

이중 후퇴각을 갖는 복합재 날개의 플러터 특성

구 교 남*

Flutter Characteristics of Double-Swept Composite Wings

Kyo-Nam Koo

ABSTRACT

A new planform of a wing having two sweep angles is proposed to enhance the aeroelastic stability of a swept-forward wing. The double-swept wing has two sweep angles with inboard wing swept-back and outboard wing swept-forward. Aeroelastic analysis is performed with the finite element method to model wing structure and the doublet point method to predict aerodynamic loads. The sweep angle of the inboard wing is varied in this analysis while the outboard wing is swept forward to a pre-selected amount. The results show that the aeroelastic stability can be drastically enhanced by adjusting the sweep angle of the inboard wing. The effect of the fiber orientation in the double-swept composite wing is studied and the proper ply angle is identified to maximize critical speed.

1. 서 론

항공기의 날개형상은 다양한 형태로 진화해 왔다. 초기 항공기 날개는 사각형 또는 타원형 등의 단순한 형상이었으나 제2차 세계대전 말기에 독일에서 처음 도입된 후 지난 수십 년간 후퇴익은 항공기 날개의 전형이었다고 해도 과언이 아니다. 2차 세계대전 동안 독일에서 개발된 Ju 287 폭격기는 최초로 전진익을 도입한 항공기였다. 그러나 정적 공탄성 관점에서 후퇴익이 전진익에 비해 월등히 우수했으므로 금속재 전진익은 거의 개발되지 않았다⁽¹⁾.

Krone의 연구결과에 의해 첨단 복합재료를 사용한 전진익은 채등장하였는데 그는 복합재료를 사용하여 전진익의 다이버전스를 방지할 수 있음을 밝혔다^{(2), (3)}. 그 후 복합재 테일러링을 응용한 그루먼사의 X-29 전진익기가 출현하였으나 실용화되지 못하는 불운을 맞이하게 되었다. 그 이유는 당시

미 공군의 관심이 기동성보다는 스텔스성과 초음속 순항으로 향하였기 때문이라고 전해진다.

복합재 전진익의 공력탄성학적 안정성에 대한 많은 연구가 수행된바 있다⁽³⁾⁻⁽⁹⁾. 그러나 그들의 목적은 섬유방향과 적층순서에 따른 휨-비틀림 연성이 안정성에 미치는 효과를 연구하는 것이었다.

새로운 항공기 형상은 공탄성 분야의 연구를 필요로 한다. 대표적인 예로서 경사익(oblique wing) 항공기, X-29 전진익기, 전환 회전익(tilt rotor) 등을 들 수 있다. 본 연구는 전진익에서 외측날개의 후퇴각을 일정하게 유지하면서 내측날개의 후퇴각을 변화시킴에 따라 전진익의 다이버전스 속도는 증가할 것이라는 추론에서 시작되었다. 이 사실은 금속재 날개에 대해 참고문헌 (10)에서 증명된 바 있다. 즉 날개의 내측 후퇴각과 외측후퇴각의 적절한 선정을 통해 금속재료 날개의 플러터 속도와 다이버전스 속도를 모두 증가시킬 수 있다는 중요한 결과를 제시하였다. 이중 후퇴각을 갖는 날개는 내측날개에서 후퇴각을 외측날개에서 전진각을 갖는다. 이중 후퇴각을 갖는 날개는 전진익이 갖는

* 한국항공우주연구소

공력성능의 장점과 높은 다이버전스 속도를 갖을 수 있을 것이 사료된다. 본 연구에서는 금속재 날개 적용했던 날개형상을 복합재 날개에 적용하여 그 공력탄성학적 특성을 살펴본다.

2. 공탄성 방정식

지배방정식의 유도를 위해 다음의 해밀톤(Hamilton)의 원리를 이용한다.

$$\delta \int_{t_1}^{t_2} (T - U) dt + \int_{t_1}^{t_2} \delta W dt = 0 \quad (1)$$

식 (1)에서 T 는 운동에너지, U 는 변형률에너지, W 는 공기력에 의한 일로 간주할 수 있다.

횡전단변형 판이론에서 변위는 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} u(x, y, z, t) &= u_0(x, y, t) + z\phi_x(x, y, t) \\ v(x, y, z, t) &= v_0(x, y, t) + z\phi_y(x, y, t) \\ w(x, y, t) &= w(x, y, t) \end{aligned} \quad (2)$$

해밀톤의 원리에 의해 유도된 지배방정식에 식 (2)의 변위장과 구성방정식을 적용한 뒤 임의의 요소에 대해 변위를 형상함수로 보간하면 다음과 같은 유한요소 방정식을 얻을 수 있다.

$$\mathbf{M}\dot{\mathbf{u}} + \mathbf{K}\mathbf{u} = \mathbf{f} \quad (3)$$

여기서 \mathbf{M} 와 \mathbf{K} 는 각각 질량행렬, 강성행렬이고 변위 벡터 \mathbf{u} 는 ϕ_x, ϕ_y, w 로 구성된다.

식 (3)에서 \mathbf{f} 는 비정상 공기력 벡터이며 DPM를 이용하여 계산한다. 단순조화운동하는 날개의 압력계수 Δp 와 업워시(upwash) \bar{w} 와의 관계식은 다음의 적분관계식으로 표현된다.

$$\bar{w}(x, y) = \frac{1}{8\pi} \int_S \Delta p(\xi, \eta) K(x - \xi, y - \eta) d\xi d\eta \quad (4)$$

여기서 핵함수 $K(x - \xi, y - \eta)$ 는 참고문헌(11)에 정의되어 있다.

DPM에서는 공력면을 사각형 요소로 분할하고 각

요소 내에 더블릿 (ξ, η) 와 업워시 (x, y) 를 1/4-3/4 코드에 위치시켜 업워시 벡터 $\bar{\mathbf{w}}$ 와 압력 벡터 \mathbf{p} 의 관계에 대한 대수방정식을 얻는다.

$$\bar{\mathbf{w}} = \frac{2}{\rho_\infty V^2} \mathbf{A} \mathbf{p} \quad (5)$$

여기서 \mathbf{A} 는 공력 영향계수 행렬이며 복소수이다.

공기력 벡터 \mathbf{f} 는 식 (5)를 사용하면 다음과 같이 표현된다.

$$\mathbf{f} = \frac{1}{2} \rho_\infty V^2 \mathbf{S} \mathbf{A}^{-1} \mathbf{D} \mathbf{u}^k \quad (6)$$

여기서 \mathbf{S} 는 공력요소의 면적행렬이고 \mathbf{D} 는 업워시와 변위의 변환행렬이다.

식 (6)에서 \mathbf{f} 는 각 공력요소의 더블릿 점 \mathbf{u}^k 에 작용하므로 표면보간(surface spline)을 이용하여 유한요소 절점에 작용하는 힘으로 변환하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \mathbf{f} &= \omega^2 \frac{\rho_\infty b^2}{2k} \mathbf{G}^T \mathbf{S} \mathbf{A}^{-1} \mathbf{D} \mathbf{G} \mathbf{u} \\ &= \omega^2 \mathbf{Q} \mathbf{u} \end{aligned} \quad (7)$$

여기서 $k = \frac{\omega b}{V}$ 는 환산진동수 (reduced frequency), b 는 날개뿌리에서의 반시위 길이, \mathbf{G} 는 공력요소의 더블릿 점과 유한요소 절점의 변수간 변환행렬이다. 따라서 다음과 같은 공탄성 방정식을 얻을 수 있다.

$$\mathbf{M}\dot{\mathbf{u}} + \mathbf{K}\mathbf{u} - \omega^2 \mathbf{Q}(k) \mathbf{u} = 0 \quad (8)$$

식 (8)에서 공기력은 조화운동한다는 가정 하에 계산되었으므로 날개의 운동도 조화운동한다고 가정하고 전통적인 $V-g$ 방법으로 해를 구하기 위해 가상적인 구조감쇠를 도입하면 플러터 방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$[\mathbf{M} + \mathbf{Q}(k) - \mathbf{ZK}]\mathbf{u} = 0 \quad (9)$$

여기서 Z 는 복소고유치이며 다음과 같이 정의 된다.

$$Z = \frac{1+ig}{\omega^2} \quad (10)$$

식 (9)의 차수는 유한요소 절점의 개수가 n 이라면 $3n$ 이므로 반복계산을 고려하면 계산시간이 오래 걸리므로 식 (3)에서 외력 항을 제거한 시스템의 모달 행렬(modal matrix) Φ 를 이용해 $\mathbf{u} = \Phi\mathbf{q}$ 로 다음과 같이 변환한다.

$$\Phi^T [\mathbf{M} + \mathbf{Q}(k) - \mathbf{ZK}] \Phi \mathbf{q} = \mathbf{0} \quad (11)$$

모달 행렬에서 N 개의 모드(mode)를 취한 경우에 식 (11)은 $N \times N$ 고유치 문제가 되므로 오차를 무시할 수 있는 정확도를 얻으면서 계산시간을 대폭 감소시킬 수 있다.

식 (11)의 해는 환산진동수 k 를 선택하여 복소고유치를 Z 를 계산한 뒤 다음의 식을 이용하여 진동수 ω , 구조감쇠 g , 속도 V 를 계산한다.

$$\omega = \frac{1}{\sqrt{\text{Re}(Z)}}, g = \frac{\text{Im}(Z)}{\text{Re}(Z)}, V = \frac{\omega b}{k} \quad (12)$$

환산진동수 k 를 감소시켜 가며 구조감쇠 g 의 값이 음에서 양으로 변할 때까지 반복계산을 수행하여 V - g 선도로부터 플러터 진동수 및 속도를 구한다.

3. 결과 및 검토

본 논문에서 해석에 사용된 날개의 기하학적인 특성과 좌표계를 Fig. 1에 나타내었다. 여기서 내측날개(inboard wing)와 외측날개(outboard wing)의 후퇴각은 각각 Λ_i , Λ_o 이며 후퇴각은 (+) 전진각은 (-)의 부호를 갖는다. 날개의 뿌리시위는 c 로 표현되며 내측날개의 끝단 시위와 외측날개의 끝단 시위는 각각 테이퍼 비 λ_i 와 λ_o 로 표현된다. l_i 와 l_o 는 내측날개와 외측날개의 길이(span)를 나타낸다.

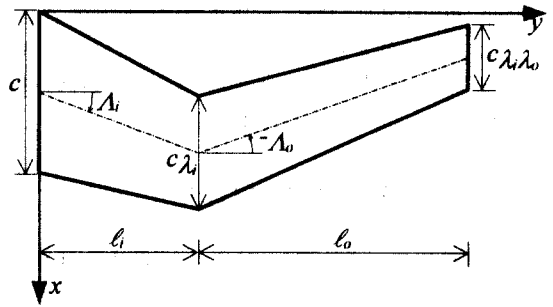


Fig. 1 Geometrical definition and coordinate of double-swept wing.

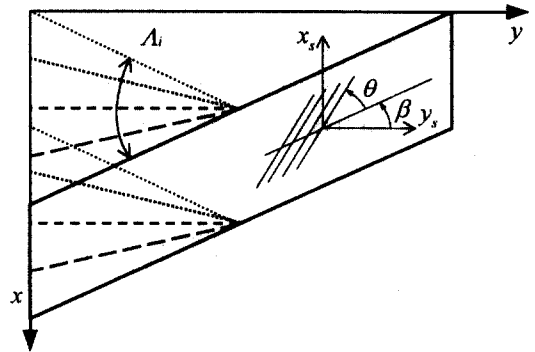


Fig. 2 Variation in sweep angle of inboard wing and definition of fiber orientation.

공력탄성학적 테일러링에 대한 많은 연구는 휨-비틀림 연성이 공력탄성학적 거동에 미치는 영향에 집중되어 있다. 따라서 이런 연구에서 사용된 적층순서는 휨-비틀림 연성을 최대화할 수 있도록 되어 있다. 그러나 많은 경우에 그런 적층순서를 갖는 적층판은 항공기 산업계에서는 사용되지 않으며 일반적으로 복합재 날개는 0° , $\pm 45^\circ$, 90° 단층으로 구성된 균형 대칭적층판으로 구성된다.

본 연구에서는 준등방성과 이방성 복합재 날개의 공탄성 특성을 연구하였다. 사용된 준이방성 복합재 날개는 $[0/\pm 45/90]_s^2$ 의 적층순서를 가지며 여기서 β 는 Fig. 2에서와 같이 적층각이 측정되는 기준각이다. 이방성 날개의 적층순서는 $[\theta/0/\pm 45/90]_s^2$ 가 되도록 하였다. 참고문헌 (5)에서 택한 AS1/3501-6 복합재료의 물성치는 다음과 같다.

$E_1=98.9 \text{ GPa}$, $E_2=7.9 \text{ GPa}$, $G_{12}=5.6 \text{ GPa}$

$\nu_{12}=0.28$, $t=0.134 \text{ mm}$, $\rho=1520 \text{ Kg/m}^3$

복합재 날개는 $\ell_i = 0.5\ell$ 에서 이중 후퇴각을 갖고 Λ_i 는 -30° 에서 30° 까지 변화되며 Λ_o 는 -30° 로 고정된다.

3-1. 준등방성 복합재 날개

기준각 β 에 의해 구별되는 3가지 경우($\beta=30^\circ$, 0° , -30°)에 대한 준등방성 복합재 날개의 공력탄성학적 특성을 연구하였다.

Fig. 3에 $[0/\theta/\pm 45/90]_S^3$ 를 갖는 복합재 날개의 공력탄성학적 거동을 제시하였다. $\Lambda_o=-30^\circ$ 이며 $\beta=30^\circ$ 이므로 적층각 θ 는 외측날개의 후퇴각 Λ_o 을 기준으로 측정된다. 내측 후퇴각 Λ_i 이 증가함에 따라 플러터 속도는 $-30^\circ < \Lambda_i < -20^\circ$ 영역에서만 증가하다 감소하지만 다이버전스 속도는 급격히 증가함을 보이고 있다. 최대 불안정 속도(56.0 m/s)는 $\Lambda_i=-11.6^\circ$ 에서 나타나며 이는 전진의 날개($\Lambda_i = \Lambda_o = -30^\circ$)의 불안정 속도보다 80%정도 큰 값이다.

$[0/\theta/\pm 45/90]_S^0$ 인 날개의 공력탄성학적 속도가 Fig. 4에 제시되었다. 내측날개가 후퇴적인 영역($0^\circ < \Lambda_i < 30^\circ$)에서 Λ_i 가 증가함에 따라 플러터 속도는 단순감소하고 다이버전스 속도는 단순증가함을 보여주고 있다. 최대 불안정 속도는 $\Lambda_i=-16.7^\circ$ 일 때 61.7 m/s 이며 이 속도는 고려 중인 3가지 경우중에서 가장 큰 값이다.

$\beta=-30^\circ$ 에 대한 결과가 Fig. 5에 제시되었다. 도는 영역에서 플러터 속도가 다이버전스 속도보다 큰 값을 갖으며 다이버전스 속도는 내측날개의 후퇴각을 줄여감에 따라 단순증가하는 현상을 보여 주지만 다른 경우에 비해 증가량이 작음을 알 수 있다. 최대 불안정 속도는 $\Lambda_i=30^\circ$ 에서 43.2 m/s 이며 이는 $\beta=0^\circ$ 의 61.7 m/s 에 비해 훨씬 작은 값이다.

3-2. 이방성 복합재 날개

적층각이 이중 후퇴각을 갖는 날개의 공력탄성학적 안정성에 미치는 영향을 조사하기 위해 두가

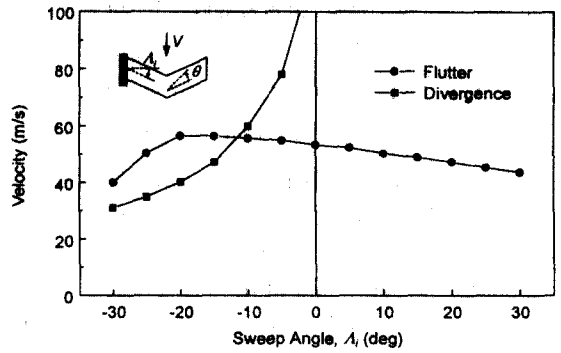


Fig. 3 Aeroelastic speeds of double-swept quasi-isotropic composite wing: $[0/\pm 45/90]_S^3$, $\ell_i = 0.5\ell$, $\Lambda_o = -30^\circ$.

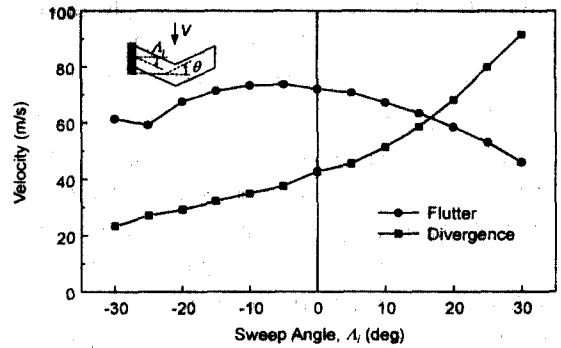


Fig. 4 Aeroelastic speeds of double-swept quasi-isotropic composite wing: $[0/\pm 45/90]_S^0$, $\ell_i = 0.5\ell$, $\Lambda_o = -30^\circ$.

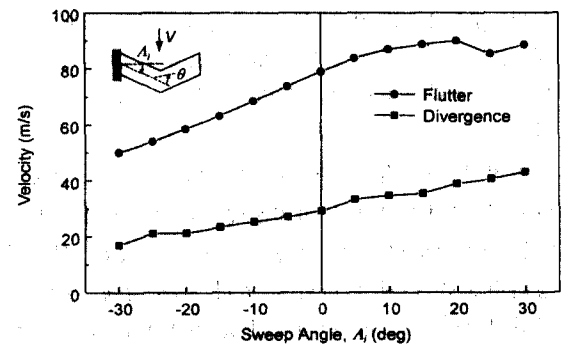


Fig. 5 Aeroelastic speeds of double-swept quasi-isotropic composite wing: $[0/\pm 45/90]_S^{-30}$, $\ell_i = 0.5\ell$, $\Lambda_o = -30^\circ$.

지 다른 적층구성을 고려하였다. 첫 번째 경우는 날개 스패를 따라 적층순서 $[\theta/0/\pm 45/90]_S^0$ 로 일정한 두께를 갖는 적층판이다. 두 번째 경우는 내측 날개에서는 적층순서가 $[\theta/0/\pm 45/90]_S^0$ 이나 외측 날개에서 θ 층이 없어(ply drop-off) 두께가 감소한 적층판이다. 두 번째 경우가 고려된 이유는 실제 복합재 날개의 외피에서 날개 끝단으로 갈수록 단층들이 제거되기 때문이다.

본 연구에서 계산을 위해 사용된 날개 형상은 $l_i = l_o = 0.5l$, $\Lambda_i = 30^\circ$, $\Lambda_o = -30^\circ$ 이다. 적층각 θ 를 위한 기준각 β 는 준이방성 날개의 경우에서 처럼 $30^\circ, 0^\circ, -30^\circ$ 이다. $\beta = 30^\circ$ 인 이방성 날개의 플러터 및 다이버전스 속도에 적층각 θ 가 미치는 영향을 Fig.6에 도시하였다. 기호 \bullet , \blacksquare 는 ply drop-off가 없는 날개, 기호 \circ , \square 는 ply drop-off가 있는 날개의 속도를 나타낸다. $100^\circ < \theta < 130^\circ$ 영역을 제외하고 대부분의 적층각에서 다이버전스 속도가 플러터 속도보다 크게 나타나고 있다. Fig.6을 살펴보면 $0.5l$ 에서 θ 층의 drop-off는 공력탄성학적 불안정성에 크게 영향을 미치지 않음을 알 수 있다. drop-off가 없는 날개와 있는 날개의 최대 불안정 속도는 $\theta = 130^\circ$ 부근에서 각각 96.9 m/s 와 84.9 m/s 이다. 이는 10%의 중량감소로 12.4%의 안정성 증가를 얻을 수 있음을 뜻하며 ply drop-off가 큰 효과를 보이고 있지는 않다.

Fig. 7에는 $\beta = 0^\circ$ 일 날개에 대한 결과가 주어졌다. ply drop-off는 $0^\circ < \theta < 110^\circ$ 에서 매우 크게 줄어들었다. 그러나 이 영역에서는 플러터가 위험하므로 ply drop-off에 의한 불안정성에는 큰 의미가 없다. ply drop-off가 없는 날개와 있는 날개의 최대 불안정 속도는 각각 96.2 m/s 와 79.4 m/s 로 10%의 중량감소로 17.5%의 안정성 감소가 발생한다.

마지막으로 적층각이 $[\theta/0/\pm 45/90]_S^{30}$ 인 이방성 날개의 공력탄성학적 안정성에 미치는 영향을 Fig. 8에 제시하였다. 다이버전스 속도가 높은 영역이 상대적으로 좁게 나타나고 있다. 적층각에 의한 공력탄성학적 속도의 변화는 Fig. 6과 Fig. 7에 제시된 경우에 비해 크지 않다. 특히 ply drop-off가 있는 날개에 대한 적층각의 효과를 무시할만하다. 두가지 경우에 대한 최대 불안정 속도는 다른 적

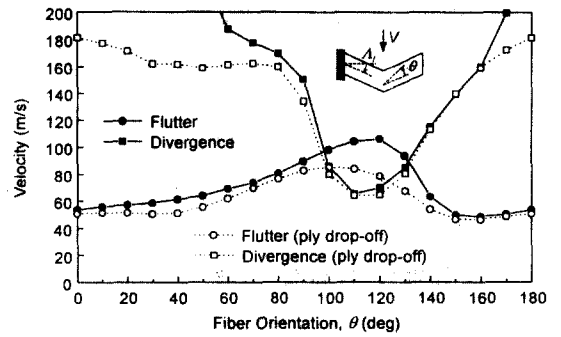


Fig. 6 Effect of fiber orientation on aeroelastic speeds of double-swept anisotropic wing: $[\theta/0/\pm 45/90]_S^0$, $l_i = 0.5l$, $\Lambda_i = 30^\circ$, $\Lambda_o = -30^\circ$

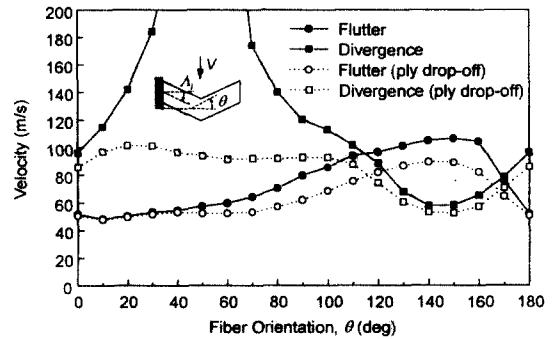


Fig. 7 Effect of fiber orientation on aeroelastic speeds of double-swept anisotropic wing: $[\theta/0/\pm 45/90]_S^0$, $l_i = 0.5l$, $\Lambda_i = 30^\circ$, $\Lambda_o = -30^\circ$

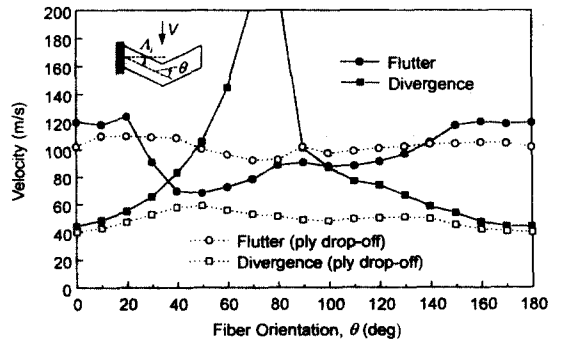


Fig. 8 Effect of fiber orientation on aeroelastic speeds of double-swept anisotropic wing: $[\theta/0/\pm 45/90]_S^{30}$, $l_i = 0.5l$, $\Lambda_i = 30^\circ$, $\Lambda_o = -30^\circ$

층각에서 발생한다, 즉, ply drop-off가 없는 날개는 $\theta=100^\circ$ 에서 88.1 m/s이며 ply drop-off가 있는 날개는 $\theta=50^\circ$ 일 때 59.1 m/s 이다. 따라서 $\beta = -30^\circ, 30^\circ, 0^\circ$ 중에서 -30° 인 날개의 최대 불안정 속도가 가장 작게 나타난다.

4. 결 론

본 논문에서는 공력학적으로 전진익이 갖는 장점을 가지면서 공탄성 안정성을 향상시킬 수 있는 새로운 날개 형상인 이중 후퇴각을 갖는 날개를 제안하였으며 공탄성 해석을 통해 이를 입증하였다. 주된 동기는 전진익의 내측날개의 전진각을 후퇴각으로 바꾸어 외측날개에서 전진익의 공력특성을 유지하며 다이버전스 속도를 증가시키는 것이었다.

준등방성 및 이방성 복합재료 날개에 대한 수치예제를 제시하였다. 등방성 금속재료 날개와 마찬가지로 적층각의 변화 없이 공력탄성학적 안정성을 증가시킬 수 있음을 제시하였다. 또한 특징의 이중각을 갖는 날개에 대해서 적절한 적층각을 선택하여 최대의 안정성을 얻을 수 있음을 보였다.

참고문헌

(1) Weisshaar, T. A., 1980, "Divergence of Forward Swept Composite Wings", Journal of Aircraft, Vol. 17, No. 7, pp. 442-448.
 (2) Shirk, M. H., Hertz, T. J., and Weisshaar, T. A., 1980, "Aeroelastic Tailoring - Theory, Practice, and Promise", Journal of Aircraft, Vol. 23, No. 1, pp. 6-18.
 (3) Krone, N. J. Jr., 1975, "Divergence Elimination with Advanced Composite", AIAA Paper 75-1009.
 (4) Weisshaar, T. A., 1981, "Aeroelastic Tailoring of Forward Swept Composite Wing", Journal of Aircraft, Vol. 18, No. 8, pp. 669-676.
 (5) Hollowell, S. J. and Dugundji, J., 1981, "Aeroelastic Flutter and Divergence of Stiffness Coupled, Graphite/Epoxy Cantilevered Plates", Journal of Aircraft, Vol. 21, No. 1, pp. 69-76.

(6) Lansberger B. J. and Dugundji, J., 1985, "Experimental Aeroelastic Behavior of Unswept and Forward-Swept Cantilever Graphite/Epoxy Wings", Journal of Aircraft, Vol. 22, No. 8, pp. 679-686.
 (7) Lottati, I., 1985, "Flutter and Divergence Aeroelastic Characteristics for Composite Forward Swept Cantilever Wing", Journal of Aircraft, Vol. 22, No. 11, pp. 1001-1007.
 (8) Lin, K.-J., Lu, P.-J., and Tarn, J.-Q., 1989, "Flutter Analysis of Cantilever Composite Plates in Subsonic Flow", AIAA Journal, Vol. 27, No. 8, pp. 1102-1109.
 (9) Koo, K. N. and Lee, I., 1994, "Aeroelastic Behavior of a Composite Plate Wing with Structural Damping", Computers & Structures, Vol. 50, No. 2, pp. 167-176.
 (10) 구교남, 1999, "W-형 날개의 아음속 공탄성 해석", 한국항공우주학회지, 제27권, 제7호, pp. 30-36.
 (11) Ueda, T. and Dowell, E. H., 1982, "A New Solution Method for Lifting Surfaces in Subsonic Flow", AIAA Journal, Vol. 20, No. 3, pp. 348-355.