論文

CAS 복합재료 항공기 날개의 에일러론 역전 특성 연구 송오섭*, 김근택**

A Study on the Aileron Reversal Characteristics of CAS Composite Aircraft Wings

Ohseop Song* and Keun-Taek Kim**

ABSTRACT

This paper deals with an analytical study on the aileron reversal characteristics of anisotropic composite aircraft wings modelled as thin-walled beam and having bending-torsion structural couplings caused by Circumferentially Asymmetric Stiffness layup scheme. For a study on the aileron reversal of CAS composite wings, it is essential to consider the following effects such as warping restraint, transverse shear flexibility, bending-twist structural coupling, wing aspect ratio, ratio of span-wise and chord-wise length of aileron to wing, and sweep angle, etc. The results on the aileron reversal could have a significant role in more efficient designs of thin-walled composite wing aircraft for which this aeroelastic instability is one of the most critical ones.

초 록

본 논문에서는 굽힘-비틀림 연성운동이 일어나는 CAS 형태의 이방성 복합재료 항공기 날개의 에일러론 역전 특성에 관한 해석적인 연구를 수행하였다. 복합재료 날개는 박판 보로 모델링되었다. 복합재료 날개의 에일러론 역전 특성에 관한 연구에서, 횡전단변형 및 와핑구속, 굽힘-비틀림 연성, 후퇴각, 날개의 가로세로비, 날개와 에일러론의 길이비 및 시위비, 등을 고려하는 것이 필요하다. 얇은 벽 보의 항공기 날개에 대한 보다 더 효과적인 설계를 위해, 에일러론 역전 특성과 관련한 연구 결과는 매우 중요한 역할을 담당할 수 있을 것이다.

Key Words : Aileron Reversal(에일러론 역전), Composite Wing(복합재료 날개), Thin-Walled Beam(얇은 벽 보)

Ⅰ.서 론

항공기의 날개는 탄성체로서, 공력으로 인해 변형이 일어나고, 이로 인해 받음각이 변하기 때 문에 날개를 강체로 가정하였을 경우와는 다른

★ 2009년 9월 14일 접수 ~ 2009년 11월 25일 심사완료
★ 정회원, 충남대학교 기계공학과 교신저자, E-mail : songos@cnu.ac.kr 대전광역시 유성구 궁동 220번지
** 정회원, 한국항공우주연구원 항행제어팀 특성을 나타낸다. 날개의 받음각의 변화는 공력 특성에 커다란 영향을 미치므로, 항공기 날개의 정적 공탄성 문제에 대한 해석이 중요하다.

에일러론 역전이란, 날개의 에일러론을 통해 원하는 양력의 증가를 얻고자 할 때, 날개의 변 형으로 인해 받음각이 작아지면 양력이 원하는 방향과 반대로 발생하는 현상이다[1,2].

최근 복합재료의 우수한 특성으로 말미암아, 항공기의 구조 특히, 날개의 설계에 복합재료를 적용함으로써 공탄성학적 특성을 향상시킬 수 있 다. 복합재료의 항공기 날개는 굽힘과 비틀림 사 이의 연성이 발생한다. 굽힘 하중은 비틀림과 굽 힘 변형을 동시에 발생시키며, 이러한 연성은 날 개의 공탄성 특성을 변화시킨다.

복합재료 날개는 무게의 증가 없이 적층 각을 최적화하여 비틀림과 굽힘의 특성을 향상시킬 수 있고, 이에 따라 에일러론 역전 속도를 증가시킬 수 있는 설계가 가능하다.

본 연구에서는 굽힘과 비틀림이 구조적으로 연성을 나타내는 특수한 적층 형태(layup)의 하 나인 Circumferentially Asymmetric Stiffness (CAS) 형상[3]의 복합재료의 박판 보에 대해 구 조적 테일러링(tailoring)을 이용한 정적 공탄성의 안전성 문제인 에일러론 역전 특성에 대해 고찰 한다.

Ⅱ.본 론

2.1 기본 가정

이방성 복합재료 박판 보(thin-walled beam)의 기본적인 가정은 등방성 박판 보의 기하학적인 특성과 함께, 복합재료 구조물에서 상대적으로 크게 나타나는 횡전단 및 회전관성효과와 함께, 1차 및 2차 와핑구속효과를 모두 고려한다.

본 연구에서 사용한 기본적인 가정은 다음과 같다. 1) 보의 단면은 변형 후에도 단면 본래의 형상을 유지한다. 2) 비틀림 율(rate of twist)은 보의 축 방향을 따라 변한다. Saint-Venant torsion 에서는 비틀림 율을 상수로 가정하지만, 본 연구에서는 비틀림 율은 축 방향 좌표의 함수 이다. 1차 와핑은 단면의 원주좌표(s)에 따른 와 핑 변위를 의미하며, 2차 와핑은 단면의 벽두께 좌표(n)의 와핑 변위를 나타낸다. 보의 벽 두께가 매우 얇은 경우에는 2차 와핑의 영향은 1차 와핑 에 비해 무시할 수 있을 정도로 작다. 3) 에일러 론에 의한 날개의 기하학적 형상 변화는 없는 것 으로 가정한다.

2.2 모델의 기하학적 형상

Fig. 2는 에일러론을 갖는 날개의 기하학적 형 상으로 Biconvex 단면을 가지며, 구조적 테일러 링에 필요한 섬유각(θ)과 에일러론의 처짐(β), 후 퇴각(Λ), 초기받음각(φ₀) 및 에일러론의 시위(E) 등을 나타내고 있다.

여기서, L은 날개의 전체 길이를 나타내고, E, L₂는 에일러론의 시위 및 길이를 의미한다.





단면의 두께(h) = 0.4 inch(0.01m)
날개의 길이(<i>L</i>) = 80 inch(2.03m)
날개의 시위(c) = 10 inch(0.25m)
날개 대 에일러론 시위비 $(ar{m{c}}=E/m{c})$ = 0.25
날개 대 에일러론 길이비 $(\overline{L} = L_2/L)$ = 0.35
공력 중심(<i>e</i>) = <i>c</i> /4

2.3 변위장

박판 보의 단면 형상은 단면 내에서 변하지 않는 cross-section non-deformability 조건을 고 려하고, 전단변형 및 와핑구속효과를 포함하는 박판 보의 변위장은 다음과 같다[3,4].

$$u(x, y, z, t) = u_0(z, t) - \left[y(s, z) - n \frac{dx}{ds}\right] \phi(z, t) \quad (1)$$

$$v(x, y, z, t) = v_0(z, t) + \left[x(s, z) + n\frac{dy}{ds}\right]\phi(z, t) \quad (2)$$

$$\begin{split} w(x,y,z,t) &= w_0(z,t) + x(s,z) \, \theta_y(z,t) & (3) \\ &+ y(s,z) \, \theta_x(z,t) - F_w(s,z) \, \phi'(z,t) & \\ &+ n \bigg[\frac{dy}{ds} \, \theta_y(z,t) - \frac{dx}{ds} \, \theta_x(z,t) \bigg] & \end{split}$$

여기서,

$$egin{aligned} & heta_{m{x}}(m{z},t) = \gamma_{m{yz}}(m{z},t) - m{v}_0{'}(m{z},t) \\ & heta_{m{y}}(m{z},t) = \gamma_{m{xz}}(m{z},t) - m{u}_0{'}(m{z},t) \\ & F_{m{w}}(m{s},m{z}) = \int_0^{m{s}} \left[r_{m{n}}(m{m{s}}) - \psi
ight] dm{m{s}} & : & 1$$
차 와핑

$$a(s,z) = -x(s,z) \frac{dx}{ds} - y(s,z) \frac{dy}{ds}$$
 : $2 = 2$





$$r_n(s, z) = x(s, z) \frac{dy}{ds} - y(s, z) \frac{dx}{ds}$$

 $\psi(s, z) = \frac{\oint r_n(s, z) ds}{\oint ds}$: 비틀림 함수

또한 s = Dummy 적분 변수이며, u_0 , v_0 , $w_0 = x$, y, z 방향의 병진변위(translation)이고 θ_x , θ_y , $\phi = x$, y, z 축의 회전각을 나타낸다(Fig. 2). 또 한, γ_{yz} , γ_{xz} 는 각각 y-z 평면과 x-z 평면에서 의 전단변형률을 나타내고, ()'은 z에 대한 미 분을 나타낸다.

2.4 구성 방정식

Generally orthotropic 복합재료의 응력-변형률 관계식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \sigma_{ss} \\ \sigma_{zz} \\ \sigma_{nn} \\ \sigma_{zn} \\ \sigma_{sn} \\ \sigma_{ss} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & \overline{Q_{12}} & \overline{Q_{13}} & \overline{Q_{13}} & 0 & 0 & \overline{Q_{16}} \\ \overline{Q_{12}} & \overline{Q_{22}} & \overline{Q_{23}} & 0 & 0 & \overline{Q_{26}} \\ \overline{Q_{13}} & \overline{Q_{23}} & \overline{Q_{33}} & 0 & 0 & \overline{Q_{36}} \\ 0 & 0 & 0 & \overline{Q_{44}} & \overline{Q_{45}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \overline{Q_{45}} & \overline{Q_{55}} & 0 \\ 0 & \overline{Q_{16}} & \overline{Q_{26}} & \overline{Q_{36}} & 0 & 0 & \overline{Q_{66}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\varepsilon}_{ss} \\ \boldsymbol{\varepsilon}_{zz} \\ \boldsymbol{\varepsilon}_{nn} \\ \boldsymbol{\gamma}_{zn} \\ \boldsymbol{\gamma}_{sn} \\ \boldsymbol{\gamma}_{sz} \end{bmatrix}$$
(4)

상기 식 (4)로부터, 앞서 가정한 단면의 불변형 성 조건에 따라, $\varepsilon_{nn} = \gamma_{ns} = 0$ 이고 hoop stress $\sigma_{ss} = 0$ 인 가정에 따라, 합응력 (stress resultant) 과 합모멘트 (stress couple)를 구하면 다음과 같다.

$$\begin{pmatrix} N_{zz} \\ N_{sz} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} K_{11} K_{12} K_{13} K_{14} \\ K_{21} K_{22} K_{23} K_{24} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \boldsymbol{\varepsilon}_{zz}^{(0)} \\ \boldsymbol{\gamma}_{sz}^{(0)} \\ \boldsymbol{\gamma}_{sz}^{(1)} \\ \boldsymbol{\varepsilon}_{zz}^{(1)} \end{bmatrix}$$
(5)





$$\begin{cases} L_{zz} \\ L_{sz} \end{cases} = \begin{bmatrix} K_{41} K_{42} K_{43} K_{44} \\ K_{51} K_{52} K_{53} K_{54} \end{bmatrix} \begin{cases} \boldsymbol{\varepsilon}_{zz}^{(0)} \\ \boldsymbol{\gamma}_{sz}^{(0)} \\ \boldsymbol{\gamma}_{sz}^{(1)} \\ \boldsymbol{\varepsilon}_{zz}^{(1)} \end{bmatrix}$$
(6)

$$N_{zn}(s, z) = A_{44} \gamma_{zn} \tag{7}$$

여기서, $\epsilon_{zz}^{(0)}$ 와 $\epsilon_{zz}^{(1)}$ 은 각각 보의 단면에서의 on-contour와 off-contour 축 방향 변형률이며, $K_{ij}(=K_{ji})$ 는 A, B, D 행렬로 표시할 수 있는 수 정 강성항이다.

2.5 운동 방정식과 경계조건

복합재료 구조물에서는 섬유각 및 적층 방법 에 따라 모든 종류의 운동이 서로 연성을 나타낼 수 있으나, 본 연구에서는 y-z 평면 내에서의 종방향 굽힘운동과 비틀림 운동이 서로 연성되 고, 이와는 별도로 x-z 평면에서 횡방향 굽힘과 보의 축 방향(z-축)운동이 연성되는 CAS 구조물 (Fig. 3)에 대하여 아래 식과 같은 해밀턴 원리를 적용하여 종방향 굽힘/비틀림 연성 운동에 관한 운동방정식과 경계조건을 유도하였다. 에일러론 역전 특성 문제의 경우, 운동 에너지 항을 무시 한다[5,6,7].

$$\int_{t_1}^{t_2} (-\delta V + \delta W) dt = 0$$
(8)
$$\delta \boldsymbol{v}_0 = \delta \boldsymbol{\theta}_{\boldsymbol{x}} = \delta \phi = 0 \text{ at } \boldsymbol{t} = \boldsymbol{t}_1, \, \boldsymbol{t}_2$$

여기서, 날개의 탄성에너지는 다음과 같다.

$$V = \frac{1}{2} \int_{0}^{L} \oint \sum_{k=1}^{N} \int_{h_{(k)}} \{V_{j}\} dn \, ds \, dz \tag{9}$$

여기서

$$\begin{split} V_{f} &= \sigma_{zz}^{(k)} \begin{bmatrix} w_{0}^{'} + y(s, z) \, \theta_{y}^{'} \\ &+ x(s, z) \, \theta_{y}^{'} - F_{w}(s, z) \, \phi^{''} \\ &+ n \Big(\frac{dy}{ds} \theta_{y}^{'} - \frac{dx}{ds} \, \theta_{x}^{'} - a(s, z) \, \phi^{''} \Big) \end{bmatrix} \\ &+ \sigma_{sz}^{(k)} \begin{bmatrix} (\theta_{y} + u_{0}^{'}) \frac{dx}{ds} + (\theta_{x} + v_{0}^{'}) \frac{dy}{ds} \\ &+ 2 \frac{A_{c}(z)}{\beta(z)} \, \phi^{'} + 2 n \, \phi^{'} \end{bmatrix} \\ &+ \sigma_{nz}^{(k)} \Big[(\theta_{y} + u_{0}^{'}) \frac{dy}{ds} - (\theta_{x} + v_{0}^{'}) \frac{dx}{ds} \Big] \end{split}$$

그리고 외력(양력 및 공력모멘트)에 의한 가상 일은 다음 식과 같이 표현된다.

$$\delta W = \int_{0}^{L} (p_{y} \delta v_{0} + m_{z} \delta \phi) dz \qquad (10)$$

여기서

$$\begin{split} p_{y} &= q_{n} c a_{0} \left(\phi - v_{0}^{'} \tan \Lambda \right) + H_{a} q_{n} c \frac{\partial c_{L}}{\partial \beta} \beta \\ m_{z} &= q_{n} c a_{0} e \left(\alpha_{0} + \phi - v_{0}^{'} \tan \Lambda \right) \\ &+ H_{a} q_{n} c e \frac{\partial c_{L}}{\partial \beta} \beta + H_{a} q_{n} c^{2} \frac{\partial c_{MAC}}{\partial \beta} \beta \\ H_{a} &= \begin{cases} 0, & 0 \leq z \leq L_{1} \\ 1, & L_{1} \leq z \leq L_{2} \end{cases} \text{ Heaviside function} \\ \frac{\partial c_{L}}{\partial \beta} &= - \frac{a_{0} \left[\cos^{-1}(1 - 2 \overline{c}) + 2 \sqrt{\overline{c} (1 - \overline{c})} \right] }{\pi} \\ \frac{\partial c_{MAC}}{\partial \beta} &= - \frac{a_{0} (1 - \overline{c}) \sqrt{\overline{c} (1 - \overline{c})}}{\pi}, \quad \overline{c} = \frac{c_{A}}{c} \end{split}$$

(1) 운동 방정식 다음과 같은 운동방정식을 유도할 수 있다.

$$\delta \boldsymbol{v}_{0}: \left[\boldsymbol{a}_{55}\left(\boldsymbol{\theta}_{\boldsymbol{x}}+\boldsymbol{v}_{0}^{'}\right)-\boldsymbol{a}_{56}\boldsymbol{\phi}^{''}\right]^{\prime} \qquad (11)$$

$$+\boldsymbol{q}_{\boldsymbol{n}}\boldsymbol{c}\boldsymbol{a}_{0}\left(\boldsymbol{\phi}-\boldsymbol{v}_{0}^{'}\tan\boldsymbol{\Lambda}-\frac{\boldsymbol{p}\boldsymbol{z}}{\boldsymbol{u}}\right)$$

$$+\boldsymbol{H}_{\boldsymbol{a}}\boldsymbol{q}_{\boldsymbol{n}}\boldsymbol{c}\frac{\partial \boldsymbol{c}_{L}}{\partial\boldsymbol{\beta}}\boldsymbol{\beta}=0$$

$$\delta \theta_{x}: \begin{bmatrix} a_{33} \theta_{x}' + a_{37} \phi' \end{bmatrix}' - a_{55} (\theta_{x} + v_{0}') + a_{56} \phi'' = 0$$
(12)

$$\begin{split} \delta\phi: & \left[\boldsymbol{a}_{73}\boldsymbol{\theta}_{\boldsymbol{x}}^{'} + \boldsymbol{a}_{77}\boldsymbol{\phi}^{'} \right]^{\prime} & (13) \\ & + \left[\boldsymbol{a}_{65} \left(\boldsymbol{\theta}_{\boldsymbol{x}} + \boldsymbol{v}_{0}^{'} \right) - \boldsymbol{a}_{66} \boldsymbol{\phi}^{\prime \prime} \right]^{\prime \prime} \\ & + \boldsymbol{q}_{\boldsymbol{n}} \boldsymbol{c} \boldsymbol{a}_{0} \boldsymbol{e} \left(\boldsymbol{\phi} - \boldsymbol{v}_{0}^{'} \tan \Lambda - \frac{\boldsymbol{p} \boldsymbol{z}}{\overline{\boldsymbol{u}}} \right) \\ & + H_{\boldsymbol{a}} \boldsymbol{q}_{\boldsymbol{n}} \boldsymbol{c} \boldsymbol{e} \frac{\partial \boldsymbol{c}_{L}}{\partial \beta} \beta + H_{\boldsymbol{a}} \boldsymbol{q}_{\boldsymbol{n}} \boldsymbol{c}^{2} \frac{\partial \boldsymbol{c}_{MAC}}{\partial \beta} \beta = 0 \end{split}$$

여기서

at
$$z = 0$$

 $v_0 = \theta_x = \phi = \phi' = 0$ (14)

at
$$\mathbf{z} = L$$

 $\delta \mathbf{v}_0$: $\mathbf{a}_{55} \left(\theta_{\mathbf{x}} + \mathbf{v}_0{'} \right) - \mathbf{a}_{56} \phi^{\prime \prime} = 0$

$$\delta \theta_{x}: \ a_{33} \theta_{x}' + a_{37} \phi' = 0 \tag{16}$$

$$\begin{split} \delta \phi : \ \, \boldsymbol{a}_{73} \theta_{\boldsymbol{x}}^{\ \prime} + \boldsymbol{a}_{77} \phi^{\prime} & (17) \\ & + \left[\boldsymbol{a}_{65} \left(\theta_{\boldsymbol{x}} + \boldsymbol{v}_{0}^{\ \prime} \right) - \boldsymbol{a}_{66} \phi^{\prime \prime} \right]^{\prime} = 0 \end{split}$$

$$\delta \phi': -a_{65} (\theta_{x} + v_{0}') + a_{66} \phi'' = 0$$
(18)

$$\begin{split} \mathbf{a}_{33} &= \oint \left(\mathbf{y}^2 \, K_{11} - \mathbf{y} \, \frac{dx}{ds} \, K_{41} - \mathbf{y} \, \frac{dx}{ds} \, K_{14} + \frac{dx}{ds} \, \frac{dx}{ds} \, K_{44} \right) ds \\ \mathbf{a}_{37} &= \mathbf{a}_{73} = \oint \left(\mathbf{y} \, K_{13} - \frac{dx}{ds} \, K_{43} \right) ds \\ \mathbf{a}_{55} &= \oint \left(\frac{dy}{ds} \, \frac{dy}{ds} \, K_{22} + \frac{dx}{ds} \, \frac{dx}{ds} \, A_{44} \right) ds \\ \mathbf{a}_{56} &= \mathbf{a}_{65} = \oint \left(F_w \, \frac{dy}{ds} \, K_{21} + \mathbf{a} \, \frac{dy}{ds} \, K_{24} \right) ds \\ \mathbf{a}_{66} &= \oint \left(F_w^2 \, K_{11} + F_w \, \mathbf{a} \, K_{41} + F_w \, \mathbf{a} \, K_{14} + \mathbf{a}^2 \, K_{44} \right) ds \\ \mathbf{a}_{77} &= \oint \left(\psi \, K_{23} + 2K_{53} \right) ds \end{split}$$

a₅₆(=a₆₅)은 전단변형과 와핑구속의 연성을 나 타내는 강성이며, a₃₇(=a₇₃)은 CAS 구조에 따른 굽힘-비틀림 연성강성으로서, 섬유각에 따라 a₃₇
의 크기와 부호가 바뀐다. 즉, 굽힘 하중으로 발 생하는 비틀림 효과는 a₃₇의 크기에 비례하며, a₃₇의 부호 변화에 따라 굽힘 하중으로 인해 발 생하는 비틀림 효과가 서로 바뀌어 나타난다.

이러한 효과를 항공기 날개에 적용하여 굽힘 하중에 대한 날개단면의 비틀림각 방향을 변화시 켜, 공탄성적 성능 향상에 기여할 수 있다.

2.6 날개의 롤 모멘트

항공기 롤 운동은 날개 바깥쪽 끝에 위치한 에일러론을 통해 이루어지며, 감쇠력이 작용하지 않은 상태에서 단지 에일러론 작동에 따른 양력 변화량 값을 계산한다. 롤 운동과 관련이 있는 힘은 에일러론의 처짐에 따른 것이다. 이 때, 에 일러론의 처짐에 비례하여 양력의 크기가 변하므 로 유효 받음각 α_e도 역시 달라지며, 이러한 유 효 받음각으로 인해 다음과 같은 롤 모멘트를 얻 는다[7,8].

$$M_{R} = q_{n} \cos \Lambda c \int_{0}^{L} \left(a_{0} \alpha_{e} + H_{a} \frac{\partial C_{L}}{\partial \beta} \beta \right) z \, dz \qquad (19)$$

$$\approx 7 \lambda$$

(15)

$$\begin{aligned} \alpha_{e} &= \phi - \boldsymbol{v}_{0} \, \tan \Lambda \\ \boldsymbol{q}_{n} &= \frac{1}{2} \, \rho \, \overline{\boldsymbol{u}^{2}} \cos^{2} \Lambda \\ \boldsymbol{a}_{0} &= \frac{\partial C_{L}}{\partial \alpha} = \frac{2 \, \pi \, A R}{A R + 4 \, \cos \Lambda} \end{aligned}$$

단, *a*₀는 받음각에 대한 양력계수의 변화율을 나타내고, *∂C_L/∂β*는 에일러론의 처짐 *β*에 대한 양력계수 변화율로서 에일러론의 기하학적인 형 상에 따라 결정되지만, 본 논문의 경우에는 2차 원 비압축성 유동의 strip theory를 적용하였다. *g_n*은 날개 단면에 수직인 동압을 의미한다. 롤 모멘트 계수는 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$C_{L\beta} = \frac{1}{q \, S \, b} \frac{\partial M_R}{\partial \beta} \tag{20}$$

여기서

b = 날개 전체 길이(2L)

S = 날개 면적

다음으로, 동일한 형상의 강체 날개의 롤 모멘트 계수로 나누어 다음과 같이 정규화 하였다.

$$\overline{C}_{L\beta} = \frac{C_{L\beta}}{\left(C_{L\beta}\right)_{rigid}} \tag{21}$$

강체의 롤 모멘트 계수는 상기 식 (19)에서 유 효 받음각을 영으로 두고 구한 값이다. 에일러론 의 역전 현상은 롤 모멘트 계수가 영인 시점 ($\partial M_R/\partial \beta = 0$)부터 발생한다.

2.7 수치해석

(1) 재료 물성치

본 연구에서 사용한 복합재료는 T300/5028 Graphite-Epoxy로서, 그 물성치는 다음과 같다.

$$\begin{split} E_1 &= 20 \times 10^6 \text{ psi } (1.3790 \times 10^{11} \text{ Pa}) \\ E_2 &= E_3 = 1.4 \times 10^6 \text{ psi } (9.6527 \times 10^9 \text{ Pa}) \\ G_1 &= 0.8 \times 10^6 \text{ psi } (5.5158 \times 10^9 \text{ Pa}) \\ G_2 &= G_3 = 0.6 \times 10^6 \text{ psi } (4.1369 \times 10^9 \text{ Pa}) \\ \mu_{12} &= \mu_{23} = \mu_{13} = 0.3 \\ \rho &= 14.3 \times 10^{-5} \text{ lb-sec}^2/\text{in}^4 (1.528 \times 10^3 \text{ kg/m}^3) \end{split}$$

(2) 수치해석 방법

본 논문에서는 extended Galerkin method (EGM)를 이용하여 복합재료 박판 보에 대해 각 각의 매개변수 변화에 따른 정적 응답 값의 변화 를 구하였다. 변위 함수 v_0, θ_x, ϕ 는 최소한 기 하학적 경계조건(식 14)을 만족할 수 있도록 V_j(z), X_j(z), φ_j(z)를 선택하여 다음과 같이 급수 형태로 가정한다[5,6,7].

$$\{ \boldsymbol{v}_{0}(\boldsymbol{z}), \boldsymbol{\theta}_{\boldsymbol{x}}(\boldsymbol{z}), \boldsymbol{\phi}(\boldsymbol{z}) \}$$

$$= \sum_{\boldsymbol{j}=1}^{\boldsymbol{n}} \{ \boldsymbol{b}_{\boldsymbol{j}} \, V_{\boldsymbol{j}}(\boldsymbol{z}), \, \boldsymbol{d}_{\boldsymbol{j}} \, X_{\boldsymbol{j}}(\boldsymbol{z}), \, \boldsymbol{f}_{\boldsymbol{j}} \, \boldsymbol{\phi}_{\boldsymbol{j}}(\boldsymbol{z}) \}$$

$$(22)$$

식 (22)의 관계식을 식 (11) ~ (18)에 대입하고, 해밀턴의 원리를 적용하여 다시 정리하면, 다음 과 같이 행렬 형태로 나타낼 수 있다.

$$\begin{bmatrix} H_{22} H_{24} H_{26} \\ H_{42} H_{44} H_{46} \\ H_{62} H_{64} H_{66} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} b_j \\ d_j \\ f_j \end{bmatrix} = \begin{cases} Q_2 \\ Q_4 \\ Q_6 \end{cases}$$
(23)

여기서, b_j , d_j , f_j 값을 구하여, 식 (22)에 대입하 면 축 좌표 함수인 각각의 응답을 구할 수 있다.

2.8 해석 결과 및 고찰

본 연구에서 에일러론 역전 특성을 연구하기 위해, 횡전단변형 및 와핑구속 효과, 굽힘-비틀림 연성 계수, 후퇴각의 영향, 날개의 가로세로비, 날개와 에일러론의 길이비 및 시위비, 에일러론 의 처짐량 등을 고려하였다. 아울러, 연구 대상 모델의 형상은 소형기급 항공기로서, 대략 Mach 0.15에서 Mach 0.25의 속도 범위에서 운용이 이 루어지기 때문에, 이 속도 범위를 고려하였다.

Fig. 4는 복합재료 CAS 형상의 구조물에 대한 각각의 강성계수를 섬유각의 변화에 따라 나타낸 것이다. 섬유각 90°를 중심으로 굽힘- 비틀림 계 수(a_{37})와 횡전단-와핑 계수(a_{56})는 비대칭 값을 나타내지만, 그 외의 나머지 계수는 대칭 값으로 가진다. 이 현상은 CAS 구조물이 가지는 특징으 로써, 그와 같은 비대칭 계수가 에일러론 역전에 도 영향을 미친다. 따라서 본 논문에서는 a_{37} 과 a_{56} 의 영향에 대해 조사하였다.

Fig. 5는 섬유각을 기준으로 연구 대상 날개 모델에 대해 횡전단변형 및 와핑 효과를 모두 고 려한 경우(with WP-TS), 횡전단변형을 고려하지



Fig. 4. Stiffness coefficients vs. ply angle



Fig. 5. Natural frequencies vs. ply angle

않은 경우(with WP), 와핑 효과를 고려하지 않 은 경우(with TS) 등으로 구분하여 3차 모드까지 의 고유진동수를 나타낸 것이다. CAS 형상 구조 물의 경우, 섬유각 90°를 중심으로 대칭적인 특 성을 나타낸다. 또한, Fig. 4의 강성 계수에서 알 수 있듯이, 섬유각이 0°(180°) 및 90°인 경우, 횡 전단변형 및 와핑의 영향은 일어나지 않는다.

굽힘-비틀림 연성 강성계수(a_{37})의 영향을 알아 보기 위해 유효 받음각과 무차원의 롤 모멘트 계 수에 대한 변화를 도출하였으며, a_{37} 을 고려한 경우와 a_{37} 을 고려하지 않은 경우를 Fig. 6 ~ Fig.



Fig. 6. Effective AOA vs. ply angle for different Mach numbers, $a_{37} \neq 0$ (\bar{c} =0.1, β =5°, Λ =30°, AR=16)



Fig. 7. Rolling moment coefficients vs. ply angle for different Mach numbers, $a_{37} \neq 0$ (\bar{c} =0.1, β =5°, Λ =30°, AR=16)

9에 각각 제시한다. a37을 고려한 경우, 롤 모멘 트 계수는 섬유각 90°를 중심으로 비대칭 특성을 나타냈고, 섬유각이 약 50°~90°의 범위에서는 Mach수 변화에 따라 롤 모멘트 계수의 크기가 반전이 일어나는 특성을 보였다. 즉, 이 범위에서 는 Mach수가 증가할수록 유효 받음각이 상대적 으로 크게 나타나고 있다. a₃₇을 고려하지 않은 경우, 롤 모멘트 계수는 섬유각 90°를 중심으로 대칭적인 특성을 나타냈으며, Mach수가 증가할 수록 모든 섬유각에 대해 롤 모멘트가 감소하였 다. 결과적으로, 굽힘-비틀림 강성계수 a_{37} 의 변 화는 날개의 유효 받음각과 롤 모멘트 계수에 커 다란 영향을 미친다. 따라서 굽힘-비틀림 강성계 수 a37은 CAS 형상의 복합재료 날개의 구조 테 일러링에서 반드시 고려하여야 할 변수임을 알 수 있다.

Figs. 10, 11은 횡전단 및 와핑효과를 모두 고 려한 경우, 횡전단을 고려하지 않은 경우, 와핑 효과를 고려하지 않은 경우로 구분하여 유효받음 각과 롤 모멘트 계수 변화를 나타낸 것이다. 횡 전단 및 와핑의 효과를 모두 고려한 경우와 횡전



Fig. 8. Effective AOA vs. ply angle for different Mach numbers, $a_{37} = 0$ (\bar{c} =0.1, β =5°, Λ =30°, AR=16)



Fig. 9. Rolling moment coefficients vs. ply angle for different Mach numbers, $a_{37}=0$ (\bar{c} =0.1, β =5°, Λ =30°, AR=16)



Fig. 10. Effective AOA vs. ply angle (c=0.1, β =5°, Λ =30°, AR=16, Mach No. =0.2)



Fig. 11. Rolling moment coefficients vs. ply angle (\bar{c} =0.1, β =5°, Λ =30°, AR=16, Mach No.=0.2)



Fig. 12. Rolling moment coefficients vs. Mach number for different aspect ratios (\bar{c} =0.1, β =5°, Λ =45°, θ =0°)



Fig. 13. Rolling moment coefficients vs. Mach number for different sweep angles $(\bar{c}=0.1, \beta=5^{\circ}, AR=16, \theta=0^{\circ})$

단효과만을 고려한 경우, 서로 유사한 경향을 나 타내지만, 와핑 효과만을 고려한 경우와는 차이 가 발생하였다. 즉, 횡전단 효과는 롤 모멘트 계 수에 많은 영향을 미친다는 것을 알 수 있다.

Fig. 12와 Fig. 13은 각각 에일러론 역전 특성 에 대한 날개의 가로세로비(*AR*) 및 후퇴각(*A*) 의 영향을 도시한 것이다. 날개의 가로세로비가 커질수록 역전속도는 증가하는 경향을 보이며, 날개의 후퇴각이 커질수록 역전 속도는 감소함을 알 수 있다.

Fig. 14는 Fig. 13의 조건에서 후퇴각이 날개 끝의 비틀림각의 크기에 미치는 영향을 나타낸 것으로서, 후퇴각이 증가함에 따라 비틀림각이 감소하는 경향을 보여준다.

Figs. 15, 16은 각각 에일러론 대 날개의 시위 비($c_b = E/c$)와 길이비($L_b = L_2/L$)에 대한 영향을 도시한 것이다. 에일러론의 길이비 및 시위비가 증가함에 따라 즉, 에일러론의 크기가 커질수록 역전 속도가 소폭으로 증가함을 알 수 있다.

Fig. 17은 Fig. 14와 같은 조건에서 시위비에 따른 날개 끝의 비틀림각의 변화를 나타낸다. 에 일러론의 크기가 증가할수록 날개 끝에서의 비틀



Fig. 14. Torsional displacement at wing tip for different sweep angles (\bar{c} =0.1, β =5°, AR=16, θ =0°)



Fig. 15. Rolling moment coefficients vs. Mach number for different chord ratios (Λ =45°, β =5°, AR=16, θ =90°)



Fig. 16. Rolling moment coefficients vs. Mach number for different length ratios $(\Lambda=45^\circ, \beta=5^\circ, AR=16, \theta=0^\circ)$



Fig. 17. Torsional displacement at wing tip for different chord ratios (Λ =45°, β =5°, AR=16, θ =90°)



Fig. 18. Rolling moment coefficients vs. Mach number for different aileron deflections $(\Lambda=45^\circ, \beta=5^\circ, AR=16, \theta=0^\circ)$



Fig. 19. Torsional displacement at wing tip for different aileron deflections $(\Lambda=45^\circ, \beta=5^\circ, AR=16, \theta=0^\circ)$

림각은 증가하는 경향을 나타낸다.

Fig. 18은 에일러론 처짐량이 롤 모멘트에 미 치는 영향을 나타낸 것으로서, 에일러론의 처짐 량에 관계없이 역전 속도는 일정함을 알 수 있 다. 또한, 날개 끝에서 비틀림각 변화를 Fig. 19 에 도시한다. 에일러론 처짐량이 증가할수록 날 개 끝 비틀림각이 증가하는 것을 보여준다.

Ⅲ. 결 론

복합재료 CAS 항공기 날개의 에일러론 역전 특성 연구를 통해 다음과 같은 결론을 얻었다.

 CAS 복합재료 날개의 경우, 섬유각의 변화 에 따른 굽힘-비틀림 강성 계수 값의 변화가 다 른 강성계수에 비해 크게 나타났으며, 날개의 유 효 받음각과 롤 모멘트 계수에 대해 지배적이었 다. 따라서 CAS 복합재료 날개의 구조적인 테일 러링에 반드시 고려하여야 할 변수임을 밝혔다.

2) 박판 보의 날개에서 횡 전단 효과는 와핑 효과에 비해 에일러론 역전 특성에 많은 영향을 미치므로, 항공기 날개의 설계에서 반드시 고려 하여 할 효과로 나타났다.

3) 항공기 날개의 가로세로비는 에일러론 역전 속도에 큰 영향을 미치는 변수로서, 가로세로비 가 증가함에 따라 상대적으로 높은 속도에서 에 일러론 역전이 발생한다는 것을 알 수 있었다.

4) 에일러론의 크기가 증가함에 따라 역전 속 도를 증가시킬 수 있지만, 유효 받음각이 작아져 항공기 날개의 양력을 감소시킬 수 있기 때문에, 날개의 양력이 허용하는 범위 내에서 에일러론의 크기를 결정하여야 한다.

5) 에일러론 처짐량은 에일러론 역전 속도에 대해 영향을 미치지 않는 것으로 나타났지만, 에 일러론 처짐량이 증가할수록 유효 받음각은 작아 져 날개에 발생하는 양력을 감소시키므로, 날개 의 양력이 허용하는 범위 내에서 에일러론의 처 짐량을 결정할 필요가 있다.

참고문헌

1) Bisplinghoff, R. L., Ashley, H. and Halfman, R. L., *Aeroelasticity*, Dover Publications Inc., New York, 1996.

 2) 김은석, 이인, 복합재료 날개의 조종면 리버 설 해석, 한국항공우주학회지, 제 18권 2호, 1990.
 6, pp. 60~68.

3) Librescu, L. and Song, O., Thin-Walled

Composite Beams: Theory and Application, Solid Mechanics and its Applications, Volume 131, Springer, ISBN-10 1-4020-3457-1, 2006.

4) Song, O., Modeling and Response Analysis of Thin-Walled Beam Structures Constructed of Advanced Composite Materials, Ph.D. Thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, 1990.

5) Librescu, L., Meirovitch, L., and Song, O., "Refined Structural Modeling for Enhancing Vibrational and Aeroelastic Characteristics of Composite Aircraft Wings," La Recherche Aérospatiale, Volume 1996, Issue 1, 1996, pp. 23~35. 6) Librescu, L., Meirovitch, L., and Song, O., "Integrated Structural Tailoring and Control using Adaptive Materials for Advanced Aircraft Wings," Journal of Aircraft, Volume 33, Issue 1, January-February 1996, pp.s 203~213.

7) 송오섭, "적층 복합재료 박판 보의 강제진
 동특성에 관한 연구," 한국복합재료학회지, 제10
 권 제2호, 1997, pp. 13~24.

8) Ehlers, S. M. and Weisshaar, T. A., "Adaptive Wing Static Aeroelastic Roll Control," Proceedings of the SPIE Volume 1917, Smart Structures and Materials 1993: Smart Structures and Intelligent Systems, Part 1, September 1993, pp. 125~134.