

반응면 기법을 이용한 초음속 전투기 날개의 다학제간 다점 설계

김 유 신^{*1}, 김 재 무^{*2}

Multidisciplinary Multi-Point Design Optimization of Supersonic Fighter Wing Using Response Surface Methodology

Y. S. Kim and J. M. Kim

In this study, the multidisciplinary aerodynamic-structural optimal design is carried out for the supersonic fighter wing. Through the aeroelastic analyses of the various candidate wings, the aerodynamic and structural performances are calculated such as the lift coefficient, the drag coefficient and the deformation of the wing. In general, the supersonic fighter is maneuvered under the various flight conditions and those conditions must be considered all together during the design process. The multi-point design, therefore, is deemed essential. For this purpose, supersonic dash, long cruise range and high angle of attack maneuver are selected as representative design points. Based on the calculated performances of the candidate wings, the response surfaces for the objectives and constraints are generated and the supersonic fighter wing is designed for better aerodynamic performances and less weights than the baseline. At each design point, the single-point design is performed to obtain better performances. Finally, the multi-point design is performed to improve the aerodynamic and structural performances for all design points. The optimization results of the multi-point design are compared with those of the single-point designs and analyzed in detail.

Key Words: 다학제간 최적설계(Multidisciplinary Design Optimization), 반응면 기법(Response Surface Methodology), 공탄성 해석(Aeroelastic Analysis), 단일점 설계(Single-Point Design), 다점 설계(Multi-Point Design)

1. 서 론

현대 항공기의 설계를 위해서는 공력, 구조, 추진, 제어 등을 비롯한 다양한 학제들을 거시적으로 통합하여 고찰하여야 한다. 이러한 학제들은 서로 독립적이지 않고 상호 밀접하게 연관되어 설계결과에 영향을 미치기 때문에, 여러 학제간의 상호작용을 동시에 고려하는 다학제간 최적설계기법의 도입이 필수적이라 할 수 있다.[1,2]

특히 비행체 날개의 경우, 공력 하중과 구조 변형

이 매우 밀접하게 상호작용한다. 날개의 구조 변형은 날개 표면의 공력 분포를 변화시키고, 변화된 공력 분포는 역으로 날개의 구조 변형에 영향을 미친다. 따라서 이러한 공력과 구조의 상호 작용이 엄밀하고 효율적으로 설계에 반영되어야 한다.

일반적으로, 다양한 임무를 수행하는 초음속 전투기는 여러 비행 조건하에서 운용된다. 따라서 단지 하나의 비행 조건만을 고려하여 이루어지는 단일점 설계는 큰 의미가 없으며, 이러한 다양한 조건을 동시에 고려한 다점 설계가 이루어 져야 한다.

본 연구에서는 높은 엄밀성을 가진 해석 기법들에 바탕을 둔 다학제간 설계의 가능성 및 우수성을 보이기 위해, 초음속 전투기 날개의 다학제간 다점 설계를 수행하였다. 날개의 정적 공탄성 해석을 위하여

*1 한국항공우주연구원

*2 한국항공우주연구원

*E-mail : genkim@kari.re.kr, jmkim@kari.re.kr

3차원 Euler 코드와 FEM(Finite Element Method) 해석 코드를 결합한 공탄성 해석코드를 사용하였으며, 최적화 기법 중 반응면 기법과 다중목적함수 기법에 근간을 두고 다학제간 최적설계를 구현하였다.

2. 해석 기법

2.1 공력 해석

본 연구에서 다루는 설계 문제는 기본적으로 다점 설계이므로 천음속 영역해석에서 초음속 영역해석까지 해석이 가능한 강건성을 지닌 해석코드가 필요하다. 이를 위해서 3차원 Euler 해석 코드를 개발하여 설계에 사용하였다. 공간차분법으로는 유한 체적법과 풍상차분법을 이용한 Roe의 플럭스 분할 기법을 사용하였으며 고차의 공간 차분화를 위해서 유동 변수의 삼 방법인 MUSCL(Monotone Upstream-centered Scheme for Conservation Laws) 기법을 사용했으며, 고차의 공간 정확도를 가지고 불필요한 진동을 억제하여 단조성을 살리는 기법으로 Van Albada와 Minmod제한자를 도입하였다. 시간적분법으로는 내재적 시간적분법인 AF-ADI기법을 사용하였다. 그리고 코드의 수렴가속화를 위해 Implicit Residual Smoothing과 Multi Grid기법을 적용하였다.

2.2 구조 해석

공력/구조 상호 연결을 위해서는 공력 격자의 정보를 이용하여 날개 전체의 Surface 정보를 구성하고 이를 바탕으로 유한 요소 격자를 구성하는 자동 격자생성 알고리즘이 필요하다. 따라서 본 연구에서는 Non-uniform Bi-cubic Spline Composite Surface 방법을 이용하여 스킨 Surface를 구성하고 구성된 Surface로부터 구조 격자의 절점을 구성하였다. 앞전플랩과 뒷전플랩은 구조모델링에서 제외되며, 날개 전체를 스킨, 스파 그리고 리브로 구성된 Wingbox 단위 구조물들의 합으로 구성하였다.(Fig.1)

3. 설계기법

3.1 최적화기법

최적화 기법으로는 반응면기법(RSM, Response Surface Methodology)을 이용하였다. 반응면기법은

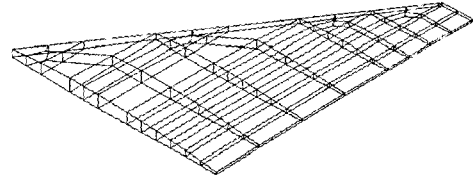


Fig.1 날개의 유한요소모델

일련의 수치실험을 통하여 얻은 결과를 토대로, 설계 변수를 독립변수로 하는 모델식을 만든 후에, 이를 최적화 하는 기법으로서, 제한된 수의 수치실험으로 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.[3-5]

3.2 설계변수

공력설계변수로 Planform을 결정하는 앞전 제침 각, 가로세로비, 기하학적 트위스트, 날개의 면적 그리고 테이퍼비를 설정하였다. 날개 익형 형상의 영향을 설계에 반영하기 위하여, 날개의 뿌리 쪽과 끝단 쪽 익형의 두께와 캠버를 설계 변수로 추가하였다.

구조설계변수는 날개 윗면과 아래면의 표피두께를 결정할 수 있도록 각각 2개씩 총 4개의 설계변수를 추가하였다. 날개의 뿌리 쪽과 끝단 쪽에 설계변수 값만큼 표피 두께를 더해주고 그 사이는 선형적으로 보간하였다. 기저값은 T-50날개의 평면형상으로 설정하였다.

3.3 설계점 및 설계목적

전투기가 단시간 내에 목표지점까지 Dash할 수 있도록 최대 속도를 향상시키기 위해서는 압력항력의 최소화가 요구되며, 전투기가 천음속으로 순항할 시 항속 거리를 늘이기 위해서는 양항비를 최대화 하여야 하며, 전투기간의 Dog Flight시 선회를 등

초음속 기동성을 향상시키기 위해서는 고받음각에서 양항비를 최대화하는 설계가 요구된다. 위의 세 가지 설계요구사항을 만족시키는 설계점과 설계 목적을 다음 Table 1에 정리하였다. 이 Table에서 정의된 플랩각은 날개 앞전의 플랩각으로, 양일 경우 코드의 15%위치에서 앞전을 위로 꺾어주는 경우이고 음인 경우는 아래로 꺾어주는 것을 나타낸다.

Table 1 설계점과 설계 목적

	Maximum Speed (dp1)	Cruise Speed (dp2)	High AOA Maneuver (dp3)
Mach	1.5	0.87	0.9
AOA	2°	2°	10°
Flap Angle	2°	2°	-10°
Design Altitude	35,000ft	40,000ft	8,000ft
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 1에 명기된 대로 최적화를 수행하였으며 다점 설계의 경우 식 (1)과 같은 다중목적함수 형태로 목적함수를 정의하여 이를 최소화하였다.

$$F_0 = w_1 \cdot Drag_{dp1} + w_2 \cdot D/L_{dp2} + w_3 \cdot D/L_{dp3} + w_4 \cdot Weight \quad (1)$$

위 목적함수에서 dp1, dp2, dp3은 각각 최대속도, 순항속도, 고받음각기동 설계점에서의 값을 나타내고 w_1 에서 w_4 는 각 항에 곱해지는 가중치를 나타낸다.

제약조건은 공력의 경우 각 설계점에서 양력이 기저날개의 양력보다 크게 나오도록, 항력이 기저 날개의 항력보다 작게 나오도록 부가하였다. 구조의 경우 날개끝단 들림이 기저날개의 들림보다 더 적게 나오도록 하는 구조제약조건을 부가하였다.

4. 최적화 결과

본 논문의 최적화 문제는 설계 변수가 총 13개이므로, 반응면을 2차의 다항식으로 모델링하는 경우 105개의 항이 존재한다. 따라서 160개의 실험점 계산을 통해 공력계수와 날개 끝단의 들림, 그리고 하중

에 대한 반응면을 구성하였으며, Adjusted R^2 가 모든 경우 0.98이상으로 반응면이 매우 정확히 구성되었음을 확인할 수 있다.

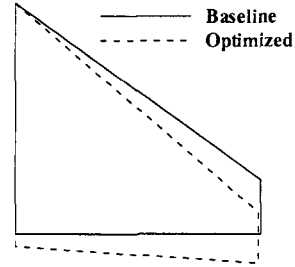


Fig.2 다학제간 다점 설계된 날개 형상

Fig.2에 다학제간 다점 최적화된 날개의 Planform이 나타나 있다. 양항비를 늘이기 위해 앞전 제침각이 커지고, 초음속 비행에서 압력 항력을 줄이기 위해 스펀이 짧아지는 경향을 보인다.

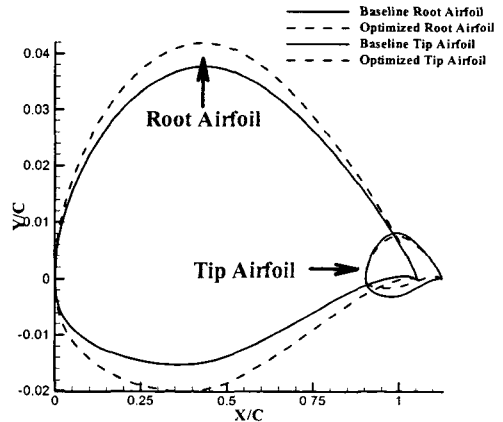


Fig.3 다학제간 다점 설계된 날개의 익형 형상

Fig.3은 최적화된 날개의 뿌리 및 끝단 익형을 보여주고 있는데, 항력을 줄이고 양항비를 늘이기 위해 날개 끝단의 익형은 얇아지는 반면, 날개의 과도한 구부러짐을 방지하기 위해 뿌리의 익형은 두꺼워지는 물리적으로 타당한 결과를 확인할 수 있다.

Table 2에 최적화 결과를 정리하였다. Table 2의 모든 값들은 기저익형의 값으로 무차원화 하였다. 몇몇 경우에서 날개 끝단 들림이 제약조건을 최대 10%정도 위배하며 다소 과도하게 발생하고 있지만, 대체로 제약조건을 잘 만족하며 공력성을 향상시

대체로 제약조건을 잘 만족하며 공력성능을 향상시키고 날개 중량도 최대 25%에서 최소 6%정도 감소시키고 있음을 확인할 수 있다.

Table 2 다학제간 최적설계 결과

		Lift	Drag	L/D	Tip Displacement	Weight
Maximum Speed (dp1)	단일점 설계 1	1.0048	0.7429	1.3526	1.0890	0.7418
	단일점 설계 2	1.0362	1.0556	0.9817	1.1592	0.9348
	단일점 설계 3	0.7896	1.0107	0.7812	0.3362	0.9257
	다점 설계	0.9880	0.9650	1.0238	1.1063	0.9390
Cruise Speed (dp2)	단일점 설계 1	0.8176	0.8922	0.9164	0.7620	0.7418
	단일점 설계 2	1.0034	0.9357	1.0723	1.1374	0.9348
	단일점 설계 3	0.9193	0.9372	0.9809	0.8821	0.9257
	다점 설계	1.0050	0.9772	1.0285	1.0595	0.9390
High AOA Maneuver (dp3)	단일점 설계 1	0.8386	0.8328	1.0069	0.8440	0.7418
	단일점 설계 2	1.0251	0.9963	1.0289	1.1753	0.9348
	단일점 설계 3	1.0032	0.9331	1.0751	0.9950	0.9257
	다점 설계	0.9972	0.9509	1.0487	1.0105	0.9390

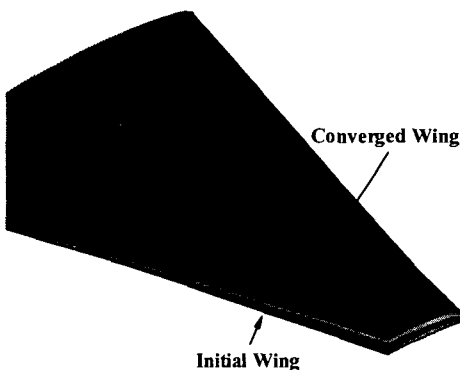


Fig.4 고받음각기동 설계점에서 다학제간 다점 설계된 날개의 날개 끝단 들림

고받음각기동 설계점에서 계산된 다학제간 다점 설계된 날개의 정적 공탄성 변형이 Fig.4에 나타나 있다. 계산이 수렴된 날개는 초기 날개에 비해 약 0.52ft정도 날개 끝단이 들려 있음을 확인할 수 있다.

5. 결 론

본 연구에서는 공력-구조를 연동한 공탄성 해석을 통해 초음속 전투기 날개의 다학제간 최적화를 수행하였다. 공력만을 고려하여 날개를 설계하면 구조적 안정성을 고려하지 않고 최적화를 수행하므로, 실제 정적 공탄성 해석을 수행해보면 날개 끝단 들림이 매우 심하게 발생하여 구조의 변형과 파괴라는 문제를 유발하고 기체 주위의 유동장에 영향을 주어 의도한 성능을 발휘하기 어렵게 만드는 요인으로 작용한다. 따라서 기체 구조의 안정성을 보장하며 공력 성능의 향상과 더불어 구조의 최적 설계도 같이 이루어지는 다학제간 최적화의 수행이 필수불가결하리라 생각된다.

참고문헌

- [1] Zang, T.A., and Green, L.L., "Multidisciplinary Design Optimization Techniques: Implications and Opportunities for Fluid Dynamics," *AIAA Paper*, AIAA 99-3798.
- [2] Sobieszczanski-Sobieski, J., and Haftka, R.T., "Multidisciplinary Aerospace Design Optimization: Survey of Recent Developments," *AIAA Paper*, AIAA 96-3798.
- [3] Guinta, A.A., "Aircraft Multidisciplinary Design Optimization Using Design of Experiment Theory and Response Surface Modeling Methods," Ph. D. Dissertation, Department of Aerospace Engineering, Virginia Polytechnic Institute and State University, (1997), Blacksburg, VA.
- [4] Kim, Y., Yee, K., and Lee, D.H., "Aerodynamic Shape Design of Rotor Airfoils Undergoing Unsteady Motion," *Journal of Aircraft*, Vol.41-2, (2004), p.247-257
- [5] Myers, R. H., and Montgomery, D. C., *Response Surface Methodology: Process and Product Optimization Using Designed Experiments*, John Wiley & Sons, New York, (1995).