



# Winglet이 부착된 날개의 구조변형에 의한 공력 변화

이영민<sup>1</sup>, 강영진<sup>2</sup>, 정성기<sup>2</sup>, 명노신<sup>3</sup>, 조태환<sup>\*3</sup>

## STRUCTURAL DEFORMATION EFFECT ON THE AERODYNAMICS OF A WING WITH WINGLETS

Y.M. Lee,<sup>1</sup> Y.J. Kang,<sup>2</sup> S.K. Jung,<sup>2</sup> R.S. Myong<sup>3</sup> and T.H. Cho<sup>\*3</sup>

The aerodynamic characteristics of aircraft winglet with structural deformation was investigated using the static FSI(Fluid-Structure Interaction) system. The system, comprised of CAD, CFD, CSD, VSI, and grid regeneration modules, was constructed. In the process VSI, grid regeneration, and integration modules were developed to combine CSD and CFD modules. As a test model, KC-135A, the double winglet suggested by Whitcomb, was selected and its aerodynamic characteristics for the rigid and deformable models was calculated by applying the static FSI system. As a result, the lift and drag coefficients of test models were reduced to 11% and 1.3%, respectively.

**Key Words :** 윙렛(Winglet), 구조변형(Structural Deformation), 전산유체역학(CFD), 유체-구조연계(FSI)

### 1. 서 론

Winglet은 날개 끝 와류를 감소시켜 유도 항력을 줄이기 위한 목적으로 사용된다. Whitcomb은 천음속 풍동을 통한 실험에서 Winglet 설계 시 고려해야 할 점을 제시하였으며[1], Van Dam은 이론적 개념설계를 바탕으로 제작된 Winglet을 부착한 항공기의 비행시험을 통해 Winglet이 비행성능에 미치는 영향을 조사하였다[2]. Gall은 Winglet의 이론적 공력특성 계산법을 정립하여 풍동 실험과의 대조하는 방법으로 계산을 통한 Winglet의 공력특성 예측 가능성을 제시하였다[3]. Asai는 유해 항력을 고려하였을 때 평면형의 날개가 비평면형 날개보다 더 좋은 성능을 가져올 수 있다는 연구 결과를 발표하였다[4]. 강정훈은 3차원 Euler 방정식 CFD 코드를 개발하여 수치적인 방법으로 Winglet의 공력특성을 예측하였다[5]. 이러한 Winglet을 부착한 항공기의 공력 특성 예측은 많은 연구자에 의해 수행되었으나 항공기 날개의 변형을 고려하지 않은 강체 형상에 대한 연구가 다수 수행되었으며, 실제 항공기의 유체유발 구조변형을 고려한 공력 특성 예측은 최근 컴퓨터

의 발전으로 관련 연구가 증가하고 있는 추세이다. 이러한 구조변형으로 인한 날개의 공력특성은 비행체의 정확한 성능해석을 위해 유체구조 연계해석이 수행되어야 한다. 날개의 구조 변형은 외부 공력하중의 작용으로 인하여 유발되며 유체구조 연계 해석은 구조 변형이 일어난 형상 획득과 구조 변형 후, 공력 특성 예측을 목적으로 한다[6].

본 연구에서는 Winglet이 장착된 날개를 유체구조 연계 해석에 적용하여 구조변형이 된 날개의 공력특성을 연구하였다. 연계해석 적용에 선정된 모델은 Whitcomb의 연구에서 사용된 Winglet 형상을 사용하였으며 날개 끝 연장 날개의 공력특성과 비교하여 Winglet의 유도항력 감소효과를 검토하였다.

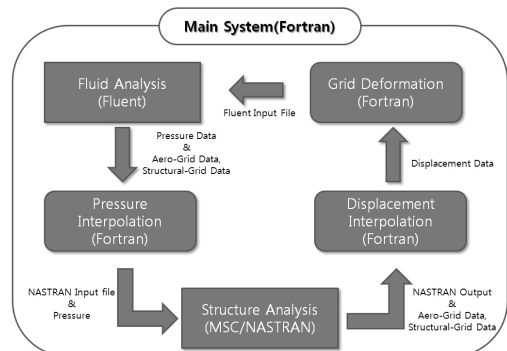


Fig. 1 Process for FSI

1 한국항공우주산업(주)

2 경상대학교 기계항공공학부 대학원

3 경상대학교 기계항공공학부 및 항공기부품기술연구소

\* Corresponding author, E-mail: thcho@gnu.ac.kr

## 2. 유체-구조 연계

형상 모델링으로부터 시작하는 유체-구조 연계 시스템(FSI : Fluid-Structure Interaction)은 CAD, CFD, CSD, 보간법, 격자 재생성 코드 및 유체구조 데이터 운용 코드로 이루어진다. 각각의 해석 모듈들은 하나의 주 시스템에 포함된 부 시스템으로 반복 계산을 위한 독립적인 모듈로 구성된다. 최초 모델링으로부터 획득된 점, 선, 면의 정보를 구조격자와 공력격자 생성 프로그램으로 전달한 후 구조해석과 공력해석을 위한 격자를 생성한다. 초기 생성된 공력격자를 이용하여 공력해석을 실시한 후 해석으로부터 얻어진 공력하중을 보간 모듈(VSI: Volume Spline Interpolation)을 통해 구조요소 표면으로 전달한다[6]. 전달 받은 공력하중을 구조모델의 외력 값으로 입력하여 구조해석을 수행한다. 구조해석을 통해 획득된 구조 변형 형상에 대하여 공력격자는 재생성되고 공력해석이 재수행된다. 매 반복계산에서 구조해석 후 최대변위를 비교하여 최대변위의 변화가 판단기준보다 작은 경우 계산이 종료되는 방식으로 반복 계산을 수행하였다.

## 3. 검증

### 3.1 공력해석 검증

유체-구조 시스템의 해석에 앞서 구조변형이 고려되지 않은 강체에 대한 유체해석 모듈의 신뢰성 확보를 위해 Whitcomb[1]의 실험 결과와 비교하였다. Fig. 2는 받음각  $0^\circ$ ,  $2^\circ$ ,  $4^\circ$ ,  $6^\circ$ , 마하수 0.8의 조건에서 공력해석을 통해 얻어진 양항비를 실험값과 비교한 것이다. 날개 끝 연장과 Winglet 부착 날개의 CFD와 실험값의 비교 결과 정량적 오차를 보이지만 본 연구의 목적은 구조변형에 의한 Winglet의 항력감소 효과 검토에 있으므로, 정성적 공력특성 비교를 위한 유체해석 모듈로서 적절한 것으로 판단된다.

### 3.2 압력 사상 모듈 검증

공력해석을 통해 획득된 압력은 구조해석을 위해 구조격자에 압력을 적용하는데 이때 공력격자와 구조격자의 상이성으로 인해 구조격자에 대한 직접적인 적용에는 어려움이 있다. 유체-구조 격자의 상이성을 해결하기 위한 다양한 방법이 존재하나 본 연구에서는 VSI를 사용하였다[11]. VSI 압력 사상(Mapping)의 정확도를 확인하기 위해 NACA0012 에어포일 형상의 날개에 대한 VSI를 적용하였다. 공력하중과 구조하중의 합을 비교한 결과 1%이내의 오차를 나타냄으로 본 연구에서 제안한 다중영역 보간법의 효율성 및 정량적, 정성적 관점에서 그 적용 가능성이 충분한 것으로 판단된다[6].

## 3.3 격자 변형 검증

격자 재생성 모듈은 유체구조 연계 시스템에서 변형된 형상에 대한 공력격자를 재생성하는 모듈이다. 본 연구에서는 TFI(Trans Finite Interpolation)와 Spring analogy를 결합한 Hybrid 기법을 사용한 격자 재생성 코드를 활용하였다. 위 기법은 구조 변형 시 공력격자 재생성을 위해 TFI와 Spring Analogy를 결합한 것으로 계산시간의 절감 및 전체 시스템 효율이 향상된다. 격자 재생성의 검증을 위해 미사일의 동체 형상을 선정하여 피치각  $10^\circ$ 를 부여하였다. 피치각의 변화에도 동체 표면에 양질의 격자가 생성됨을 확인하였다[6].

## 4. 적용

### 4.1 형상 모델링

유도항력이 날개 끝 형상에 미치는 영향을 분석하기 위해 날개 끝 단순 연장과 Whitcomb이 제안한 Winglet이 부착된 경우 두 가지 형상에 대한 격자를 생성하여 비교하였다. Winglet이 부착된 날개 모델은 KC-135A 항공기 형상을 이용하였다. 연장길이는 Winglet을 부착한 날개에서 날개 뿌리부분에 작용하는 굽힘 모멘트와 동일한 굽힘 모멘트를 발생시키는 길이를 기준으로 하였다[1].

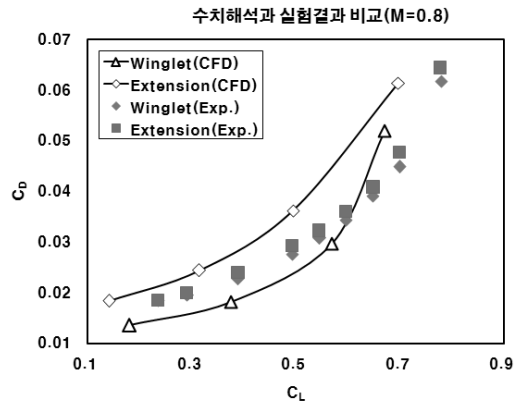


Fig. 2 CFD results of winglet and extension wing

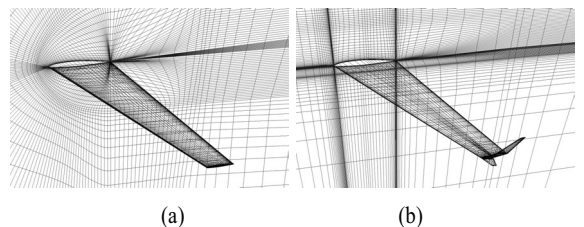


Fig. 3 Grid of expansion wing and winglet



### 4.2 격자 생성

구조해석을 위하여 외피, 스파 및 립으로 날개를 구성하였다. 표면 격자 생성을 위해 2차원 평판 요소를 사용하여 유한 요소해석을 수행하였다. 공력해석을 위하여 날개 끝 단순 연장의 경우 정렬격자 약 77만개의 C형 격자구조로 구성하였으며 표면 격자의 질 향상을 위해 Elliptic solver를 적용하여 직교성을 향상 시켰다. Winglet이 부착된 날개의 격자는 날개 끝단 외류의 모사를 위해 끝단 부분의 격자를 밀집하였으며 정렬격자로 구성하였다 Fig. 3은 날개 끝 단순 연장의 격자구성과 Winglet의 격자구성을 나타내었다

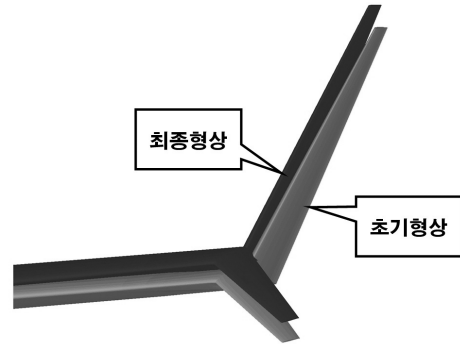


Fig. 4 Structural deformation of winglet

### 4.3 해석 조건

항공기 운항 시 공력 하중에 의한 굽힘, 비틀림, 전단 하중이 스킨, 스파, 립 등의 3가지 구조요소들에 의해 지지되도록 하중경로를 구성하였다[11]. 외피의 재료는 Al 2024-T3를 사용하였고 스파와 립에는 Al 7075-T6을 사용하였다. 경계 조건으로는 날개 뿌리 단면을 구성하고 있는 요소들의 모든 절점에서 6자유도를 고정 시키는 변위 구속조건을 적용하였다

유체해석 조건은 고도, 11 km (약 3600 ft)로 설정하였다. 공력해석을 위해 유한 체적법을 기반으로 한 내재적 시간 전진법, 대류항은 2차 풍상차분법 및 점성항은 1차 풍상차분법을 이용하였으며 난류 모델링으로 k-ε Realizable 모델을 사용하였다. 공력해석 초기조건은 마하수 0.8과 받음각 0°이다.

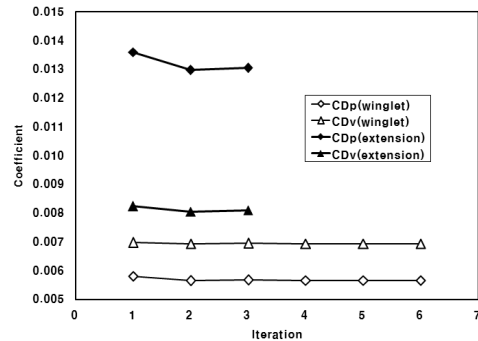


Fig. 5 Drag component of winglet and extension wing

## 5. 결과 및 분석

유체구조 연계해석 시스템을 Whitcomb가 제안한 이중 Winglet에 적용하여 반복계산을 수행하였다. 초기 강체모델로부터 시작하여 수렴된 구조모델을 얻기 위해 유체구조 연계해석 시스템의 반복계산을 수행하였다. 구조적 최대 변위의 변화가 없는 수렴된 형상에 대한 공력 계산을 수행하였으며, 6회 반복계산 후 최종 수렴된 형상을 획득하였다. Fig. 4는 Winglet의 초기형상과 구조 변형 후의 변화 나타내고 있다.

날개 끝 연장의 경우 최종형상에서의 변위가 약 12mm 발생하였으며 Winglet 부착 날개의 경우 약 15mm의 변위가 발생하였다. 날개 끝 연장과 Winglet 부착 날개의 양항비 변화율을 계산한 결과 각각 9%, 10%의 감소를 나타냈다. Table 1과 Table 2에 초기형상과 최종 변형된 형상에 대한 양력 항력계수 및 양항비를 나타내었다. 구조 변형 후 항력 대비 양력의 변화가 강체로 가정한 초기형상에 비해 구조 변형된 형상에서 양항비가 감소하였다.

Fig. 5는 Winglet 부착 날개와 날개 끝 연장 형상의 반복계산에 따른 압력 및 마찰에 의한 항력성분( $C_{Dp}$ ,  $C_{Dv}$ )으로 구조 변형에 따른 각 항력성분의 변화는 미약하게 나타났다. 또한

Table 1 Lift and drag

	CL (Winglet)	CL (Ext.)	CD (Winglet)	CD (Ext.)
초기형상	0.181	0.138	0.0128	0.0218
변형형상	0.161	0.122	0.0126	0.0212
변화율	-11%	-12%	-1%	-3%

Table 2 Lift drag ratio

	Winglet	Extension
초기형상(CL/CD)	14.171	6.337
변형형상(CL/CD)	12.729	5.778
변화율	-10%	-9%

각 모델의 항력 성분 비교를 통해 날개 끝 연장 형상은 압력에 의한 항력성분이 마찰에 의한 항력 성분보다 크게 나타난 반면, Winglet 부착 날개의 경우 마찰에 의한 항력 성분이 압력에 의한 항력성분보다 크게 나타났다. 전체적인 항력측면에서 Winglet을 부착한 날개가 날개 끝 연장에 비해 적게 나오



는 결과를 보였다.

## 6. 결 론

본 연구에서는 유체구조 연계해석 시스템을 구축하여 Winglet의 정적 공탄성 효과에 의한 공력특성을 계산하였다. 유체해석 모듈과 구조해석 모듈의 연계를 위해 Multi-Domain VSI 코드와 구조 형상 변위를 공력격자로 전달하기 위해 공력격자를 재생성 코드를 이용하였다 또한 수작업에 의한 반복계산 과정의 비효율성을 줄이기 위해 각 모듈을 자동수행이 가능하도록 구성하였다. 유체-구조 연계 해석을 위한 모델은 실험을 통해 설계된 Whitcomb의 이중 Winglet 형상을 선정하였으며, 반복 계산을 통해 수렴된 형상에 대한 공력 특성 값을 획득하였다. 구조 변형된 형상에서 양력 감소가 발생하였는데, 이는 굽힘으로 인한 수직력 벡터 성분의 감소와 뒷전과 앞전의 상대적인 변위 차로 인한 받음각 감소가 주요한 원인으로 판단된다. 구조변형에 의한 Winglet이 부착된 항공기 날개의 양력과 항력을 측정하고 양항비를 비교함으로써 양력의 변화가 공력특성 변화에 주요한 원인으로 작용함을 확인하였다. 위의 비교를 통해 구조변형에 의한 공력특성 변화가 항공기 날개 전체에서 양항비 감소의 원인으로 작용하는 것을 확인하였지만, 압력항력의 변화 정도를 볼 때 구조변형이 Winglet의 유도항력 변화에 미치는 영향은 적은 것으로 판단된다.

## 후 기

본 연구는 한국학술진흥재단 중점연구소 (KRF-2008-005-J01002)와 국방과학연구소(UD070041AD)의 지원에 의해 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

## 참고문헌

- [1] 1976, Whitcomb, R.T., "A design approach and selected wind-tunnel results at high subsonic speeds for wing-tip mounted winglets," *NASA TN D-8260*.
- [2] 1981, Van Dam, C.P., Holmes, B.J. and Pitts, C., "Effect of winglets on performance and handling qualities of general aviation aircraft," *Journal of Aircraft*, Vol.18, No.7, pp.587-591.
- [3] 1987, Gall, P.D. and Smith, H.C., "Aerodynamic characteristics of biplanes with winglets," *Journal of Aircraft*, Vol.24, No.8, pp.518-522.
- [4] 1985, Asai, K., "Theoretical considerations in the aerodynamic effectiveness of winglets," *J. Aircraft*, Vol.22, No.7, pp.635-637.
- [5] 1992, 강정훈, 노오현, 이동호, "풍상차분법을 이용한 winglet 부착 날개 주위의 천음속 유동장 수치해석," *한국항공우주학회지*, 제21권, 제1호, pp.1-11.
- [6] 2008, 정성기, 두용안호양, 이영민, 이진희, 명노신, 조태환, "항공기 공력특성 예측을 위한 Navier-Stokes 방정식 기반의 정적 유체구조 연계 해석 시스템," *한국항공우주학회지*, 제36권, 제6호, pp.532-540.
- [7] 2007, 최동수 외 7인, "전산유체/전산구조 연계 방법을 사용한 항공기 날개의 정적 공탄성 해석," *한국항공우주학회지*, 제35권, 제4호, pp.287-294.
- [8] 1980, Guruswamy, P. and Yang, T.Y., "Aeroelastic time-response analysis of thin airfoils by transonic code LTRAN2," *Computer and Fluids*, Vol.9, No.4, pp.409-425.
- [9] 1997, Bhardwaj, M.K., "A CFD/CSD interaction methodology for aircraft wings," *Ph.D. Thesis*, Department of Aerospace Engineering, Virginia State University at Blacksburg, Virginia.
- [10] 2007, Hoang, A.D., 이영민, 정성기, Nguyen, A.T., 명노신, "복잡한 형상에 관한 삼차원 변형 Multi-Block 정렬격자 프로그램 개발," *한국전산유체공학회* 제12권, 제4호, pp.1-10.
- [11] 2007, 원태훈, "파라메트릭 모델을 이용한 다분야 최적 설계," *경상대학교 석사학위 논문*.

[1] 1976, Whitcomb, R.T., "A design approach and selected wind-tunnel results at high subsonic speeds for wing-tip