 영역에서의 비행이나 급격한 고 기동으로 발생하는 복잡한 공기역학적 힘들로 인해 기체 구조의 변형과 파괴라는 심각한 문제가 유발되고 기체 주위의 유동장에 영향을 주어 설계자가 의도한 기체 성능 발휘를 어렵게 만드는 요인으로 작용한다. 따라서, 기체의 공력 형상과 더불어 기체 구조의 최적 설계도 반드시 고려해야 한다.

이러한 다 분야간의 밀접한 연관 관계는 비단

* 서울대학교 기계항공공학부

** 경상대학교 수송기계공학부

공력과 구조 분야에만 머무르는 것이 아니라 항공기 전반의 추진 분야와 제어/항법 분야가 모두 상호관련을 갖고 있으며, 다양한 분야 전반에 걸친 요구 성능을 충족하는 항공기의 설계를 위해서 반드시 다분야간의 최적 설계가 이루어져야 하며, 이를 구현하기 위한 학문적 연구와 실질적인 적용 기법에 대한 체계적인 접근이 필요하다.

1.2 연구목표

본 연구는 초음속 영역을 비행하는 전투기를 대상으로 하여, 전체 성능에 가장 중요한 요소로 작용하는 날개의 다분야간 최적설계 기법의 확립과 적용에 대한 연구를 목표로 한다.

이를 수행하기 위해 날개 주변의 삼차원 유동장의 해석을 수행할 공력 해석 코드와 공력 하중에 의한 날개 구조의 변형을 모사할 구조 해석 코드를 작성하여, 다양한 비행조건 하에서 발생하는 공력에 의한 날개의 변형과 이로 인한 유동장의 변화를 해석하는 공력-구조 분야가 결합된 정적 공탄성 해석을 수행한다. 작성된 공탄성 해석 코드를 바탕으로 공력-구조 분야를 고려하는 초음속 날개의 다분야간 설계 최적화 프로그램을 개발하고 실질적인 초음속 날개 설계에 적용한다.

2. 해석 기법

2.1 공력해석

본 연구에서 다루는 설계 문제는 기본적으로 다점설계이므로 초음속 영역해석에서 초음속 영역해석까지 강건성을 지닌 해석코드가 필요하다. 이를 위해서 3 차원 Euler 해석 코드를 개발하여 설계에 사용하였다. 공간차분법으로는 유한 체적법과 풍상차분법을 이용한 Roe의 플러스 분할 기법을 사용하였으며 고차의 공간 차분화를 위해서 유동 변수 외삽 방법인 MUSCL(Monotone Upstream-centered Scheme for Conservation Laws) 기법을 사용했으며, 고차의 공간 정확도를 가지고 불필요한 진동을 억제하여 단조성을 살리는 기법으로 Van Albada와 Minmod 제한자를 도입하였다. 시간적 분법으로는 내재적 시간적분법인 AF-ADI 기법을 사용하였다. 그리고 코드의 수렴가속화를 위해 Implicit Residual Smoothing과 Multi Grid 기법을 적용하였다. 본 연구에서 사용된 공력해석격자계는 Figure 1에서 보이듯이 O-H type으로 형성하였으며 앞전 플랩의 존재를 확인할 수 있다.

2.2 구조해석

2.2.1 9절점 쉘 혼합 유한요소(9-node shell

mixed finite element)

9절점 쉘 혼합 유한요소는 각 절점당 3개의 병진 변위와 2개의 회전 변위를 자유도로 정의하며 요소 당 9개의 절점, 45개의 자유도를 가진다.

9절점 쉘 혼합 유한 요소는 Hellinger-Reissner 변분 이론에 기초한 평형 방정식(equilibrium equation)과 적합 방정식(compatibility equation)으로 구성되는데, 변위로부터 계산되는 변형도와 독립적으로 가정된 변형도를 각각 별개의 미지수로 하여 다음과 같은 식으로 구성된다.

▶ 평형 방정식

$$\int \delta \bar{E}^T C E dV - \delta W = 0 \quad (1)$$

▶ 적합 방정식

$$\int \delta E^T C (\bar{E} - E) dV = 0 \quad (2)$$

여기서 \bar{E} 와 $\delta \bar{E}$ 는 변위에 기초한 변형도와 그 변분, E 와 δE 는 독립적으로 가정된 변형도와 그 변분을 의미한다. C 는 탄성계수 행렬을 뜻하며 δW 는 외력에 의해 수행된 일의 변분을 의미한다. V 는 적분 체적, δ 은 변수의 변분을 의미한다.

가정된 변형도장(assumed strain field)은 잠금 현상(locking effect)을 제거하고 불필요한 허구모드(spurious mode)를 억제하여 요소의 성능을 향상시킬 수 있도록 신중히 선택된다.

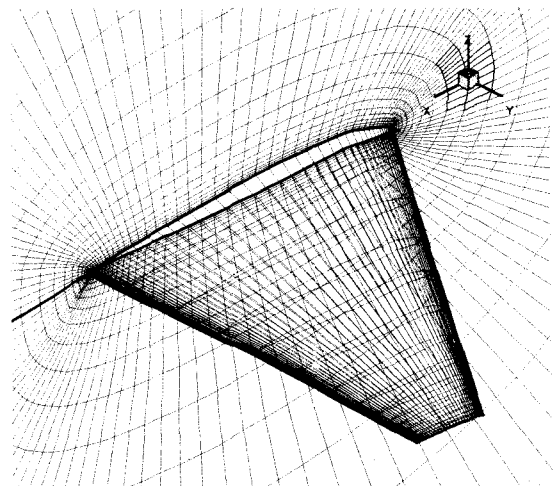


Figure 1. 3-D Wing Grid (O-H type)

2.2.2 Drilling degrees of freedom

9절점 쉘 혼합 유한요소는 기본적으로 각 절점당 3개의 병진 변위와 2개의 회전 변위를 자유도

로 정의하며 요소 당 45 개의 자유도를 가진다. 그러나 wing box 와 같이 이웃 요소와의 연결이 부드러운 곡선이 아닌 구조물의 경우 2 개의 회전 변위만으로는 회전 변위의 표현이 불가능하다. 따라서 유한요소 면에 수직인 축 주위의 회전을 표현하는 “drilling degrees of freedom”을 추가하여 식 (3) 과 같이 절점 당 3 개의 회전자유도를 가지도록 하였다.

$$K^e q^e = \begin{bmatrix} K_0 & 0 \\ 45 \times 45 & 45 \times 9 \\ 0 & K_d \\ 9 \times 45 & 9 \times 9 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u_i \\ v_i \\ w_i \\ \theta_{xi} \\ \theta_{yi} \\ \theta_{zi} \end{Bmatrix} \quad (3)$$

여기서 K_0 는 기본적인 9 절점 쉘 혼합 유한요소의 요소 강성 행렬이고, K_d 는 추가되는 회전 자유도에 의한 강성 행렬이다.

2.2.3 모델링 기법

공력/구조 상호 연결을 위해서는 공력 격자의 정보를 이용하여 날개 전체의 surface 정보를 구성하고 이를 바탕으로 유한 요소 격자를 구성하는 자동격자생성 알고리즘이 필요하다. 따라서 본 연구에서는 Non-uniform Bi-cubic Spline Composite Surface 방법을 이용하여 스킨 surface 를 구성하고 구성된 surface 로부터 구조 격자의 절점을 구성하였다.

앞전플랩과 뒷전플랩은 구조모델링에서 제외되며, 날개 전체를 스킨, 스파 그리고 리브로 구성된 wingbox 단위 구조물들의 합으로 구성하였다.(Figure 2)

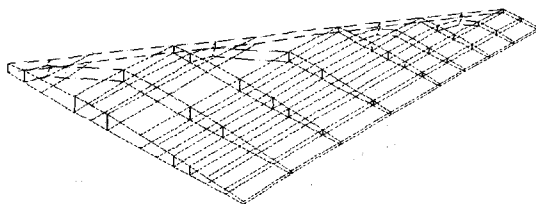


Figure 2. Finite Element Model of Wing

2.2.4 공력/구조 상호 연결 기법

2.2.4.1 공력전달

일반적으로 공력격자와 구조격자의 관계가 매우 복잡하므로 양력을 전달하는데 많은 어려움이 있게 된다. 따라서 VMT(V:shear force, M:moment,

T:torque)라는 방법을 도입하여 양력의 분포를 구조격자에 전달하는 방법에 적용하였다. VMT 는 하나의 airfoil section 상의 shear force 와 moment, 그리고 torque 를 만족하도록 공력 분포를 구조 절점에 전달하는 방법이다.

위의 개념을 이용하여 날개를 span 방향으로 section 을 나누어 전투기 날개에 적용하였다.

2.2.4.2 구조 변위의 전달

날개 단면의 형상은 공력 해석에서 상당히 민감하게 작용한다. 날개의 변형은 span 방향의 굽힘과 단면의 비틀림이 주 변형이므로 단면 형상이 변하지 않는다는 가정을 도입하여, 먼저 구조 모델의 변위를 구하고, 각 단면에서 형상은 유지한 채로 단면의 이동과 회전각을 전달하는 방법을 사용하였다.

단면의 이동은 뒷전의 변위로 정의하고 회전각은 모든 단면 상의 점에 대해 평균을 구하였다. 공력 모델과 구조 모델의 단면이 다른 위치에 있으므로 구조 모델의 단면에 대해 구한 이동량과 회전각을 공력 모델의 단면에 대해 구하기 위해 2 차 spline 을 이용하였다. 단면의 이동량과 회전각을 원래의 공력 모델에 적용하여 날개의 변형을 구하였다.

2.2.5 구조적 극한하중에 의한 최소치수의 결정

구조 설계의 관점에 있어서는 구조적 극한 하중 상태에서도 견딜 수 있는 구조 부재의 사이징이 필수적이다. 그러므로 공력/구조 통합 설계를 수행하기에 앞서 구조적 극한 하중에 대한 각 부재의 최소 치수를 미리 결정할 필요가 있다.

최소 치수를 결정하는 방법은 날개 부위에 따라 크게 두 가지가 있다. 첫째, 인장 하중을 받는 날개 아래 부분 스킨을 비롯하여 스파와 리브는 DaDT(Durability and Damage Tolerance) Allowable 을 고려하여 각 요소의 Maximum Principal Stress 가 DaDT allowable 값보다 작아지도록 사이징을 수행한다. 둘째, 압축 하중을 받는 날개 위 부분 스킨은 해당 Panel 별로 동등한 사각형으로 이상화하여 좌굴 하중을 구하고 좌굴이 일어나지 않도록 사이징을 수행해야 한다. 본 연구에서 전투기 날개의 구조 설계 변수는 각 부재의 두께로 한정하였다.

본 방법으로 구한 최소치수는 공력/구조 통합 설계에서 제약 조건으로 사용된다.

2.3 공력-구조 해석코드를 연동한 공탄성 해석

공력해석코드와 구조해석 코드를 연동하는 대표적인 방법은 수렴된 공력으로 부터 하중에 대한 대

이터를 구조해석으로 넘겨 변형을 계산하고, 이렇게 변형된 격자에 대해 다시 유동해석을 통해 하중분포를 재계산하여 이를 반복함으로써, 공력-구조 연동된 날개의 수렴 형상을 구하는 방법이다. 그러나 이는 4-7 번의 반복적인 공력/구조 해석을 필요로 함으로써 과도한 계산시간이 요구된다.

따라서 공탄성 해석을 좀더 효율적으로 수행하기 위해 구조해석 코드를 공력해석 코드와 결합시켜서 수렴된 형상을 구하였다. 이는 공력을 수렴시켜 나가는 중간에 일정한 간격으로 구조해석코드를 실행시키는 방법으로 즉, 완전히 수렴되지 않은 공력분포를 가지고 변형을 계산하고 이 변형된 격자를 이용하여 다시 공력을 수렴시켜 나가는 방법이다. 이 방법을 이용하면 공력/구조의 두 분야가 동시에 수렴되게 된다. 이 방법을 통해 구한 날개 끝단 들림을 기존의 방법과 비교하여 보았을 때 거의 차이가 없어 이를 통해 이 방법의 타당성을 검증하였으며, 따라서 이후의 모든 공탄성 해석은 공력코드와 구조코드를 결합하여 수렴시켜 나가는 방법을 이용하여 수행하였다.

3. 설계기법

3.1 최적화기법

최적화 기법으로는 반응면기법(RSM, Response Surface Methodology)을 이용하였다. 반응면기법은 일련의 수치실험을 통하여 얻은 결과를 토대로, 설계변수를 독립변수로 하는 모델식을 만든 후에, 이를 최적화 하는 기법으로서, 제한된 수의 수치 실험으로 설계공간(design space)에서 목적함수의 특성을 효율적으로 모사할 수 있도록 통계학적인 이론을 도입한다. 이를 위해서는 수치실험을 수행하는 설계공간상의 지점을 선택하는 실험설계이론(DOE, Design of Experiment Theory)과 모델식의 타당성을 검증하는 회귀분석(regression analysis)과 분산분석(analysis of variance)이 필요하다. 이 기법은 전역 최적화 기법인 유전적 알고리즘이나 직접 최적화(direct optimization)에 비해 상대적으로 계산시간이 적게 소요될 뿐 아니라, 다른 학제간의 최적화 문제(MDO)에의 적용이 용이하여 다양한 방법으로 응용되고 있다.

3.2 설계변수

공력설계변수로 평면형상을 나타내는 앞전 제척 각, 가로세로비, 기하학적 트위스트를 설정하였다. 날개의 기저 익형은 고정시키고 날개의 평면 면적도 일정한 값으로 고정시켰다.

구조설계변수는 날개 윗면과 아래면의 표피두께를 결정할 수 있도록 각각 2 개씩 총 4 개의 설계변수를 추가하였다. 날개의 뿌리쪽과 끝단쪽에 설계변수 값 만큼 표피 두께를 더해주고 그 사이는 선형적으로 보강하였다. 각 설계변수의 범위는 다음과 같고, T-50 날개의 평면형상을 가져갔으로 설정하였다.

Table 1. Ranges of Design Variable

	Minimum	Baseline	Maximum
Sweep Angle(°)	25	30	35
Aspect Ratio	2.5	3.5	4.5
Twist Angle(°)	0	-3	-5
Upper Surface Root Skin Thickness(in)	0	0.1	0.2
Upper Surface Tip Skin Thickness(in)	0	0.1	0.2
Lower Surface Root Skin Thickness(in)	0	0.1	0.2
Lower Surface Tip Skin Thickness(in)	0	0.1	0.2

3.3 설계점 및 설계목적

전투기가 단시간 내에 목표지점까지 Dash 할 수 있도록 최대 속도를 향상시키기 위해서는 압력항력의 최소화가 요구되며, 전투기가 천음속으로 순항할 시 항속 거리를 늘이기 위해서는 양항비를 최대화 하여야 하며, 전투기간의 Dog Flight 시 선회율 등 천음속 기동성능을 향상시키기 위해서는 고받음각에서 양항비를 최대화하는 설계가 요구된다. 위의 세가지 설계요구사항을 만족시키는 설계점과 설계 목적을 다음 Table 2 에 정리하였다. 이 Table 에서 정의된 플랩각은 날개 앞전의 플랩각으로 양일 경우 코드의 15%위치에서 앞전을 위로 꺾어주는 경우이고 음인 경우는 아래로 꺾어주는 것을 나타낸다.

Table 2. Design Points and Design Objectives of Multi Point Design

	Maximum Speed (dp1)	Cruise Speed (dp2)	High Angle of Attack Flight (dp3)
Mach	1.5	0.87	0.9
α	2°	2°	10°
Flap Angle	2°	2°	-10°
Aerodynamic Design Objective	Minimize Pressure Drag	Maximize L/D	Maximize L/D
Structural Design Objective		Minimize Weight	

3.4 목적함수 및 제약조건

단일점 설계 시 목적함수는 Table 2 에 나와있는 데로 최적화를 수행하였으며 다점설계의 경우 다음과 같은 형태로 목적함수를 정의하여 이를 최소화하였다.

$$F_o = W1 * C_{D(dp1)} + W2 * D/L_{(dp2)} + W3 * D/L_{(dp3)} + W4 * Weight_{(dp1)} + W5 * Weight_{(dp2)} + W6 * Weight_{(dp3)}$$

위 목적함수에서 dp1, dp2, dp3 은 각각 최대속도, 순항속도, 고받음각비행 설계점에서의 값을 나타내고 W1 에서 W6 는 각 항에 곱해지는 가중치를 나타낸다. 공력만을 고려한 설계를 수행할 경우에는 각 하중항들 앞에 곱해지는 가중치를 0 으로 놓고 목적함수를 최소화한다. 그리고 공력-구조가 연동된 다학제간 최적화를 최대속도의 설계점에서 수행할 경우에는 W1 과 W4 를 제외한 나머지 가중치들을 다 0 으로 놓고 목적함수를 최소화 한다.

제약조건은 공력의 경우 각 설계점에서 양력이 기저날개의 양력보다 크게 나오도록, 항력이 기저날개의 항력보다 작게 나오도록 그리고 앞전 들림 모멘트가 더 적게 발생하도록 부가하였다. 구조분야를 고려한 다학제간 설계의 경우 날개끝단 들림이 기저날개의 들림보다 더 적게 나오도록 하는 구조제약조건을 추가하였다.

4. 최적화 결과

4.1 공력최적화 결과

공력만을 고려한 경우 설계변수가 3 개(앞전 제침각, 가로세로비, 트위스트)이므로 약 20 회 정도의 적은 실험점 계산을 통해 매우 정확한 반응면을 구성할 수 있었다. 거의 모든 공력계수에 대한 반응면의 Adjusted R²는 0.98 이상으로 매우 정확히 반응면이 구성되었음을 확인할 수 있었다. Table 3 에 최적화 결과를 정리하였다.

Table 3. Design Results of Aerodynamic Optimization

		C _L	C _D	C _M	L/D
Maximum Speed (dp1)	Baseline Wing	0.0772	0.0185	0.0328	3.5547
	Single Point Design	0.0774	0.0166	0.0326	4.6539
	Multi Point Design	0.0775	0.0169	0.0327	4.5840
Cruise Speed (dp2)	Baseline Wing	0.2629	0.0072	0.1195	36.4979
	Single Point Design	0.2640	0.0060	0.1079	43.9708
	Multi Point Design	0.2766	0.0068	0.1153	40.6794
High AOA (dp3)	Baseline Wing	1.0475	0.1673	0.4626	6.2622
	Single Point Design	1.0403	0.1515	0.4210	6.8670
	Multi Point Design	1.0677	0.1630	0.4336	6.5516

Table 3 에서 단일점설계는 그 점에서의 공력계

수만을 가지고 최적화를 수행한 결과이고 다점설계는 모든 설계점에서의 공력계수를 가지고 모든 점에서의 제약조건을 만족시키며 위에서 정의한 목적함수를 최소화한 결과이다. 모든 설계결과가 제약 조건을 잘 만족하고 있고 최대속도의 경우 항력 감소가, 순항속도와 고받음각 비행의 경우 양항비 증가가 기저날개의 결과에 비해 적게는 4%에서 많게는 17%까지 일어난다. 다점설계의 경우 공력성능 향상이 단일점 설계에 비해 떨어지는 이유는 세 설계점에서의 모든 제약조건을 만족해야 하기 때문에 설계변수의 변화폭이 그 만큼 제약적이기 때문이다. 그러나 단일점 설계를 통해 얻어진 날개를 다른 설계점에서 해석해보면 다점설계에 비해 성능이 떨어지고 심지어 제약조건마저도 만족하지 못하는 결과를 보인다.

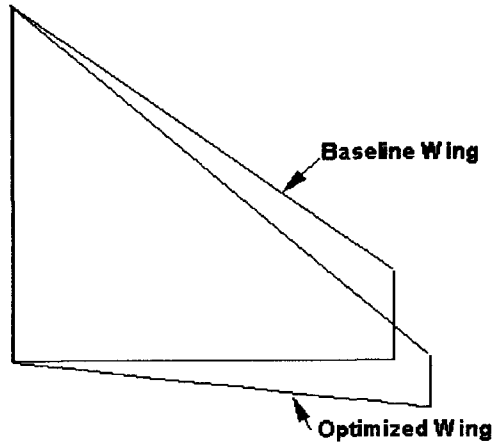


Figure 3. Planform of Aerodynamic Multi-Point Designed Wing

Figure 3 에서는 공력만을 고려한 다점설계를 통해 최적화된 날개의 형상을 기저 날개와 비교하여 보여주고 있다. 설계된 날개는 앞전 제침각은 최대값인 40 도에 근접하고 가로세로비는 4.14 그리고 트위스트는 -3.38 도를 가져 기저날개와 비교해 매우 큰 평면형상의 변화를 보인다. 앞전 제침각이 매우 커지는 이유는 초음속 설계 조건에서 압력 저항을 줄이기 위해서 이고, 천음속 영역에서의 양항비를 늘이기 위해 가로세로비가 기저 날개에 비해 커진다. 그리고 이를 통해 발생하는 앞전 들림 모멘트의 증가를 상쇄하기 위해 트위스트가 좀더 증가하는 경향을 보인다.

4.2 공력-구조 다학제간 설계 결과

공력-구조를 연동시켜 공탄성 해석을 통해 다학제간 최적화를 수행하는 경우는 설계 변수가 총 7 개인 설계 문제로 반응면을 2 차의 다항식으로

모델링하는 경우 36 개의 항이 존재한다. 따라서 72 개의 실험점 계산을 통해 공력계수와 날개 끝단의 들림, 그리고 하중에 대한 반응면을 구성하였으며 공력만을 고려한 설계의 경우와 마찬가지로 Adjusted R² 가 모든 경우 0.98 이상으로 반응면이 매우 정확히 구성되었다. Table 4 와 Table 5 에 최적화 결과를 정리하였다.

Table 4. Design Results of Multi-Disciplinary Optimization (1)

		C _L	C _D	C _M
Maximum Speed (dp1)	Baseline Wing	0.071810	0.018393	0.030750
	Single Point Design	0.071483	0.017036	0.031012
	Multi Point Design	0.071258	0.017897	0.030433
Cruise Speed (dp2)	Baseline Wing	0.259811	0.007046	0.117954
	Single Point Design	0.262356	0.006524	0.112640
	Multi Point Design	0.260897	0.006902	0.116531
High AOA (dp3)	Baseline Wing	1.034126	0.162383	0.456827
	Single Point Design	1.033619	0.156081	0.431894
	Multi Point Design	1.037528	0.161051	0.450857

Table 5. Design Results of Multi-Disciplinary Optimization (2)

		L/D	Tip Displacement (in)	Weight (lb)
Maximum Speed (dp1)	Baseline Wing	3.904079	0.464770	1341.4838
	Single Point Design	4.196135	0.43.9894	1237.7857
	Multi Point Design	3.981490	0.472841	1325.7983
Cruise Speed (dp2)	Baseline Wing	36.873959	0.305072	1341.4838
	Single Point Design	40.212999	0.315048	1239.1003
	Multi Point Design	37.798065	0.314370	1325.7983
High AOA (dp3)	Baseline Wing	6.368418	1.539058	1342.5164
	Single Point Design	6.622337	1.467333	1285.9682
	Multi Point Design	6.442244	1.539173	1327.2981

이전의 공력만을 고려한 설계결과보다는 좀더 많은 곳에서 제약조건을 위반하고 있지만 그 정도가 최대 4%이내고 거의 1.5%이내의 수준이기 때문에 반응면 모델의 예측 오차를 생각하면 그리 심각하지 않은 수준이다. 따라서 전반적으로 설계된 날개들은 제약조건을 잘 만족하면서 모든 설계점에서 기저 날개에 비해 우수한 성능을 나타내고 있다. 최대속도의 경우 항력 감소가, 순항속도와 고받음각 비행의 경우 양항비 증가가 기저날개의 결과에 비해 적게는 1%에서 많게는 7%까지 발생한다. 그러나 공력만을 고려한 설계결과에 비해서 성능향상이 좀더 제한적으로 발생하고 있는데 그 이유는 공력에 의한 구조 변형을 고려함에 따라 부가되는 날개 끝단 들림에 대한 제약조건이 설계변수의 변화폭을 상당히 제약하기 때문이다.

Figure 4 에서 공탄성 해석을 통해 날개의 변형이 수렴한 결과를 보이고 있는데 날개 끝단 들림은 많은 경우에 아주 작은 양이지만 제약조건을 위배하고 있는데 이는 이 제약조건이 제일 능동적으로 최적화에 영향을 미치기 때문이다.

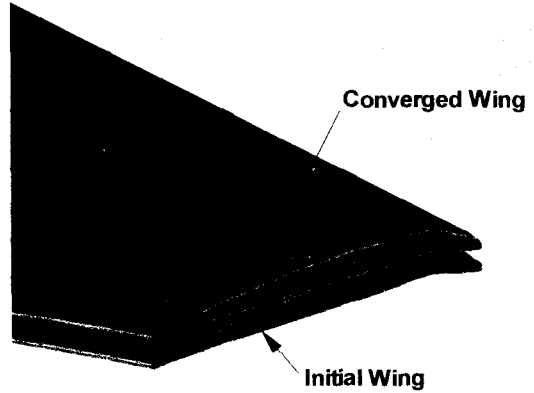


Figure 4. Tip Displacement of MDO Designed Wing (High Angle of Attack Flight)

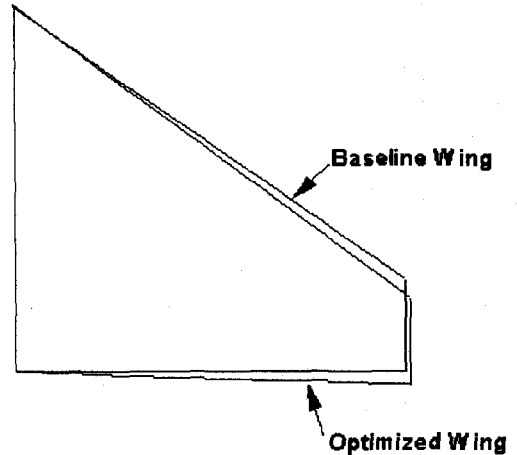


Figure 5. Planform of Aero-Structure MDO Designed Wing

Figure 5 에서는 다점설계를 통해 최적화된 날개의 형상을 기저 날개와 비교하여 보여주고 있다. 설계된 날개는 공력만을 고려한 설계 결과에 비해 기저 날개의 평면형상에서 크게 변화를 보이지 않는다. 그러나 앞전 제침각이 커지고 가로세로비와 트위스트도 증가하는 공력설계결과와 유사한 경향을 보였다.

공력만을 고려하여 설계한 날개의 경우 기저 날

개에 비해 지나치게 큰 변화를 보이는데 이는 구조의 변형을 전혀 고려하지 않고 최적화를 수행한 결과로 실제 정적공탄성 해석을 수행해보면 날개 끝단 들림이 매우 심하게 발생하여 구조의 변형과 파괴라는 심각한 문제를 유발하고 기체 주위의 유동장에 영향을 주어 의도한 성능을 발휘하기 어렵게 만드는 요인으로 작용한다. 따라서, 공력 성능의 향상과 더불어 기체 구조의 최적 설계도 같이 이루어 지는 다학제간 최적화의 수행이 필수불가결하리라 생각된다.

5. 결론

본 연구에서는 공력-구조를 연동한 공탄성 해석을 통해 초음속 전투기 날개의 다학제간 최적화를 수행하는 것이 목표였다. 이를 위하여 강건한 3차원 Euler 해석 코드를 개발하였으며, 구조 해석을 위해 9 절점 쉘 혼합 유한요소를 사용한 유한요소 해석코드를 개발하였다. 최적화 기법으로는 반응면 기법을 사용하였는데 모든 설계결과가 제약조건을 잘 만족하고 있고 세 설계점에서의 성능도 1%에서 17%까지 향상되었다. 다점설계의 경우 성능 향상이 단일점 설계에 비해 떨어지는 이유는 세 설계점에서의 모든 제약조건을 만족해야 하기 때문에 설계변수의 변화폭이 좀 더 제약적이기 때문이다. 이러한 제약조건 중 날개 끝단 들림에 대한 제약조건이 가장 능동적으로 최적화에 영향을 미치는 제약조건으로 판명됐다. 최적화된 날개의 형상은 앞전 제침각이 커지고 가로세로비와 트위스트도 증가하는 경향을 보인다. 공력만을 고려하여 설계할 경우 구조의 변형과 파괴라는 심각한 문제를 유발할 수 있고, 유동장에 영향을 주어 의도한 성능을 발휘하기 어렵게 만드는 요인으로 작용할 수 있기 때문에 날개 구조의 최적 설계도 같이 이루어 지는 다학제간 최적화의 수행이 필수불가결하리라 생각된다.

후 기

이 연구는 한국항공우주산업주식회사(KAI)와 한국과학재단 지정 최적설계기술연구센터의 지원에 의해 수행되었습니다.

참고문헌

- (1) Rhiu, J. J., 1985, "A New Efficient Formulation for Finite Element Analysis of Thin Shell Structures Undergoing small and Large Deflection", PhD Thesis,

- Department of Aerospace Engineering, University of Maryland
 (2) Cook, R.D., Malkus, D.S. and Plesha, M.E., "Concepts and applications of Finite Element Analysis", 3rd edition, John Wiley & sons.
 (3) Farin, G., "Curves and surfaces for computer aided geometric design", 4th edition, Academic press
 (4) Haftka, R.T. and Gurdal, Z., 1992, "Elements of Structural Optimization", Kluwer Academic Publishers, 3rd edition
 (5) Chapra, S.C., Canale, R.P., "Numerical Methods for Engineers", McGraw-Hill, International editions.
 (6) Sobieszczanski-Sobieski, J., and Haftka, R.T., 1996, "Multidisciplinary Aerospace Design Optimization: Survey of Recent Development", AIAA Paper, No. 96-0711,
 (7) Venter, G., Haftka, R.T., and Starnes, J.H. Jr., "Construction of Response Surfaces for Design Optimization Applications", AIAA-96-4040-CP
 (8) Guinta, A.A., 1997, "Aircraft Multidisciplinary Design Optimization Using Design of Experimental Theory and Response Surface Modeling Methods", Ph. D. Dissertation, Department of Aerospace Engineering, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, VA
 (9) Burgee, S., Guinta, A.A., Balalbanov, V., Grossman, B., Mason, W.H., Narducci, R., Haftka, R.T., and Watson, L.T., 1996, "A Coarse-Grained Parallel Variable-Complexity Multidisciplinary Optimization Paradigm", The International Journal of Supercomputer Applications and High Performance Computing, Vol. 10, No.4, pp.269-299