

윙렛 형상에 따른 공력 특성 해석

이윤교*, 김철완**, 심재열***

Aerodynamic Analysis of Various Winglets

Yung-Gyo Lee*, Cheolwan Kim**, Jae-Yeul Shim***

Abstract

Aircraft fuel efficiency is one of main concerns to aircraft manufacturers and to aviation companies because jet fuel price has tripled in last ten years. One of simple and effective methods to increase fuel efficiency is to reduce aircraft induced drag by using of wingtip devices. Induced drag is closely related to the circulation distribution, which produces strong wingtip vortex behind the tip of a finite wing. Wingtip devices including winglets can be successfully applied to reduce induced drag by wingtip vortex mitigation. Winglet design, however, is very complicated process and has to consider many parameters including installation position, height, taper ratio, sweepback, airfoil, toe-out angle and cant angle of winglets. In current research, different shapes of winglets are compared in the view of vortex mitigation. Appropriately designed winglets are proved to mitigate wingtip vortex and to increase lift to drag ratio. Also, the results show that winglets are more efficient than wingtip extension. That is the reason B-747-400 and B-737-800 chose winglets instead of a span increase to increase payload and range. Drag polar comparison chart is presented to show that minimum drag is increased by viscous drag of winglet, but at high lift, total drag is reduced by induced drag decrease. So, winglets are more efficient for aircraft that cruises at a high lift condition, which generates very strong wingtip vortex.

초 록

최근의 유가인상과 관련하여 상업용 및 군용 항공기 운용시의 연료 효율을 높이고자 하는 노력이 가속화되고 있다. 관련 연구에 의하면 수송기와 비즈니스 잷 항공기에 있어서 윙렛은 공력/구조적 효율성을 향상시키고, 적은 중량 증가로 저속 수송기의 상승 성능을 향상시킨다고 보고된 바 있다. 윙렛은 일반적으로 날개 끝에 장착되는 작은 공력면이며, 날개에 수직에 가깝게 장착되어 날개 끝단 와류의 순환 유동장내에서 작용한다. 윙렛의 설계는 위치, 높이, 테이퍼 비, 후퇴각, 익형, toe-out 및 켄트각 등 많은 요소를 고려해야 하는 매우 복잡한 과정이다. 최근에는 미국 보잉사의 B737-800과 B787 등의 최신 기종에서 Blended 윙렛을 성공적으로 적용하여 날개끝의 길이를 늘리는 것(Wing Tip Extension) 보다 적은 추가 중량으로 같은 순항 성능을 도출하는데 성공하였다. 윙렛의 점성저항으로 인하여 최소항력은 증가하지만 높은 양력계수에서는 유도항력의 감소로 전체 항력이 감소하게 됨을 알 수 있다. 따라서, 윙렛은 강한 날개끝 와류를 발생시키는 높은 양력계수에서 순항하는 항공기에 더욱 적합하다.

키워드 : 윙렛(winglet), 유도항력(induced drag), 점성저항(viscous drag), 와류(vortex)

접수일(2007년 12월 18일), 수정일(1차 : 2008년 6월 5일, 2차 : 2008년 6월 17일, 게재확정일 : 2008년 7월 1일)

* 첨단공력구조팀/lyg@kari.re.kr

** 첨단공력구조팀/cwkim@kari.re.kr

*** 첨단공력구조팀/jyshim@kari.re.kr

1. 서 론

최근의 유가인상과 관련하여 상업용 및 군용 항공기 운용시의 연료 효율을 높이고자 하는 노력이 가속화되고 있다. 관련 연구에 의하면 수송기와 비즈니스 잷 항공기에 있어서 윙렛은 공력/구조적 효율성을 향상시키고, 적은 중량 증가로 저속 수송기의 상승 성능을 향상시킨다고 보고된 바 있다[3].

윙렛은 일반적으로 날개 끝에 장착되는 작은 공력면이며, 날개에 수직에 가깝게 장착되어 날개 끝단 와류의 순환 유동장내에서 작용한다. 날개끝 와류는 윙렛에서 crossflow를 생성하고 그 결과로써 주익의 root방향으로 향하는 큰 횡방향 힘과 이로 인한 약간의 추력성분을 생성하게 된다. 횡방향 힘에 의한 추력성분의 크기는 날개끝 순환의 크기에 따라 결정되므로 윙렛은 날개끝에 많은 하중이 걸리는 항공기에서 더욱 효율성이 좋아지게 된다. 최근에는 미국 보잉사의 B737-800과 B787 등의 최신 기종에서 Blended 윙렛을 성공적으로 적용하여 날개끝의 길이를 늘리는 것(Wing Tip Extension) 보다 적은 추가 중량으로 같은 순항 성능을 도출하는데 성공하였다[5].

NASA에서는 1980년대에 이미 윙렛에 대한 연구를 수행하여 왔으며, 참고문헌[2]에 의하면 항공기의 형상에 따라 윙렛은 순항시의 양력대항력비를 4-8% 향상시키는 효과가 있으며, 또한, 중항비를 늘리는 것보다 유도항력을 더욱 효과적으로 감소시키는 것으로 알려져 있다. 뿐만 아니라, 수송기의 전 비행영역에서 윙렛은 buffet과 횡안정성 및 에일러론 제어효과를 감소시키지 않는다.

이상에서 열거된 많은 장점이 있는 반면, 윙렛의 가장 큰 단점으로 지적되는 것은 날개 root에서의 굽힘 모멘트의 증가와 이에 따른 구조물 중량의 증가를 들 수 있으며, 고속의 항공기인 경우는 항공기 탄성축 뒤에 추가되는 질량으로 인한 플러터 발생 가능성을 향상 염두에 두어야 한다[5].

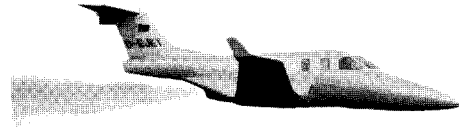
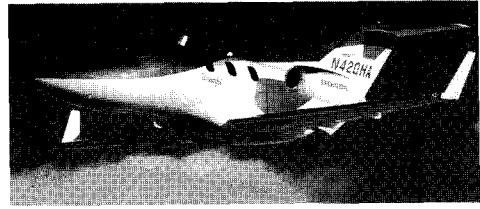


그림 1. 소형제트기에 적용된 윙렛
(위 : Honda-jet, 아래 : D-Jet)

우리나라에서는 중소형항공기 인증 기술의 확보를 통한 항공안전 선진국 진입을 목표로 향후 약 10년간 건설교통부 주관으로 항공선진화 사업이 추진될 예정이며, 소형제트기는 한미상호 항공안전협정(BASA) 체결을 위한 소형항공기의 후보 기종의 하나로 언급되고 있다. 본 연구에서는 이러한 요구에 부응하여 소형항공기의 초기 개념설계 단계로서, 순항 성능을 향상시키기 위한 소형 항공기의 윙렛의 설계 개념을 정립하고, 한국항공우주연구원에서 설계중인 소형 제트기에 윙렛을 적용하여 그 효과를 해석적인 방법으로 검토하였다.

2. 설계 개념

참고문헌[1-3]에는 이론적 방법, 물리적 유동 및 실험을 통하여 윙렛의 설계 개념이 정리되어 있으며, 아래에서는 이러한 설계 개념을 소형항공기에 적용하여 나열하였다. 즉, 윙렛에 의한 중량과 효율의 증가, 설계점에서의 항력감소 및 탈 설계점에서의 고양력 설계 등, 이를 통하여 소형항공기의 윙렛 설계의 지표로 삼았다. 본 연구에서는 최근의 경향에 따라 날개 윗면에 장착하는 윙렛에 국한하기로 하였다.

2.1 위치

윙렛의 장착위치는 일반적으로 주익 코드의 뒷부분에 위치하는데, 이는 윙렛에 의하여 가속된 유동이 주익 시위 앞부분의 가속된 유동과 중첩되어 더욱 가속되는 것을 방지하기 위함이며, 이러한 설계 개념은 충격파에 의한 조파저항을 방지하기 위해서 천음속 날개 설계시에 적용된다. 반면, 앞에서도 언급하였듯이 구조적인 관점에서는 윙렛이 지나치게 주익 시위의 뒷부분에 위치하여 천음속 플러터의 발생 위험을 높이는 것을 방지하여야 한다. 따라서, 윙렛의 앞전은 주익 wing tip의 최대두께 지점 근처에 위치하는 것이 바람직하며, 실험결과에 의하면 윙렛의 뒷전은 주익의 뒷전과 일치할 때 효율이 가장 크다고 알려져 있다. 본 설계에서는 NACA 23015 익형을 가지는 주익 wing tip의 최대두께인 30%에서부터 뒷전에 걸쳐 윙렛이 위치하게 하였다.

2.2 하중

이론에 의하면, 유도항력의 감소를 통한 윙렛의 효과는, 윙렛에 작용하는 동체방향의 수직력과 윙팁 부근에서의 상당한 양력증가가 동시에 작용하여 그 효율을 높이게 된다. 그러나, 실험에 의하면, 윙팁 부근의 양력 증가분은 이론치보다 매우 작으며, 이는 이론치에서 고려되지 않은 점성 효과때문인 것으로 추정된다. 양력 증가분이 작을 경우 주익 root에서의 굽힘모멘트도 감소하게 되는 잇점이 있다.

2.3 윙렛의 높이

윙렛이 커지면 유도항력이 작아지고, 윙팁 부근의 양력이 증가하나, 이는 곧 긴 arm에 의해서 주익 root 부근의 굽힘모멘트 증가로 이어진다. 따라서 윙렛의 높이(크기)는 공력과 구조중량의 절충에 의하여 이루어져야 한다. 아울러, 과도한 윙렛의 수직력이 요구될 경우, 탈 설계점인 높은 양력계수 영역(상승 및 이착륙 등)에서는 심각한 경계층 박리가 발생할 수 있다. 일반적으로 윙렛

의 수직력은, 각 비행조건에서 주익에서 요구되는 양력계수와 비슷하게 설계하는 것이 바람직하다. 본 설계에서 윙렛의 높이는 윙팁의 길이로 결정하였다.

2.4 형상

윙렛의 수직력이 윙렛의 스패를 따라 일정하게 분포되도록 윙렛은 테이퍼를 가지는 것이 바람직하다. 또한, 초임계 조건에서의 윙렛의 효과를 극대화하기 위해서 윙렛의 후퇴각은 주익의 후퇴각과 동일하게 설계하여야 한다. 본 소형제트기는 주익의 후퇴각은 없으나 일반적으로 사용되는 30-40도[2]와 이러한 경우 기하학적 관계에 의하여 33%의 테이퍼 비를 갖게 된다.

2.5 익형

우선, 익형은 주어진 속도와 양력계수에서 요구되는 동체방향의 수직력을 제공할 수 있어야 한다. 천음속 조건에서는 윙렛과 주익의 접합부에서 충격파가 발생하지 않아야 하며[1], 주익의 outboard 윗면에서 윙렛에 의한 속도 증가가 최소화되어야 한다. 다음으로는 윙렛 표면의 경계층 박리가 주익의 경계층 박리보다 늦게 일어나야 한다. 높은 마하속 순항을 하는 본 설계에서는 구조중량의 증가를 최소화하고 저속 실속 특성의 악화를 방지하기 위하여 두께비가 8%인 NASA의 캠버 익형[1]을 사용한다.

2.6 붙임각 및 트위스트 각

윗면에 장착하는 윙렛은 추력성분을 얻기 위하여 음의 붙임각, 즉 toe-out 각을 가지도록 설계되며, 그 크기는 점성, 익형두께 및 천음속 유동에 대한 모든 것을 고려한 이론식이 아직 부재한 관계로, 수많은 실험이나 수치해석을 통한 민감도 분석을 통하여 결정된다. 일반적으로는 -2도에서 -5도사이의 각이 많이 이용되며, 참고문헌[6]에 의하면 비즈니스 췌트의 경우 -2도가 가장 높은 양항비 증가와 이에 따른 성능 및 안정성

증가에 가장 효과적이라 보고하고 있다. 본 논문에서는 낮은 속도영역의 항공기에 대한 참고문헌 [1]의 형상인 -2도를 채택하였다. 트위스트에 대하여는, 윙렛의 높이 방향을 따라 유입류의 각도 감소가 존재하므로(wash out), 이는 윙렛에 바람직한 공력적 트위스트 효과를 주기 때문에 일반적으로 윙렛은 트위스트 각을 주지 않는다.

2.7 캔트 각

주익에 수직으로 장착된 윙렛의 캔트각을 0도, 단순한 주익의 연장을 90도라고 정의하면, 이론은 적절한 캔트각은 약간의 바깥 방향, 즉 0도보다 약간 큰 값이라고 설명한다. 또한, 캔트각은 천음속 비행시 윙렛의 root 부근에서의 유동간섭 현상을 완화하는 역할을 한다.

3. 설계 절차

본 논문에서는 앞에서 설명한 설계 개념에 따라 소형제트기의 윙렛을 설계하고, 이에 따른 양력 및 양항비의 증가를 전선유체해석으로 확인하였다.

캔트각을 결정할때는 주익의 굽힘모멘트와의 절충을 가장 중요하게 생각하여야 하며, 윙렛의 위치 및 형상 등은 위에서 언급한 대로 이론치와 실험치를 통하여 가장 적절하다고 판단되는 값을 적용하였다. 즉, 참고문헌 [6]에서는 양항비의 증가분과 주익의 root에서의 굽힘모멘트 증가비를 주요 변수(R)로 설정하였다.

$$R = \left(\frac{\Delta L/D}{(L/D)_{basic}} \right)_{cruise} / \left(\frac{\Delta C_B}{C_{B_{basic}}} \right)_{max}$$

여기서 CB는 주익의 root에서의 굽힘모멘트이며, 캔트각은 R 이 최대가 되는 각, 즉 굽힘 모멘트 증가분에 비하여 윙렛의 효율 증가분이 최대가 되는 각으로 결정하게 된다.

한편, 본 설계에서는 순항시의 항력이 0.3으로 설정되어 있으므로, 유도항력의 감소만을 고

려하면,

$$\left(\frac{D_i}{D_{i_{basic}}} \right)_{cruise} = \left(\frac{L^2/\pi Ae}{L_{basic}^2/\pi Ae_{basic}} \right)_{cr} = \left(\frac{e_{basic}}{e} \right)_{cr}$$

로 표현할 수 있으며, 이는 스펠 효율계수(Oswald's Efficiency Factor)의 증가가 유도항력의 감소분을 유발한다는 것을 알 수 있다. 결과적으로, 윙렛에 의한 양항비의 증가는 같은 받음각에서의 양력의 증가 및 같은 양력에서의 Oswald's Efficiency Factor증가의 두가지 요인에 의하여 순항시의 양항비가 증가한다고 볼 수 있다. 본 설계에서는 민감도 분석에 의한 캔트각 산출에 요구되는 계산량이 지나치게 많으므로, Whitcomb[1]에 의하여 제안된 15도를 사용하였다. 이상의 설계개념으로 도출된 순항 마하수 0.4와 순항시 양력계수 0.3에 대한 소형제트기의 윙렛 형상은 다음과 같다.

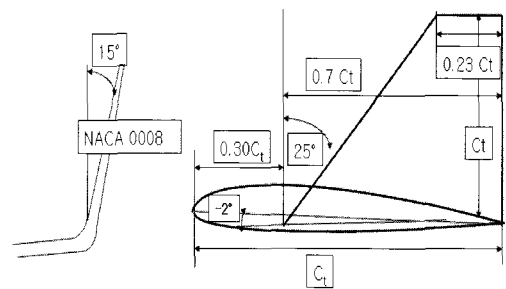


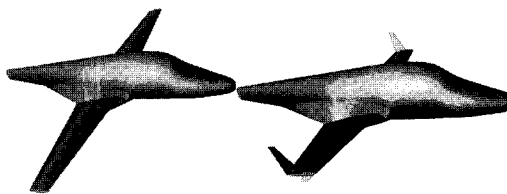
그림 2. 소형제트기용 윙렛 형상

4. 공력특성 해석 및 비교

전기체 해석시에는 3차원 Navier-Stokes Solver인 Fluent를 이용하였으며, Spalart-Allmaras의 1-eqn 난류모델을 적용하였다. 대칭 유동장이므로 동체와 날개의 반만 모델링하여 계산하였고, 엔진과 꼬리날개의 효과는 무시하였다. 그림 3에서 보듯이 Gambit을 이용하여 비정렬 격자계를 구성하였으며, 총 격자수는 320만개이

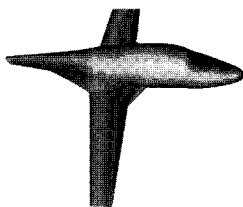
다. 4가지의 형상에 대하여 해석을 수행하였으며, 이는 기본날개, Whitcomb형상, 10% 스펠 연장형상 및 본 설계 결과인 KARI 윙렛 형상이다. 그림 3에 이들의 형상과 압력분포가 도시되었다. 윙렛이 있는 경우는 없는 경우보다 날개 끝단 근처에서 낮은 압력이 더 오래 유지되는 것이 보이며, 이는 양력계수의 증가로 나타난다.

그림 4에서는 예상된 바와 같이 양력계수의 증가가 Whitcomb 윙렛을 비롯하여 현저하게 나타났으나, 그림 5에서는 양력계수 0.3보다 작은 영역에서는 유도항력의 감소분과 형상압력의 증가분이 일치하여 설계시 의도한 항력감소를 얻지 못함을 알 수 있다. 즉, 순항양력이 크거나, 상승 및 착륙시에 양항비의 증가효과와 이에 따른 성능의 향상을 얻을 수 있다. 동체 중심에서의 굽힘모멘트를 살펴보면, Whitcomb 형상이 가장 크고, KARI 윙렛과 연장된 날개의 경우 굽힘 모멘트가 거의 비슷하게 예측되었다. 한편, 윙렛은 윙팁 vortex를 분산시켜 그 강도를 감소시켰으며(그림 7), 이에 따라 유도항력이 감소한다.

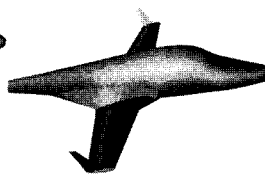


기본날개

Whitcomb 윙렛



10% 스펠 연장



KARI 윙렛

그림 3. 소형제트기 표면압력 분포 ($M=0.4$, $\alpha=4^\circ$)

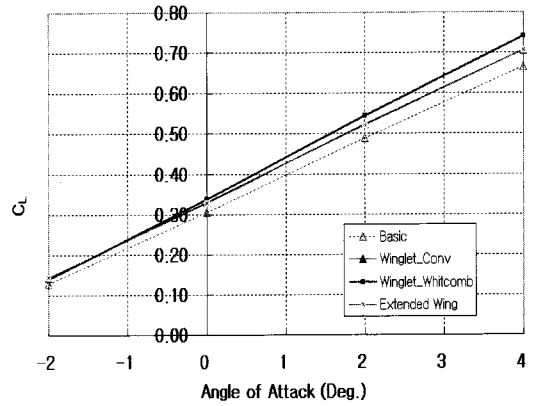


그림 4. 양력계수 ($M=0.4$)

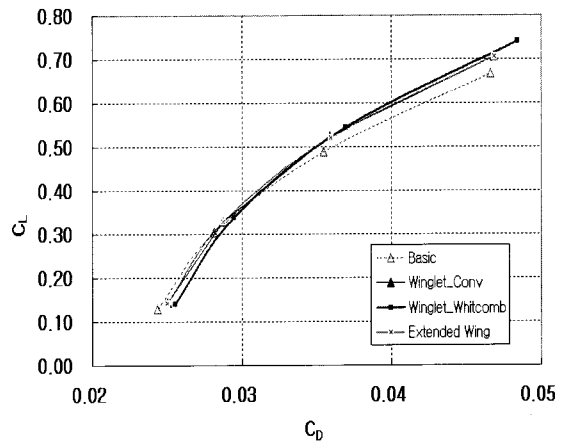


그림 5. Drag Polar ($M=0.4$)

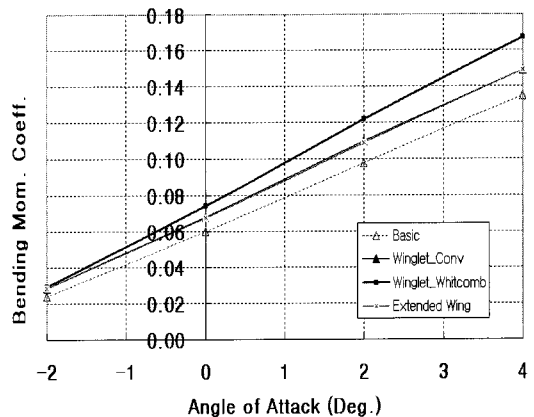


그림 6. Bending Moment ($M=0.4$)

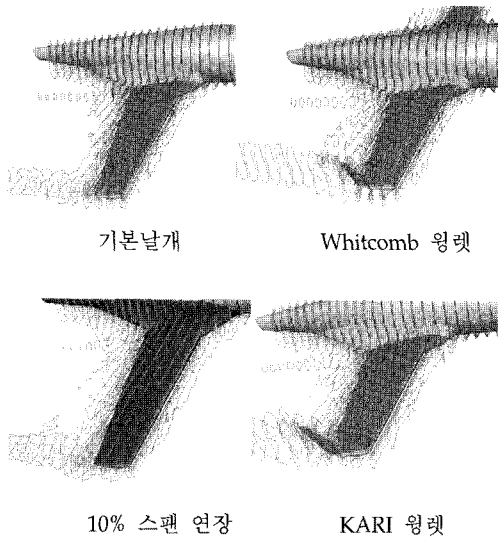


그림 7. Wing Tip Vorticity ($M=0.4$, $\alpha=4^\circ$)

5. 결론 및 향후 과제

일반적인 윙렛의 설계 개념을 적용하여 순항 마하수 0.4와 순항 설계 양력계수 0.3을 가지는 소형제트기의 윙렛을 모델링하고 그 공력특성을 살펴보고, 여러가지 윙렛 형상과 비교하였다. 그 결과, 유도항력 감소와 양력증가를 동반한 양항비 증가가 관찰되었으며, 적절하게 설계된 윙렛은 소형제트기의 순항성능을 향상시킨다는 것을 알 수 있다.

향후에는 많은 계산이 요구되는 윙렛의 Toe-out 각과 캔트각 등에 대한 민감도 분석을 통하여 성능이 향상된 설계에 대한 연구를 지속적으로 수행할 예정이며, 이에 따라 윙렛의 공기역학적 작용의 규명과 구조 중량 감소 및 공력적인 효율성이 더욱 향상될 것으로 기대된다.

참고 문헌

1. Whitcomb, R. T., "A Design Approach and Selected Wind-Tunnel Results at High Subsonic Speeds for Wing-Tip Mounted Winglets," NASA TN D-8260, July 1976.
2. Flechner, S. G.; Jacobs, P. F., "Experimental Results of Winglets on First, Second, and Third Generation Jet Transports," NASA TM 72674, May 1978.
3. Holmes, B. J.; Vandam, C. P.; Brown, P. W.; Deal, P. L., "Flight Evaluation of the Effect of Winglets on Performance and Handling Qualities of a Single-engine GA," NASA TM 81892, December 1980.
4. http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/aero_17/winglet_story.html
5. Heyson, H. H., Riebe, G. D. and Fulton, C. L., "Theoretical ParamWinglets and Wingtip Extensions," NASA TM X-74003, January 1977.
6. Norm Conley, "Winglet Toe-out Angle Optimization for the Gates Learjet Longhorn Wing," Vol. 17, No. 12, Dec. 1980.