

와류 발생 장치와 매개 변수 기법을 이용한 항공기 최적 설계

Design optimization of aircraft
by vortex generator and adjoint variable method

이준석¹, 김은사^{1*}, 김종암¹
서울대학교¹

초 록

본 연구에서는 유동 박리와 실속 현상을 억제하는 와류 발생 장치를 이용하여, 항공기 동체-날개 연결 부분에서 발생하는 junction vortex를 제거하고자 하였다. 항공기 날개 윗면과 동체에 와류 발생 장치를 설치하였으며, 파라메트릭 스터디를 바탕으로 와류 발생 장치의 형상과 위치에 대한 최적 설계를 수행하였다. 특히 와류 발생 장치를 독립적으로 고려하여 디자인을 통한 유동 특성의 향상 효과를 극대화하고자 하였으며, 매개 변수 기법을 이용한 기울기 기반의 최적 설계 기법을 적용하여 15개의 많은 변수를 다룰 수 있도록 하였다. 최적 설계 결과, 항공기의 양항비가 5% 이상 증가하였고 junction vortex의 크기 및 세기 또한 감소하였다.

ABSTRACT

To eliminate detrimental phenomena of junction vortex, this study dealt with an installation of the vortex generator on the wing surface and the body surface. A design optimization of vortex generator was also conducted by using results of the parametric study for the position of the vortex generator as a baseline. Because this design needed many design variables to consider each vortex generator individually, adjoint based sensitivity analysis for the gradient based design optimization was adopted. As a result, lift-to-drag ratio of the target aircraft was increased over 5%, and the junction vortex was also weakened.

Key Words : 전산유체역학(CFD), 매개 변수 기법(Adjoint Variable Method), 최적 설계(Design Optimization), 와류 발생 장치(Vortex Generator), 와류(Junction Vortex)

1. 서 론

오랜 시간 동안 항공기의 성능을 높이기 위해 많은 노력들이 있었는데, 최근에는 컴퓨터의 급격한 발달로 인해 항공기의 성능을 예측하는 데에 CFD를 많이 이용하고 있다. American Institute of Aeronautics and Astronautics(AIAA)가 주최하는 Drag Prediction Workshop II(DPW-II)에서는 German Aerospace Center(DLR)에서 제공한 DLR-F6를 목표 형상으로 정하여 유동 해석을 수행하였다.⁽¹⁾ 이때 항공기 동체와 날개 연결 부분에서 발생하는 와류 현상인 junction vortex가 CFD 해석을 통한 항공기 공력 성능 예측을 어렵

게 하는 문제점이 발생하였다. 이 외에도 항공기의 성능을 떨어뜨리는 문제점도 나타났다. 그에 따라 DPW-III에서는 페어링을 장착하는 것으로 문제점을 해결하려고 하였다.⁽²⁾ 그 결과 junction vortex가 제거되고 동시에 유동 현상의 복잡성이 감소함으로써, 공력 성능을 정확히 예측할 수 있었다. 또한 junction vortex 제거에 따라 안전성이 증가하였고, 기준보다 낮은 받음각에서도 동일한 양력 계수를 얻을 수 있었다.⁽¹⁾ 하지만 페어링 자체 무게로 인해 의 증가로 인해 항속 거리가 감소하는 등의 항공기 성능 하락 또한 초래하는 단점 또한 발생하였다.

이러한 이유로 본 연구에서는 junction vortex를

제거하면서도 최대한 항공기의 다른 성능을 저해하지 않기 위해 유동 제어 장치 중 하나인 와류 발생 장치(VG, Vortex Generator)을 도입하였다. VG를 이용할 경우, 유동의 방향을 강제적으로 바꾸어 줄 뿐 아니라 유동 박리 또한 억제할 수 있기 때문에, 본 현상을 제어하는 데 효과적이다. 이 때 각각의 VG를 독립적으로 다루어 부분적으로 최적화된 형상을 얻을 수 있도록 하였다. 하지만 이러한 방식은 다루어야 할 디자인 변수의 개수를 VG 개수에 비례하여 증가시킨다. 따라서 본 연구에는 많은 디자인 변수를 다룰 수 있는 매개 변수 기법을 적용하였으며⁽³⁾, 이를 이용하여 기울기 기반의 최적 설계를 수행하였다. 하지만 기울기 기반의 설계는 주어진 변수의 변수 범위 내에서 전역 최적점을 찾아내기 어렵다는 단점이 존재한다. 이러한 단점을 보완하기 위해 전역적 최적화 방법을 사용한 파라메트릭 스테디 결과를 기준으로 선정하고, 이를 바탕으로 디자인을 수행하는 디자인 전략을 사용하였다.

2. DLR-F6

유동 해석과 최적 설계에 사용된 형상은 DLR-F6로 날개와 동체로 구성되어 있다.

2.1 격자 구성

격자는 Boeing의 Sclafani가 제공한 것으로 날개와 동체만으로 구성되어 있으며, 구성은 Fig. 1과 같다.⁽¹⁾ Junction vortex를 잘 구현하기 위해서 collar 부분의 격자는 조금 더 조밀한 격자를 사용하였으며, 격자의 총 개수는 약 170만개이다.

2.2 유동 특성: Junction vortex

DLR-F6에서 나타나는 유동 현상 중 하나인 junction vortex는 많은 연구자들에 의해 관찰되고 있다.⁽⁴⁾ 현재까지 연구된 바로는 주로 2가지 유동 현상이 동체 날개 연결 부분에서 관찰되는데, 이는 horseshoe vortex와 corner separation이다. Horseshoe vortex는 발달된 경계층 날개 등의 장애물을 만나면서 leading edge 앞쪽에 horseshoe vortex를 형성한 후 날개 뒤쪽으로 뺏어나가는 현상을 가리킨다. Corner separation은 다른 면에서 발달된 2개의 경계층 간의 상호작용이 발생 원인

으로 알려져 있다.⁽⁵⁾ 이러한 두 현상이 복합적으로 작용하여 junction vortex를 생성해 내며, 이는 서론에서 언급한 바와 같이 항공기 공력 성능 예측을 방해하는 역할을 하는 것으로 알려져 있다.⁽²⁾

특히, Fig. 2를 보면, trailing edge에서 junction vortex가 형성된 부분만 압력이 회복되지 못하고 있는데, 이것은 항공기의 항력과 양력 등의 성능에 직접적인 영향을 미친다. 이를 바탕으로 본 연구에서는 junction vortex를 제거하는 것에 목적을 두고, 항공기의 공력 성능을 대표할 수 있는 계수인 L/D 를 목적 함수로 선정하였다.

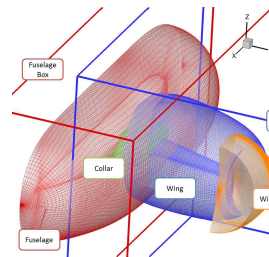


Fig. 1. Grid topology

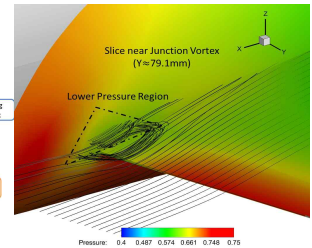


Fig. 2. Pressure contour near the junction vortex

3. 와류 발생 장치

와류 발생 장치(VG, Vortex Generator)는 와류 형성을 통해 후류에 에너지를 공급하여 실속 현상이나 유동 박리 현상을 억제하는 기능이 있다. 때문에 VG는 항공기의 고받음각 특성을 향상시키는 등, 여러 가지 목적으로 사용되고 있다. 본 연구에서는 기본 형상으로 thin-plate type의 VG를 사용하였다.

한편 VG 형상을 그대로 격자화하여 CFD 해석을 수행하는 방법은 계산 측면에서 비효율적이다. 이를 극복하기 위해 수학적 모델로 VG를 묘사하는 방법들이 개발되었는데, 본 연구에서는 그 중 하나인 Bender-Anderson-Yagle(BAY) model을 사용하였다.⁽⁶⁾

4. 파라메트릭 스테디

디자인에 앞서, VG의 기준치를 정하기 위해 전역적 최적화 방법을 사용한 파라메트릭 스테디를 수행하였다. DLR-F6의 성능은 C_L , C_D , L/D 를 통해 평가하였고, 각 해석 case마다 VG를 장착한 경우와 그렇지 않은 경우를 비교하였다.

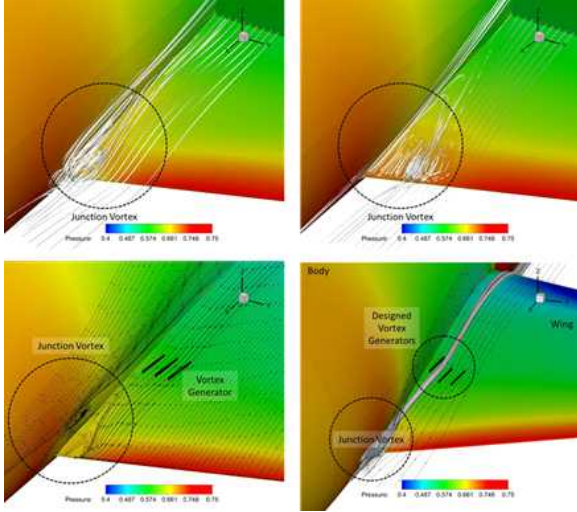


Fig. 3. Junction vortex & Pressure contour. (left-top: case 1, right-top: case 2, left-down: case 3, right-down: case 4)

파라메트릭 스터디에서는 3개의 VG를 똑같이 고려하여 계산을 수행하였으며, 해석 case는 모두 총 4가지이다. Case 1은 VG를 날개 윗면에 길이 방향(y 방향)으로 나란히 장착하고 유동 방향(x 방향)으로 위치(C_{VG})를 옮겨가며 그에 따른 변화를 관찰하였다. Case 2에서는 VG를 날개 위의 동체에 z 방향으로 나란히 장착하여 x 방향 위치에 따른 변화를 관찰하였다. Case 1, 2의 결과로부터 incidence angle에 따른 항공기 성능 변화를 관찰한 것이 case 3(날개 윗면)과 case 4(동체)이다.

Fig. 3은 각 해석 case에서 파라메트릭 스터디 결과 디자인된 VG에 의해 변화된 junction vortex와 주위 압력 분포를 나타낸 그림이다. Fig. 2와 비교하였을 때, 모두 junction vortex의 크기가 감소하고 동체 날개 연결부분 부근에서의 압력 분포가 다른 곳과 비슷하게 상당히 회복된 것을 확인할 수 있었다. 그에 따라 양력과 양항비가 모두 상승하였고, 가장 높게 양항비의 상승한 것은 case 2이며 그 값은 4.34%(17.79 → 18.57)이다. 이 결과를 통해 VG를 디자인하여 장착하는 것이 항공기의 성능을 향상시킬 수 있다는 가능성을 확인할 수 있었다.

5. 최적 설계

파라메트릭 스터디를 통해서 VG를 장착하는 것이 항공기의 성능을 향상시킬 수 있다는 것을 확인하였다. 이를 바탕으로 처음에 정한 VG의 chord length, height, β_{VG}/c_{mean} 값과 파라메트릭 스

Table. 1 Design variables and its range.

Design Variable	Lower bound	Initial value	Upper bound
chord length (c_{VG}/c_{maen})	0.00	0.10	0.20
height (h_{VG}/c_{maen})	0.000	0.010	0.020
incidence angle (α_{VG})	0.0	15.0	30.0
x-direction position (X_{VG}/c_{maen} or $X_{VG}/c_{airfoil}$)	-0.5	0.0 (Baseline)	0.5
y(z)-direction position (β_{VG}/c_{mean})	-0.025	0.0 (Baseline)	0.025

터디 결과 중 가장 좋은 성능 향상을 가져온 경우(case 2)의 $X_{VG}/c_{section}$ 과 incidence angle을 기준으로 하고, Table. 1을 디자인 변수의 범위로 하여 최적 설계를 수행하였다.

디자인 대상인 VG는 파라메트릭 스터디와 같이 3개를 사용하며, 각각을 기울기 기반의 설계 방법을 이용하여 독립적으로 고려하였다. 각각의 VG는 다섯 개의 변수를 가지므로 총 15개의 디자인 변수를 다루게 되며, VG의 장착 면이 날개 윗면인 경우와 동체인 경우, 2가지로 디자인 case를 구성하였다.

5.1 Case 1: 날개 윗면에 VG 디자인

디자인 결과, C_L 과 C_D 가 각각 8.51%, 2.87% 상승하여 L/D 는 VG가 없을 때에 비해 5.49% (17.79 → 18.77) 향상하였다. 이는 파라메트릭 스터디의 결과보다 더 향상된 것이다.

Fig. 4에서 각각의 VG 형상을 살펴보면 최적 설계를 수행함으로써 인해 각 디자인 변수들이 독립적인 값을 가지게 되었다. 그로 인해 Fig. 5에서 확인할 수 있듯이 모든 VG를 똑같이 고려한 파

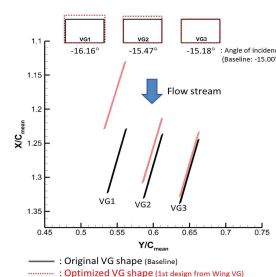


Fig. 4. Design case 1: Designed VG's shapes and positions.

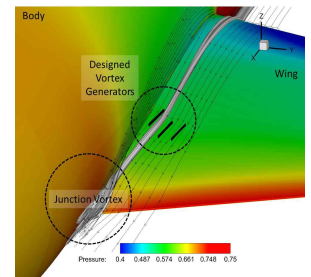


Fig. 5. Design case 1: Designed VG and pressure contour.

라메트릭 스터디의 case 1에 비해 junction vortex의 세기와 크기가 눈에 띄게 줄어들었음을 확인할 수 있다.

5.2 Case 2: 동체에 VG 디자인

디자인 결과, VG가 없을 때에 비해 C_L 과 C_D 가 각각 6.87%, 1.60% 상승하여 L/D 가 5.19% (17.79 → 18.72) 향상하였다.

Case 2는 case 1과는 달리 파라메트릭 스터디로부터 얻은 L/D 값과 큰 차이가 없다. Fig. 6을 통해 그 이유를 생각해 보면, 이미 초기에 설정된 값들이 국소 최적점에 빠져서 디자인을 수행한 후에도 그 값이 거의 변하지 않았기 때문인 것으로 보인다.

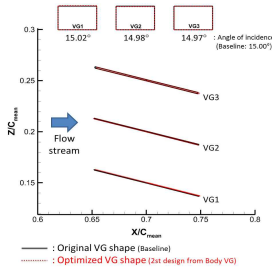


Fig. 6. Design case 2: Designed VG's shapes and positions.

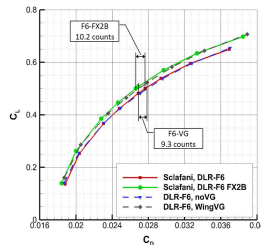


Fig. 7. Drag polar: Design from 'Wing VG'

5.3 디자인 결과

디자인 결과, 2가지 case 모두 성능이 향상되었음을 확인할 수 있다. Junction vortex가 파라메트릭 스터디에서 얻은 결과에 비하여 더욱 약해졌으며, 그로 인해 양항비가 약 5% 상승하였다.

본 논문의 목적이 junction vortex를 제거하는 것이므로, 그 크기가 가장 작아진 case 1을 최적 설계점으로 결정하였다. 이 디자인에 대해 탈설계점에서의 성능을 나타낸 결과가 Fig. 7에 나타나 있다. 이 그래프는 받음각에 따라 C_L 과 C_D 를 나타낸 것이다. VG를 장착하였을 때가 장착하지 않았을 때 보다 곡선이 왼쪽으로 이동하였다. 이는 동일한 양력에 대해서 항력이 감소한 것으로, 페어링을 장착 하였을 경우와 흡사한 경향을 나타낸다. 즉, VG를 독립적으로 고려한 최적 설계가 실질적으로 항공기의 성능을 향상시켰음을 보여준다.

6. 결론

DLR-F6에서 나타나는 junction vortex를 제거하

기 위해 VG를 이용한 디자인을 수행하였으며, 각각을 독립적으로 고려하여 국부적으로 나타나는 유동 현상을 효율적으로 제어하고자 하였다. 이로 인해 요구되는 많은 디자인 변수들을 매개 변수 기법을 이용한 기울기 기반의 최적 설계 방법을 통해 다룰 수 있도록 하였다. 또한 전역적 최적화 방법을 사용한 파라메트릭 스터디 결과를 기준으로 하여 해의 신뢰성을 강화하였다.

최적 설계 결과, 비록 junction vortex를 완전히 제거하지는 못하였지만 그 크기와 세기가 분명히 약해졌으며 L/D 가 5% 이상 향상한 것을 통해 본 논문에서 접근한 디자인 방법이 의미 있는 것임을 확인할 수 있었다.

후 기

본 논문은 국토해양부의 「하늘 프로젝트」 (Korea Ministry of Land, Transport and Maritime Affairs as 「Haneul Project」)의 지원을 받아 이루어졌으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

- (1) 2006, "3rd AIAA CFD Drag Prediction Workshop website," *The American Institute of Aeronautics and Astronautics*.
- (2) Vassberg, J.C., Sclafani, A.J. and DeHaan, M.A., 2005, "A Wing-Body Fairing Design for the DLR-F6 Model: A DPW-III Case Study," *23rd AIAA Applied Aerodynamics Conference*, AIAA paper 2055-4730.
- (3) Jameson, A., 1988, "Aerodynamic Design via Control Theory," *Journal of Scientific Computing*, Vol.3, No.3, pp.233-260.
- (4) Gand, F., Brunet, V. and Deck, S., 2010, "A Combined Experimental, RANS and LES Investigation of a Wing Body Junction Flow," *40th Fluid Dynamics Conference and Exhibit*, AIAA Paper 2010-4753.
- (5) Bradshaw, P., 1987, "Turbulent Secondary Flows," *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol.19, pp.53-74.
- (6) Bender, E.E., Anderson, B.H. and Yagle, P.J., 1999, "Vortex Generator Modeling for Navier-Stokes Codes," *3rd joint ASME/JSME Fluids Engineering Conference*, FEDSM-99-6919.