技術論文

인증규정을 고려한 KLA-100항공기 고양력장치 최적화 설계

박진환, Maxim Tyan, Nhu Van Nguyen, 김상호*, 이재우

Flap Design Optimization for KLA-100 Aircraft in compliance with Airworthiness Certification

Jinhwan Park, Maxim Tyan, Nhu Van Nguyen, Sangho Kim* and Jae-woo Lee Department of Aerospace Information System Engineering, Konkuk University

ABSTRACT

High-lift devices have a major influence on takeoff, landing and stall performance of an aircraft. Therefore, a slotted flap design optimization process is proposed in this paper to obtain the most effective flap configuration from supported 2D flap configuration. Flap deflection, Gap and Overlap are considered as main contributors to flap lift increment. ANSYS Fluent 13.0.0[®] is used as aerodynamic analysis software that provides accurate solution at given flight conditions. Optimum configuration is obtained by Sequential Quadratic Programing (SQP) algorithm. Performance of the aircraft with optimized flap is estimated using Aircraft Design Synthesis Program (ADSP), the in-house performance analysis code. Obtained parameters such as takeoff, landing distance and stall speed met KAS-VLA airworthiness requirements.

초 록

고양력장치는 항공기의 이착륙 및 실속성능에 큰 영향을 미친다. 그러므로, 이 논문에서 는 주어진 2차원 플랩 형상에 대하여 가장 최적화된 플랩 위치와 변위각을 얻는 슬롯티드 플랩 설계 최적화 프로세스을 제안하였다. 플랩 변위각 및 Gap, Overlap을 양력을 증가시 키는 주요 변수로 생각하였고, 정확한 해석결과를 위해 공력해석 소프트웨어로 ANSYS Fluent 13.0.0[®]을 사용하였다. 최적화된 형상은 SQP(Sequential Quadratic Programming) 알 고리즘을 통해 도출됐으며, 최적화된 플랩과 함께 ADSP(Aircraft Design Synthesis Program) in-house 성능해석 코드를 사용하여 항공기의 성능을 시험하였고, 이착륙 거리, 실속속도 등의 성능변수들이 KAS-VLA 인증규정을 만족하는 결과를 얻었다.

Key Words : Flap Design Optimization(고양력 장치 최적화 설계), ADSP(항공기 설계 통합 프로그램), KLA-100, Certification(인증)

I.서 론

고양력장치는 항공기 성능에 큰 영향을 미친 다. 특히 이륙 및 착륙 시에 그 영향이 크다. 고 양력장치의 기계적인 시스템은 항공기의 중량과 설계 비용에 큰 관련이 있고, 만약 고양력 장치 가 복잡한 기계 시스템으로 설계된다면 보다 더 많은 부품들이 필요하기에 직접적인 중량 증가

†	Received:	March	26,	2013	Accepted:	July	15,	2013	
---	-----------	-------	-----	------	-----------	------	-----	------	--

* Corresponding author, E-mail : kimsh85@konkuk.ac.kr

http://journal.ksas.or.kr/ pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

韓國航空宇宙學會誌

요인으로 작용한다. 그러므로, 고양력장치 설계 시에는 많은 요구도와 인증 제약조건이 존재한 다. Rudolph는 그의 논문에서, "제트 수송기 설 계 시 고양력장치의 구성은 항공기 전체 제작비 용의 6%~11%를 차지한다."라고 했다⁽¹⁾. 고양력 장치는 기계장치와의 관련성뿐만 아니라 항공기 성능에도 큰 관련성이 있다. C. P. van Dam은 "수송 항공기의 경우, 1%의 최대양력계수(C_{max}) 의 증가는 고정된 진입속도로 착륙시 항공기에 추가로 22명의 승객 또는 4400파운드의 짐을 적 재할 수 있는 양으로 이어진다."고 설명했다⁽²⁾. 그러므로, C_{lmax}를 증가시키는 것은 항공기 성능 을 증가 시키는 것과 높은 관련성이 있다고 볼수 있다. 그러므로, 이 논문에서는 플랩설계로 인한 양력증가가 항공기의 성능 요구도 변수들인 상승 비, C_{lmax}, 이륙 및 착륙 거리에 미치는 영향을 보고자 하였다.

고양력장치의 공력현상을 해석하고 데이터베이 스화 하기위해 수많은 노력과 방법들이 사용되고 있다. 풍동 데이터는 고양력장치 공력 설계에 좋 은 데이터가 되나, 실험 준비 과정이 너무 복잡 하고 실험에 드는 비용이 너무 비싸다는 단점이 있다. 그러므로 많은 해석자와 설계자들은 전산 유체역학(CFD: Computational Fluid Dynamics) 을 사용한다. 최근 CFD를 이용한 플랩의 해석은 활발히 연구되고있으며 플랩의 Cimax를 해석하는 데의 비용은 풍동시험에 비해 저렴하고 결과를 얻는 시간도 짧다. 1990년대에 CFD를 사용한 다 양한 점성모델들의 사용으로 자연현상에 가까운 결과를 도출할 수 있었으나, 복잡한 문제를 계산 하는 과정에서 컴퓨터가 다운되거나 해석결과가 신뢰할 수 없을 때가 많았고 계산 시간 또한 긴 시간을 요구했다. 그러나 최근, 컴퓨터의 성능이 급속도로 발전하고있고 개인용 컴퓨터의 성능 또 한 2차원의 복잡한 공력현상 문제를 해석하는데 큰 문제가 없을 정도이며 계산결과와 실험 데이 터에 대하여 비교적 정확한 결과를 얻을 수 있 다. 이 논문에서 8core CPU와 4gigabyte RAM을 사용하여 ANSYS Fluent 13.0.0[®]으로 해석한 2차 원 플랩 해석의 경우, 30분안에 130,000 cell 정도 격자의 문제를 해석 할 수 있었다.

공력의 예측은 항공기 전체 설계에 매우 중요 한 변수로 작용한다. 레이놀즈수는 CFD를 연구 하는 사람들에게 또 하나의 큰 관심사이다. 레이 놀즈수는 마하수, 경계층 분리 그리고 공기의 박 리(Separation)와도 큰 관련이 있고, 이 물리적 현상을 CFD로 예측하기 위해 다양한 점성모델 들이 사용된다. 그리고 항공기 날개에 있어 플랩 의 형상변화는 양력의 변화를 가져온다⁽³⁾. 그러므 로 이 논문에서는 플랩의 위치에 따른 물리현상 을 관찰할 수 있는 Gap, Overlap 그리고 플랩의 변위각에 따른 효과를 관찰하였다.

최적화를 통한 플랩설계는 인증규정과 사용자 규정을 만족하는 범위내에서 최대의 양력계수를 확인할 수 있도록 하였다. 대한민국 항공기 인증 규정(KAS: Korea Airworthiness Standard)에 경 항공기(VLA: Very Light Aircraft)는 최대이륙중 량이 750kg을 넘지 않는 급의 항공기이다. 많은 제약조건과 설계변수들을 만족하는 최적화된 플 랩 형상을 도출하기위해, 논리적이고 시스템화된 항공기 설계 프로세스가 개발됐다.

Ⅱ.본 론

2.1 플랩 설계 최적화 프로세스

플랩 설계 최적화 프로세스는 아래와 같은 7단 계로 이루어지며, Fig. 1에서 확인할 수 있다.

- STEP1: 설계 최적화 공식 구성. 목적함수는 C_{lmax} 를 최대화하는 것이다. 설계변수는 Gap, Overlap 그리고 플랩 변위 각도이다. 제약조 건은 설계와 인증제약조건으로 구분되었다.
- **STEP2**: 실험계획법(DOE: Design of Experiment) 은 CFD해석을 위한 실험적 구성을 위해 사용된다⁽⁴⁾.
- STEP3: 결정된 설계 점들은 ANSYS Fluent 13.0.0[®]

 을 통해 고정밀도 해석인 CFD해석이 수

 행되어진다⁽⁵⁾.
- STEP4: 플랩 최적화. 반응면 기법(Response Surface Method)⁽⁴⁾을 이용한 근사모델 구성 후 SQP 방법⁽⁶⁷⁾을 이용한 최적화를 수행하여, C_{Imax} 가 최대화된 최적의 플랩 위치를 찾는다.
- STEP5: 3차원 보정. 2차원 형상에서 얻은 C_{lmax}
 의 결과를 항공기 성능해석을 위한 3차
 원 보정된 C_{Lmax}의 값으로 만들어 성능
 해석에 사용한다^(12,13).
- STEP6: 항공기 성능해석. in-house ADSP프로그 램을 통해 항공기 전체의 성능변수인 상 승비, 이륙거리, 착륙거리 그리고 실속속 도가 계산되어진다.
- STEP7: 성능해석 결과들은 인증규정을 만족하는 지 확인되며, 만족하지 못하면 플랩 설계 절차는 재 수행된다.



Fig. 1. The Aircraft Flap Design Optimization Process

2.2 플랩 설계 최적화 공식

2.2.1 목적함수

KAS-VLA급의 항공기는 KAS Part-25 및 그 이상의 중량에 해당하는 항공기에 비해 비교적 짧은 이착륙 거리를 요구한다. 서론에서 기술하 였듯 C_{lmax}의 증가는 이륙거리 및 착륙거리를 짧 게 할 수 있으므로 목적함수는 C_{lmax}를 최대화하 여 이착륙 성능을 높이는데 있다^(8,9).

2.2.2 플랩 설계 최적화 설계변수 고려

설계 변수인 Gap, Overlap 그리고 플랩변위각 의 정의는 Fig. 2의 그림과 같으며 본 논문에서 Gap과 Overlap은 각각 X와 Y 방향의 이동으로 정의하였다. Flap의 앞전을 중심으로하여 좌측방 향을 -X로 우측방향을 +X로 하였고, 상방향을 +Y로 하방향을 -Y로하였다. 설계변수의 상한 (Upper Bound)과 하한(Lower Bound)은 Table 1 과 같이 설정하였다^(14,17).

초기 플랩의 시위길이는 전체 에어포일 시위길 이의 30%로 하였는데, 그 이유는 일반적으로 많 이 사용되는 슬로티드 플랩은 전체 에어포일의 30%의 시위 길이를 차지하며 30%이하의 시위길 이를 가지는 플랩은 양력이 낮은 특성을 가지고 있다^(5,11).

2.2.3 플랩 설계 최적화 제약조건

KAS-VLA 규정은 플랩의 변위가 있을 때의 실 속속도(V_{s0})가 83km/h(45knots)를 넘지 않아야하 며 15m의 장애물을 포함한 이륙거리는 500m를 넘지 않아야하고 사용자 요구사항에는 250~500m 사이의 거리를 만족해야한다고 되어있다⁽⁸⁾.

항공기의 설계 제약조건은 이륙 및 착륙 거리 이고, 인증 제약조건은 이륙전환속도(Take-off Rotation Speed: V_R), 50ft 장애물을 지날 때의 속도(V_{50ft}), 조종가능 최소정상속도(Minimum Steady Speed: V_{s1})이다. 착륙거리는 착륙상태에 서 1.3V_{s1}(플랩 실속속도)을 넘지 않아야하며 15m의 장애물을 포함한 상태에서의 착륙조건 이어야한다⁽⁸⁾. Table 2에 이상의 인증규정들을 고려한 설계 제약조건을 요구도와 함께 기록하 였다.

Variable	Initial Position	Lower Bound	Upper Bound	Unit
Х	0	-3	2	%
Y	0	-2.5	0.8	%
Flap Deflection	35	15	35	deg

Table 1. Flap Optimization Design Variable

Table 2. Design Constraints

Constraints	User Requireme nts	Unit	Regulation &Requirements
Take-off distance	≤250	m	Subpart B - Flight KAS-VLA 49 Take-off
Landing distance	≤400	m	Subpart B - Flight KAS-VLA 75 Landing
Angle of Attack for Stall	≥ 9	deg	Aerodynamics& Performance
Stall Speed	≤45	knots	Subpart A -General KAS-VLA 1 Application Subpart B - Flight KAS-VLA 49 Stall Speed (b)

Table 3. Grid and Analysis Information

List	Information		
Mesh Type	О Туре		
Pressure Far-field Size	15 \times Chord Length		
Y+	1.0		
First Cell Size	1.8E-5 (m)		
Cells	130,000		
Mach No.	0.0672		
Reynolds No.	1.69E6		



Fig. 2. Definition of Gap and Overlap



Fig. 3. Grid for High Fidelity Analysis

2.3 실험계획법(DOE): 3^K Full Factorial Design

실험계획법은 설계되는 대상의 특정 변화로 인 한 주요 특성을 파악하기 위한 방법이며, 본 논 문에서는 3^K Full Factorial Design 방법을 사용 하였다⁽⁴⁾. 3^K는 K인자(Factor)에 대한 3개의 수준 (Level)을 의미하며 Table 1에서 플랩 최적화의 설계변수인 X, Y 그리고 플랩 변위각의 3인자를 기준으로 각각 3수준을 가지도록 하였다. 그리하 여 총 3³ = 27개의 실험점을 구성하고 27개의 각 실험점에 대하여 고정밀도 해석 형상으로 사용하 였다.

2.4 고 정밀도(High Fidelity) 해석

2.4.1 ANSYS Fluent 13.0.0[®]검증

ANSYS Fluent 13.0.0[®]은 전산유체역학을 이용 해 공력문제를 계산하는 사람들에게 가장 많이 사용되는 상용프로그램이다. 공기역학 분야에서 고 정밀도 해석도구로 많이 사용된다⁽⁵⁾. Spalart-Allmaras(SA), Realizable K- E 그리고 SST 와 같은 난류모델들을 사용하여 점성효과에 대한 해석이 가능하며 이 논문에서는 Realizable K-ɛ 난류모델이 NACA63(2)-415 에어포일해석으로 검증되었다⁽¹¹⁾, 레이놀즈 수가 3.0E6이고 플랩변 위각이 0도일 때에 대하여 계산하였다. SA난류 모델은 공기역학 연구에서 많이 사용되나 본 검 증과정에서 Realizable K-&모델보다 받음각에 대 한 양력계수 정확도가 더 떨어지므로 본 논문에 서는 Realizable K-&모델을 사용하여 계산하였다.

2.4.2 격자계 구성 및 해석

격자계 구성 및 정보는 Table 3에 기록하였다. ANSYS Fluent 13.0.0[®]과 격자구성 도구인 Pointwise[®]V16.03Release2는 플랩 형상 구성에 사용되었다. 격자계는 O모양 격자계로 구성되었 으며 Pressure Far-field는 시위의 15배 이상으로 구성하였다. 에어포일의 시위길이는 1로 무차원 화 되었으며, 경계층의 Y+는 1로 설정하여 경계 층 첫번째 격자의 높이는 1.8E-5m로 하였다. 에 어포일 주위의 도메인(Domain)은 7~10개의 도메 인으로 구성하였고, 격자계는 Fig. 3과 같이 Structured 격자계를 사용하였다⁽¹⁸⁾.

2.4.3 고 정밀도 해석 결과

Figure 4에서 플랩 변위각이 35도 일때 C_{lmax}가 2.676으로 가장 컸다. 그리고 플랩 변위각이 증가 할수록 C_{lmax}의 받음각은 감소하였다. 35도에서의 C_{lmax}의 받음각은 10도 였으며, 본 연구의 목적함



Fig. 4. Each Flap deflection AOA vs. Cl

수인 C_{lmax}를 최대로 하며 C_{lmax}의 받음각이 9도 보다 커야하는 제약조건을 고려하여 35도의 플랩 변위각 결과들을 반응면 기법 근사모델에 사용하 였다.

Table 4의 플랩이 35도일 때 CFD 결과를 보면 플랩 위치에 따른 민감도는 Y가 이동할 때 가장 민감함을 보인다. Y= - 2.5%일 때 즉 Gap이 커지 면 주익형과 플랩 사이에 공간이 넓어져 공기의 속도가 느려짐으로 인한 플랩 윗면과 아랫면 압 력차가 작은 것으로 판단되며 Fig. 8에서 공기의 특성을 시각적으로 확인 할 수 있다. 반면. Y=0.8%로 Gap이 작을 때는 주익형과 플랩 사이 의 공기의 속도가 빨라짐으로 인하여 C_{lmax}가 Gap이 클 때 보다 높아졌음을 확인했다. Y=0% 인 플랩의 초기 위치일 때 가장 높은 C_{lmax}값을 얻었으며 그 중에서도 X=2%일 때가 Clmax가 가 장 높았다. 주익형과 플랩이 이루는 Overlap은 클수록 주익과 플랩이 이루는 날개 전체의 면적 을 상승시켜 날개 전체의 C_{lmax}를 상승시키는 효 과를 얻었다.

Table 4.	CFD	Results	for	Flap	Deflection
	35° (Cases			

X(%)	Y(%)	Cimax	AOA	Note
-3	-2.5	2.218	12	Min
0	-2.5	2.292	12	
2	-2.5	2.303	14	
-3	0	2.552	6	
0	0	2.676	10	
2	0	2.685	10	Max
-3	0.8	2.574	10	
0	0.8	2.539	10	
2	0.8	2.568	6	

Clmax의 받음각은 Gap이 클 때에는 Gap이 작 을 때보다 높은 받음각을 얻었으며 Table 4로 확 인할 수 있다. 플랩이 35도일 때의 9개의 실험점 에서의 CFD해석의 결과에서 Clmax값이 가장 큰 플랩의 위치는 X=2%, Y=0%에서 2.676이며 받음 각은 10도에서 발생하였다.

2.4.4 최적화: 반응면 기법, SQP방법

반응면 기법은 최적설계기법 중 하나로서 적은 횟수의 유동해석 결과를 이용하여 2차 다항식의 근사모델을 구성하고 이를 설계최적화 과정에 사 용하는 방법이다. 반응면 기법의 근사된 한계상 태식의 정확도와 불확실성은 보통 회귀방정식을 지표로한 수정결정계수(R_{adj}²: adjusted Coefficient of Determination)로 판단할 수 있다⁽¹⁰⁾.

Sequential Quadratic Programming(SQP)방법 은 잘 알려진 알고리즘인 비선형반복 최적화 방 법으로서 제약조건의 선형화 될 때까지 목적함수 가 2차의 식을 계속해서 최소화 하는 방식이다⁽⁷⁾. 위 반응면 기법과 SQP방법을 적용한 최적화의 과정은 Fig. 5와 같이 실험계획법으로 CFD해석 을 위한 실험점을 구성하고 해당 실험점에서 얻 은 결과를 반응면 기법을 이용하여 근사모델을 구성한 후 구성된 식을 SQP방법을 이용하여 Clmax가 최대가 되는 X, Y점을 찾는다⁽¹⁶⁾. SQP로 찾은 최적의 플랩위치를 CFD를 통해 해석하고 결과를 반응면 근사모델에 추가한다. 반응면 근 사모델의 수정결정계수는 0.93으로 도출되어 신 뢰할 수 있는 근사식을 최적화에 적용하였고 SQP 목적함수의 오차범위는 0.00001로 하였으며, 프로그램은 더 이상 오차의 발전이 없을 때까지 계산됐다.

Figure 6과 같이 플랩이 35도일 때 9개의 결과 점들로 초기 반응면을 구성하였고 도출된 반응 모델식을 이용하여 SQP방법으로 C_{lmax}가 최대가



Fig. 5. The Process for Optimization



Fig. 6. Optimum Point (C_{Imax}=2.71) of Flap



Fig. 7. Comparison for Flap Initial (X=0%, Y=0%) and Optimum(X=1.15%, Y=-1%)



Fig. 8. Initial and Optimum Configuration Velocity Streamline

되는 최적의 위치인 X=1%, Y=0%를 찾았다. Fig. 5의 과정을 반복하여 총 4개의 점을 추가로 반응 면에 적용하였다. 수정결정계수의 값은 모든 근 사식이 0.92 이상으로 1에 가까운 값을 얻어 신 뢰 가능한 값을 도출하였다. 최종적으로 총 11개 의 반응점으로 근사식을 구성하여 SQP방법 최적 화를 수행한 결과, X=1.15%, Y=0%이고 C_{lmax}가 2.71인 최적의 플랩 위치를 Fig. 7에서 확인할 수 있다.

초기 플랩의 위치와 최적화된 플랩 위치의 유 선을 Fig. 8에서 볼 수 있다. 초기와 최적화된 플 랩 모두 주익형에서는 공기의 특성이 비슷한 경 향을 보이나, Overlap이 다른 플랩의 앞전을 지 나 윗면을 지나면서 공기의 특성이 달라진다. 초 기 플랩보다 최적화된 플랩의 공기의 속도가 플 랩의 앞전에서부터 뒷전까지 지속되는 것을 볼 수 있으나, 초기 플랩에서는 앞전에서부터 플랩 윗면의 중간까지 지속되는 것을 볼 수 있다^(13,15). Fig. 8에서 확인했듯이 같은 Y=0%일 때 X가 크 면 날개의 면적을 크게 하여 양력을 증가시키는 것을 확인 할 수 있다.

2.5 항공기 성능해석 및 결과

2.5.1 ADSP 소개

항공기 설계 통합 프로그램(Aircraft Design Synthesis Program(ADSP))는 Fig. 9와 같이 개념 설계 단계의 항공기 사이징과 설계 도구들이 통 합된 프로그램이다. ADSP는 무인기(UAV), 무인 전투기(UCAV), 경항공기(VLA), 경량 제트항공기 (VLJ), 지역 제트항공기(Regional Jet Aircraft) 그 리고 전기 항공기 등 다양한 항공기를 해석하고 설계할 수 있도록 개발되고 검증되었다. Fig. 9와 같이 ADSP는 예비설계단계 (LOOP I)와 개념설 계 통합(LOOP II)으로 구성되며, 각각의 모듈이 분리되어 해석이 가능하고 전체 모듈이 통합된



Fig. 9. Aircraft Design Synthesis Program(ADSP)

도구로도 사용이 가능하며, Sequential Quadratic Programming(SQP), Sequential Linear Programming (SLP) 그리고 Genetic Algorithm (GA)의 최적화 방법들이 사용된다⁽¹⁹⁾.

2.5.2 3차원 효과 보정

Raymer에 의하면 에어포일 형상에서 '5 이상 의 높은 종횡비(Aspect Ratio)를 가지며 이착륙 시 마하수가 0.2 이하인 아음속 항공기에 대하여, 비슷한 레이놀즈수에서 3차원 날개의 C_{Lmax}는 2 차원 에어포일의 C_{lmax}의 약 90%에 해당하는 값 으로 간주할 수 있다.'고 되어있으며 식으로 나타 내면 식(1)과 같다. 그리고 플랩 변위각이 있는 형상과 변위각이 없는 형상의 C_{lmax} 차이를 이용 하여 3차원 △C_{Lmax}를 구하는 식은 식(2)와 같다. KLA-100의 종횡비는 7.9이고 이착륙시 마하수 0.067이고 레이놀즈수는 1.6E6이 동일하게 적용 되므로 Raymer의 방법을 사용하였다⁽¹²⁾.

$$C_{L_{\max Gean}} = 0.9 C_{l_{\max}} \cos \Lambda_{0.25 chord} \tag{1}$$

$$\Delta C_{L,l_{\max}} = C_{L,l_{\max Flapped}} - C_{L,l_{\max Clean}}$$

$$\Delta C_{L_{\max}} = \Delta C_{l_{\max}} \left(\frac{S_{Flapped}}{S_{ref}}\right) \cos \Lambda_{HingeLine}$$
(2)

먼저 (1)식을 이용하여 플랩 펼침이 없는 C_{LmaxClean}의 값을 구하고, 식(2)를 이용하여 플랩 영역의 날개면적과 전체 날개 면적의 비율을 통 해 3차원의 ΔC_{Lmax}를 구한다. KLA-100항공기의 후퇴각(Sweepback Angle)은 0도이므로 (1)식에는 C_{lmax}에서 90%를 적용하였고, 식(2)에 따라 KLA-100항공기의 플랩을 펼친 부분의 날개면적 인 8.4m²와 전체 주익면적인 11.4m²를 입력하여 Table 5와 같은 결과를 얻었다.

2.5.3 항공기성능해석 결과

KLA-100항공기에 대한 성능해석은 ADSP를 이용하여 수행하였다. 3차원 효과를 보정한 결과 의 C_{Lmax}값을 이륙시에 플랩 변위각을 25도, 착 륙시에 35도를 입력하고 결과를 Table 6과 같이 얻을 수 있었다. 15m의 장애물을 포함한 총 이 륙거리의 성능 증분은 2%였고 총 착륙거리도 0.3%의 성능 증분을 얻었다. 플랩 변위각이 25도 일 때인 이륙시에는 3차원 효과로 얻은 C_{Lmax}의 증분이 3%였으며, 35도 일때의 C_{Lmax}의 증분이 1%임을 보아 플랩 최적화를 통한 플랩의 위치 최적화는 항공기 성능증가에 직접적인 영향이 있 음을 볼 수 있다. 실속속도는 1%의 성능증분을 얻었고 모두 인증 및 설계요구도를 만족하였다.

Table 5. 3D Correction Result

	Flap			
	Deflcetion	CImax	C_{Lmax}	
	(deg)			
	0	1.295	1.165	
Initial	25	2.291	1.899	
	35	2.676	2.183	
Ontimum	25	2.360	1.950	
	35	2.709	2.207	

Table 6. KLA-100 Aircraft Performance Result

	Initial Flap Result	Optimum Flap Result	Unit	Requirem ents
Total Takeoff Distance	241	237	m	≤250
Total Ianding Distance	353	351	m	≤400
AOA of C _{Imax}	10	10	deg	≥ 9
Stall Speed	38.8	38.6	knots	≤45

Ⅲ. 결 론

KLA-100 플랩에 대한 사용자와 인증 요구도를 만족한 플랩최적화 설계 프로세스는 논리적이고 강건적인 접근에 의해 구성되었다. 최적화 플랩 형상을 얻기 위해 다양한 2차원 KLA-100 플랩형 상에 대한 계산이 수행됐다. 고 정밀도 해석과 최적의 플랩형상을 찾는 설계 최적화 프로스세가 개발되었으며, KLA-100 항공기의 성능은 신뢰할 수 있는 CFD 플랩 계산 결과들에 의해 공급되어 졌다. 최적화된 플랩 형상 결과는 개발 및 검증 된 in-house 코드인 항공기 설계 통합 프로그램 (ADSP)에 의해 성공적으로 검증되었다.

후 기

본 연구는 국토해양부 항공선진화사업의 연구 비지원(과제명: 스포츠급 경항공기 개발, 1615001 723)으로 수행되었으며 연구비 지원에 감사드립 니다.

References

1) Peter K.C. Rudolph, "High-lift Systems On Commercial Subsonic Airliners," NASA CR 4746,1996

2) C.P. van Dam, "The aerodynamic design of multi-element high-lift systems for transport airplanes," Progress in Aerospace Sciences, 38 (2002),pp.101-144

3) Eric Besnard, Adeline Schmitz, Erwan Boscher, Nicolas Garcia, and Tuncer Cebeci, "Two-Dimensional Aircraft high Lift System Design and Optimization," *AIAA*98-0123, 1998

4) JMP, *Design of Experiments,* SAS Campus Drive, pp.3~13

5) Fluent Inc., *FLUENT 6.0 User's Guide*, Volume 5. USA, 2001

6) J. Arora, *Introduction to Optimum Design*, 2nd Ed., Academic Press, 2004

7) Alex Barclay, Philip E. Gill and J. Ben Rosen., "SQP Methods and Their Application to Numerical optimal Control", Birkhauser Verlag Basel, 207~222

8) Ministry of Land Transport and Maritime affairs of Korean government, *Korea Airworthiness Standards. KAS-VLA, Part B Flight*, 2010

9) Ministry of Land, Transport and Maritime affairs of Korean government, *Korea Airworthiness Standards, Part 23*, 2007

10) Ashok D. Belegundu and Tirupathi R. Chandrrupatla., "Optimization Concepts and Applications in Engineering", *Prentice Hall*, 1999

11) Ira H. Abbott, *Theory of Wing Sections,* Dover Publications. Inc., 1958 12) Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, 3rd Ed., AIAA Education Series, 1999, pp.271~281

13) Daeil Lee, Byungchul Choi and Youngmin Park, "Aerodynamic Optimization of Multi-Element Airfoils For Lift Enhancement", *KSCFE*, May 2011, pp.441~446

14) Gregory D. Howe, "Optimization of 2-D Flap Geometry Using Matlab and Fun3D", AIAA2011-823., January 2011

15) Frank M. White, *Viscous Fluid Flow*. 2ndEd., McGraw-Hill, 1991

16) Karen Willcox and Sean Wakayama, "Simultaneous Optimization of a Multiple-Aircraft Family", *Journal of Aircraft*, Vol. 40, No. 4, July-August 2003, pp.616~622

17) A.G. Rumyantsev and V.A. Silantiev., "Numerical and experimental study of high-lift configurations", Thermophysics and Aeromechanics, Vol. 17, No.2, 2011

18) Mitsuhiro MURAYAMA, Yuzuru YOKOKAWA and Kazuomi YAMAMOTO, "Validation Study of CFD Analysis for High-Lift Systmes", 25th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS), 2006

19) Nhu-Van Nguyen, Seok-Min Choi, Jong-Mu Sur, Jae-Woo Lee, Sangho Kim and Yung-Hwan Byun., "Multidisciplinary Regional Jet Aircraft Design Optimization Using Advanced Variable Complexity Techniques," MAO-AIAA. Texas 21-24th, Sept 2010