

근사모형을 이용한 날개 평면형상 공력형상설계 방법

배효길^{1,†} · 정소라¹

¹한국항공우주연구원

Aerodynamic Shape Design Method for Wing Planform Using Metamodel

Hyogil Bae^{1,†}, Sora Jeong¹

¹Civil Aircraft System Division, Korea Aerospace Research Institute

Abstract : In preliminary design phase, the wing geometry of the civil aircraft was determined using the empirical equation and historical data. To make wing geometry more aerodynamically efficient, an aerodynamic shape optimization was conducted. For this purpose the parametric modeling, high fidelity CFD analysis and metamodel-based optimal design technique were adopted. The parametric modeling got the design process to achieve the improvement by generating the configuration outputs easily for the major design variables. The optimal design equations were formularized as the type of the multi-objective functions considering low/high speed and lift/drag coefficient. The optimal solution was explored with the help of the kriging metamodel and the desirability function, therefore the optimal wing planform was sought to be excellent at both low and high speed region. Additionally the optimal wing planform was validated that it was excellent not only at the specific AOA, but also all over the range of AOA.

Key Words : Parametric Modeling, Metamodel-based Optimization, Desirability Function, CFD

1. 서 론

항공기 설계단계는 통상 개념설계(conceptual design), 예비설계(preliminary design), 상세설계(detail design)으로 나눌 수 있다[1]. 개념설계 단계에서는 설계요구도를 분석하여 항공기 컴포넌트(날개, 동체 등)의 여러 종류 중에 장단점을 분석하여 적절한 형태를 결정하게 된다. 예비설계단계는 성능요구도를 분석하여 항공기 중량과 날개면적, 추력을 결정하게 된다. 상세설계단계는 여러 물리적 평가(성능, 조종안정성, 구조, 제작, 비용 등)를 통하여 각 컴포넌트별

세세한 설계치수들을 결정하는 단계이다.

현재 개발 중인 95인승급 터보프롭 중형항공기는 예비설계 단계에 해당되고 경험식과 기존 다른 항공기의 데이터를 통해 물리적 값들(양력계수, 항력계수, 등)을 계산하여 항공기 각 컴포넌트별 형상을 결정하였다. 본 연구에서는 예비설계단계에서 결정된 날개형상을 보다 구체화시키기 위하여 날개 평면형상(planform)을 대상으로 공력 최적설계를 실시하였다.

이를 위하여 매개변수화 모델링과 전산유체역학(CFD) 공력해석, 공력최적설계 방법을 이용하여 최적의 형상을 찾아가는 방법에 대해 살펴보았다.

2. 날개 형상 설계 방법

Received: March ##, ##### Revised: July ##, ##### Accepted: June ##, #####

† Corresponding Author

Tel: +82-42-870-3837, E-mail: hgbae@kari.re.kr

Copyright © The Society for Aerospace System Engineering

2.1 순서도

본 연구에 적용된 날개 형상 설계 절차는 Fig. 1과 같이 먼저 기준형상(baseline configuration)으로부터 주요 설계변수를 선정한다. 설계목적에 맞는 설계변수를 선정하는 것이 중요하다. 설계변수가 결정되면 설계공간 내에서 적절한 실험점을 추출하게 된다. 본 연구에서는 전산실험(computer experiment)의 모델링을 위한 공간충진(space filling) 기법들 중 통상 많이 사용하는 Latin Hypercube[2]를 사용하여 설계변수 개수의 10배에 해당하는 실험점을 추출하였다. 이렇게 추출된 실험점에 해당하는 형상을 Rhinoceros Version 5 매개변수화 모델링[3]을 통하여 생성한다. 생성된 형상에 대하여 CFD용 격자를 생성하고 상용 CFD 해석 프로그램인 Fluent[4]를 이용하여 Navier-Stokes CFD 해석을 실시한다. 그 결과를 상용 프로그램인 JMP[5]를 이용하여 설계공간과 최적해를 탐색한다. 탐색된 최적해에 대하여 다시 N-S CFD 해석을 실시하여 최적해를 검증하였다.

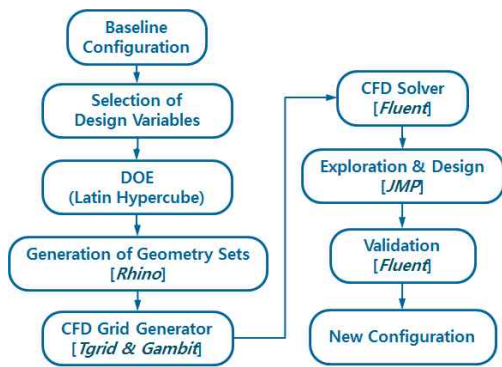


Fig. 1 Wing Shape Design Flowchart

2.2 매개변수화 모델링

매개변수화 모델링(parametric modeling)과 기존 CAD 모델링의 차이점은 사용자가 임의로 설계변수를 변경하면 자동으로 모델링 되는 것이다. 이를 위하여 Rhino의 plug-in 프로그램인 Grasshopper[6]를 이용하였다. Grasshopper는 Fig. 2의 우하단에 표시한 것과 같이 CAD 컴포넌트들을 연결선으로 연동시켜 만들게 되고 Rhino 화면창에 날개가 그려지게 된다. Grasshopper의 입력값을 변경하면 날개형상이 자동으로 변경되고 이 CAD 파일을 출력하여 CFD 공력해석

에 이용한다. 또한 날개형상과 관련된 입력값을 엑셀(Excel) 형태로 정리하여 사용자가 엑셀값을 변경하면서 손쉽게 모델링할 수 있도록 작성하였다.

Table 1 Pros & Cons for Parametric Modeling and Rhino S/W

	Conventional modeling	Parametric modeling
장점	- 한가지 형상에 대한 신속한 모델링	- 형상 변경 요청 시 빠른 대응 - 최적설계 알고리즘과 연계 가능
단점	- 형상 변경 힘들	- 초기 모델링 작업 시간 다수 소요 - 주요 설계변수에 대한 결정 필요
기존 CAD S/W		Rhino S/W
장점	- 기계/항공업계 사용자 다수 - 모델링 이력 정보 저장 - 공동작업 가능 - PLM(제품수명주기관리) 가능 - 구매 비용 고가	- 구매비용 저렴 - 다수의 무료 plug-in - 그래픽 화면 반응 속도 빠름 - 뛰어난 NURBS 구현
단점	- S/W 실행 무거움	- 모델링 이력 정보 저장 안함

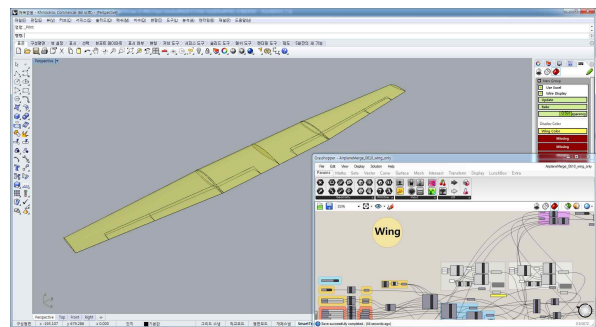


Fig. 2 Wing Parametric Modeling Using Rhino & Grasshopper

2.3 공력해석

위에서 생성된 날개 CAD 파일을 이용하여 CFD해석 격자를 생성한다. 날개표면은 정렬격자(structured grid)로 표현하여 격자수는 약 2만2천개 이고, 점성 경계층은 30층으로 구성하였다. 날개표면 밖 외부격자는 비정렬 사면체 격자(unstructured tetrahedron grid)를 채워 총 격자수는 약 2백만 개이다. 전체 격자형상은 C-H type으로 원방(far-field) 경계면은 날개 시위에 약 28배 이상으로 구성하였다. CFD 해석자(solver)는 Fluent를 이용하여 압축성과 점성을 고려한 유동장을 해석 하였고, 그 때 사용된 난류모델은 SST(shear stress transport) 난류모델을 이용하였다. 또한 수십 개의 CAD 형상에 대해 효율적으로 해석을 수행하기 위하여 TUI(Text User Interface) 기반의 저널(journal) 파일을 이용하여 격자생성과 공력해석을

자동화 하였다.

2.4 근사모델 기반 최적설계

본 연구에 이용된 근사모델 기반 최적설계 절차는 Fig. 3과 같다. 설계공간을 충전하는 여러 실험점을 준비하여 각 실험점에 대하여 공력해석이 완료되면 그 결과를 통해서 크리깅 근사모델[7]을 생성한다. 그리고 근사모델 상의 최적해를 탐색하게 된다. 이를 위하여 상용 프로그램인 JMP를 이용하였고, JMP에서 제공되는 다중반응표면분석[8] 기능을 이용하여 최적해를 탐색한다.

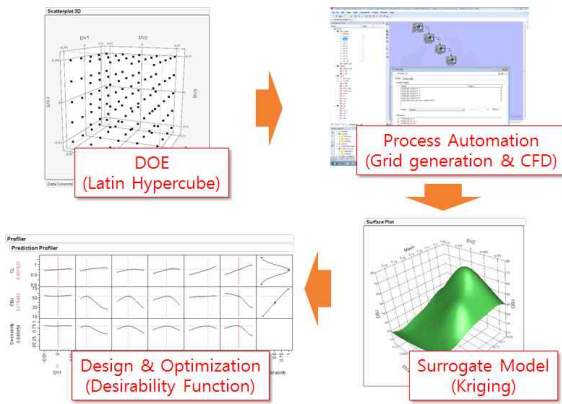


Fig. 3 Metamodel-based Optimization Key Map

다중반응표면분석은 식(1)과 같이 함수값(목적함수와 구속함수)(Y_i)을 0~1사이의 값을 갖는 만족도함수들(d_i)로 변환하고, 그 함수들의 기하평균한 overall desirability D 를 식(2)처럼 정의하게 된다. 그리고 최적설계 알고리즘을 이용하여 D 를 최대화하는 설계변수(x_j)를 탐색하게 된다. 따라서 다목적함수를 고려하며 최적해를 탐색할 수 있다.

$$0 \leq d_i(Y_i(x_j)) \leq 1 \quad (1)$$

$$D = (d_1 \cdot d_2 \cdot d_3 \cdots d_n) = \left(\prod_{i=1}^n d_i \right)^{(1/n)} \quad (2)$$

목적함수와 구속함수의 목적에 따라 개별 만족도함수는 아래 Table 2와 같이 망대(larger-the-better), 망소(smaller-the-better), 망목(target-the-best)함수

등으로 다양하게 표현할 수 있다.

Table 2 Classification of Desirability Functions

망대	$\max = \begin{cases} 0 & \text{if } Y_i < A \\ \frac{Y_i(x_j) - A}{B - A} & \text{if } A \leq Y_i \leq B \\ 1 & \text{if } Y_i > B \end{cases}$
망소	$d_i^{\min} = \begin{cases} 1 & \text{if } Y_i < A \\ \frac{Y_i(x_j) - B}{A - B} & \text{if } A \leq Y_i \leq B \\ 0 & \text{if } Y_i > B \end{cases}$
망목	$d_i^{\text{target}} = \begin{cases} \left(\frac{Y_i(x_j) - A}{t_0 - A} \right)^{s1} & \text{if } A \leq Y_i \leq t_0 \\ \left(\frac{Y_i(x_j) - B}{t_0 - B} \right)^{s2} & \text{if } t_0 \leq Y_i \leq B \\ 0 & \text{otherwise} \end{cases}$

[Note] $s, s1, s2 > 0$

3. 형상 설계 결과

3.1 설계 정식화 및 설계변수

중형항공기 날개 평면형상 최적설계를 위하여 식(3)과 같이 저속영역에서 중요한 양력계수(CL) 최대화와 고속영역에서 중요한 항력계수(CD)를 최소화 시키는 다목적함수를 이용하였다. 이는 저속영역의 이륙/상승 성능과 고속영역의 순항 성능 모두 최적화된 날개형상을 얻고자 함이다. 또한 각 속도 영역에서의 초기 항력과 초기 양력을 저해하지 않도록 구속함수를 설정하였다.

$$\begin{aligned} & \max \quad \text{low speed} \\ & \min \quad C_D @ \text{high speed} \\ & \text{s.t. } C_D \leq C_{D0} @ \text{low speed} \\ & \quad \quad C_L \geq C_{L0} @ \text{high speed} \end{aligned} \quad (3)$$

저속영역(low speed)의 대표 해석조건은 상승 상태를 묘사한 M=0.2/Alt=Sea Level/AOA=10도로 선정하였고, 고속영역(high speed)은 순항 상태를 묘사한 M=0.6/Alt=25Kft/AOA=0 도로 하였다. 저속영역 고받음각에서는 날개에 유동박리가 발생되므로 원활한 CFD 해석을 위해 적절한 고받음각인 AOA를 10도로 정하였다. 이미 결정된 익형과 관련된 변수는 선택하지 않고, 평면형상(planform)과 관련된 Table 3과 같은 가로세로비(aspect ratio), 테이퍼비(taper ratio),

날개끝 비틀림각(wingtip twist angle)의 3가지 변수를 선택하였다. 설계변수의 한계치는 기준형상의 대략 20% 내외로 잡았다. 상반각과 후퇴각은 각각 조종안정성과 천음속영역의 충격과와 관련이 깊기 때문에 최대 M=0.6 아음속 영역의 공력해석만 고려한 본 연구에는 제외시켰다[9]. 3개의 설계변수에 대한 Latin Hypercube 실험점 30개를 선정하였다. 여기서 주의할 점은 가로세로비와 테이퍼비가 변경 되더라도 성능해석의 기준값인 날개면적은 초기값과 일치되도록 날개 시위와 스패를 새롭게 결정해 주었다.

Table 3 Limits of Wing Design Variables

	Lower limit	Baseline	Upper limit
Aspect ratio	9	11.15	13
Taper ratio	0.435	0.535	0.635
Twist angle	-3	-1	0

3.2 날개 평면형상 설계 결과

JMP 프로그램의 만족도 함수를 이용한 최적설계 결과를 Fig. 4에 보여주고 있다. CL_M0.2와 CD_M0.6은 목적함수를 의미하고, CD_M0.2와 CL_M0.6은 구속함수를 의미한다. 총4개의 함수를 크리깅모델을 이용하여 근사하였고, 맨 우측의 만족도함수를 이용하여 최대화(망대), 부등호(less than or equal), 부등호(greater than or equal), 최소화(망소) 특성을 함수에 부여하였다. 4개의 다중목적함수는 식(2)와 같이 기하평균형태로 전환되어 단일함수에 대한 최적해를 구하였다. 단, 설계변수 가로세로비(aspect ratio, AR)에 대한 목적함수와 구속함수의 경향을 보면 AR이 커질수록 주어진 설계정식을 더욱 더 만족하게 되어 설계변수의 상방 한계치에 도달하게 되었다. 따라서 공항계류장의 크기를 고려하여 AR는 기존 중형항공기 중 최대 AR를 갖는 Bombardier 社의 Q400 의 12.78로 고정된 뒤에 테이퍼비와 비틀림각도를 이용하여 최적설계 하였다.

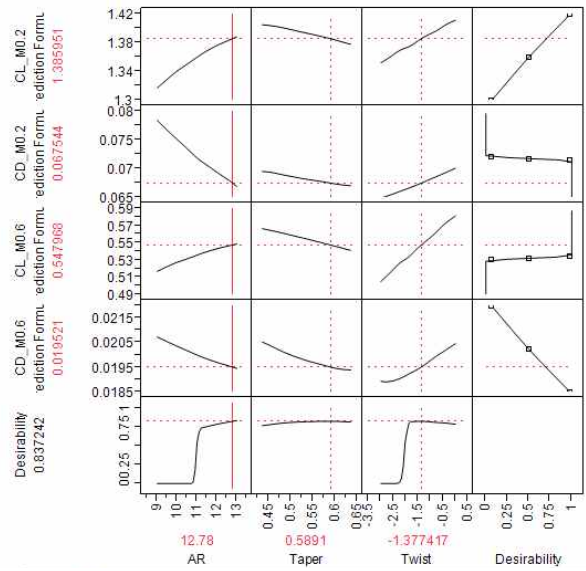


Fig. 4 Multi-objective Optimization Using Desirability Functions

날개 평면형상의 최적설계 결과는 Table 4에 정리하였다. AR는 11.15 → 12.78로 증가, taper ratio는 0.535 → 0.5891 증가, 날개끝 twist 각도는 -1 → -1.377 확대 되었다. 목적함수인 저속 양력계수($C_L @ M=0.2$)는 1.9% 증가되었고, 고속 항력계수($C_D @ M=0.6$)는 -1.5% 감소되었다. 또한 구속조건도 모두 만족함을 알 수 있다. M=0.6/AOA=0 영역의 항력보다 M=0.2/AOA=10 영역의 항력이 크게 감소된 것은 twist angle에 대한 항력의 민감도가 M=0.2/AOA=10 영역에서 크게 나타난 것으로 판단된다.

다음으로, 근사모델 상에서 탐색된 최적해 (AR/Taper/Twist = 12.78/0.5891/-1.377)를 다시 CFD 해석으로 확인한 결과, 근사모델에서 예측한 공력값과 대동소이한 결과를 보여줌으로써 실제모델 상에서 최적해를 검증할 수 있었다.

Table 4 Optimal Design Results of Wing Planform

		Baseline wing	Optimal planform by metamodel	Rating (b-a)/a*100	Validation by CFD	Rating (b-c)/c*100
Design variables	AR	11.1500	12.7800	-	12.7800	-
	Taper	0.5350	0.5891	-	0.5891	-
	Twist	-1.0000	-1.3770	-	-1.3770	-
Objective	CL @ M=0.2	1.3598	1.3860	1.9%	1.3878	-0.1%
	CD @ M=0.6	0.0198	0.0195	-1.5%	0.0194	0.5%
Subject to	CD @ M=0.2	0.0715	0.0675	L.E.	0.0675	0.0%
	CL @ M=0.6	0.5306	0.5480	G.E.	0.5490	-0.2%

위에서 탐색된 최적해는 저속/고속영역 각각 한가지 반음각에 대한 결과를 통하여 최적설계한 것이기 때문

에 전체 받음각에 대해서 공력적 성능 향상을 확인할 필요가 있다. 최대양력계수가 중요한 저속영역은 Fig. 5와 같이 전체 받음각에 대한 양력 선도를 비교하였고, 순항 시 연료소모와 항속거리가 중요한 고속영역은 Fig. 6와 같이 양항곡선을 비교하였다. 그림에서 알 수 있듯이 최적화된 날개 평면형상의 공력 성능이 전체 받음각에 대해 기준형상보다 우수함을 확인할 수 있다.

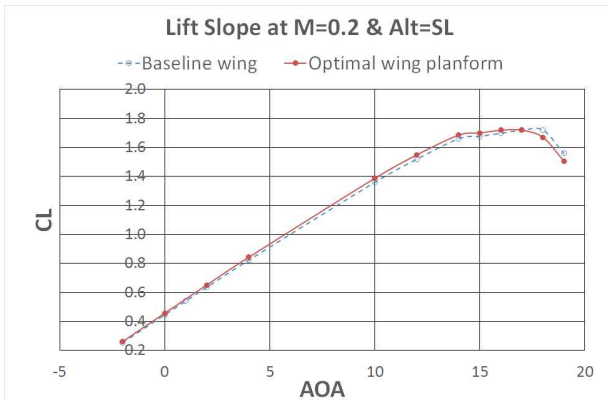


Fig. 5 Lift Curve for Optimized Wing Planform at M=0.2 & Alt=SL

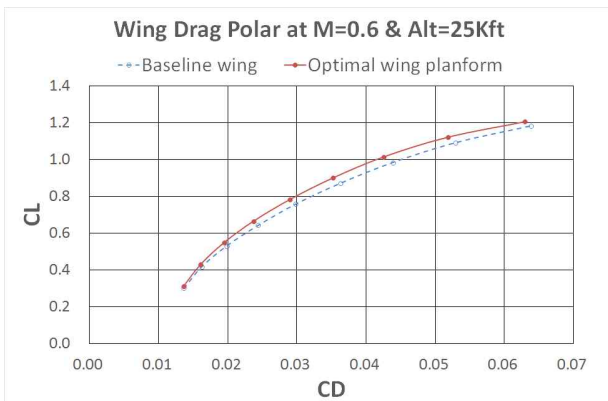


Fig. 6 Wing Drag Polar for Optimized Wing Planform at M=0.6 & Alt=25Kft

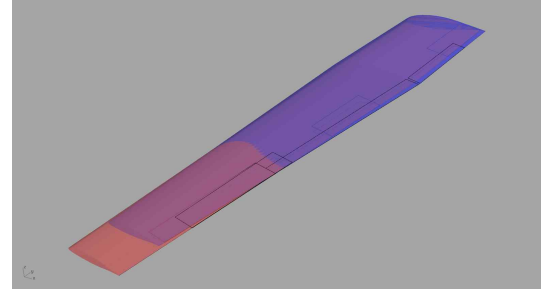


Fig. 7 Wing Shape Comparison: baseline(blue) and Optimized(red)

4. 결론

예비설계를 통하여 결정된 중형항공기 날개 형상에 대하여 매개변수화 모델링, 고정밀도 CFD 해석, 근사 모델 최적설계 기법을 통하여 보다 더 공력적으로 우수한 날개 형상을 탐색할 수 있었다. 저속영역과 고속영역의 대표 해석조건을 가지고서 설계된 날개 평면형상이 저속과 고속영역 전 받음각에서 성능이 향상되었음을 검증할 수 있었다. 다양한 항공기 외형설계에 본 설계 프레임워크가 유용하게 활용될 것으로 기대된다.

후기

본 연구는 산업통상자원부 차세대 중형항공기 핵심 기술 개발사업 수행 결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참고 문헌

- [1] M. H. Sadraey, "Aircraft Design: A System Engineering Approach," First Edition, A John Wiley & Sons, Ltd., pp. 49~340, 2013.
- [2] L. Pronzato and W. G. Müller, "Design of computer experiments: space filling and beyond," Statistics and Computing, Vol. 22, Issue 3, pp. 681-701, May 2012
- [3] www.rhino3d.com
- [4] www.ansys.com
- [5] www.jump.com
- [6] www.grasshopper3d.com

- [7] T. W. Simpson, "A Concept Exploration Method for Product Family Design," Partial fulfillment for the degree of doctor, GIT, 1998.
- [8] G. Derringer and R. Suich, "Simultaneous optimization of several response variables," J. of Quality Technology, Vol.12, No.4, pp. 214~219, 1980.
- [9] L. R. Jenkinson, P. Simpkin and D. Rhodes, "Civil Jet Aircraft Design," First Edition, Arnold, pp. 105~124, 1999.

저 자 소 개



배 효길

1997년 한양대 기계공학과 졸업. 1999년 KAIST 항공우주공학 석사. 2012년 KAIST 항공우주공학 박사. 현재 한국항공우주연구원 선임연구원. 관심분야는 최적설계, 하중해석 및 공력해석.



정 소라

2012년 군산대 기계자동차공학부 졸업. 2014년 과학기술연합대학원 항공기시스템공학 석사. 현재 국방과학연구소 연구원. 관심분야는 전산유체역학 및 원렛유동해석.