



복합형 회전익 항공기 동체 설계를 위한 확장된 보 해석

박선후¹, 임병욱², 전태영³, 염제완⁴, 신상준⁵

Extended Beam Analysis for Compound Rotorcraft Fuselage Design

Sunhoo Park¹, Byeonguk Im², TaeYoung Chun³, Jewan Yeom⁴ and SangJoon Shin⁵

Department of Aerospace Engineering, Seoul National University

ABSTRACT

This paper describes an improved beam analysis for compound rotorcraft fuselage design. The present beam approach is capable of analyzing fuselage composed of stiffeners using equivalent layer methodology. Thickness of the skin and laminated layer approach are suggested based on the unified beam formulation. The analysis which considers an equivalent stiffener layer is performed for a fuselage with stiffeners and preliminary study about the specification of stiffeners is conducted and compared by the results using the existing software.

초 록

본 연구에서는 복합형 회전익 항공기 동체의 설계를 위해 확장된 보 해석을 기술한다. 개발된 보 접근 방법은 등가 보강재 층 방법을 사용하여 보강재로 구성된 동체의 해석이 가능하다. 통합 정식화 보 이론에 기반하여 외피의 두께 및 적층 고려 방법을 제시하였다. 보강재가 고려된 동체에 대해 등가 보강재 층 방법을 적용하여 해석을 수행하였고, 보강재의 제원에 관한 예비 연구 결과를 도출하였으며 상용 프로그램을 이용하여 검증 및 비교를 수행했다.

Key Words : 1D Beam(1차원 보), Compound Rotorcraft(복합형 항공기), Carrera Unified Formulation (Carrera 보 이론), Fuselage(동체), Stiffener(보강재)

1. 서 론

복합형 회전익 항공기는 장시간 및 장거리 운용을 위해 주익, 로터, 동체 등과 같은 부품들의 최적 설계가 필요하다. 엔진 혹은 임무 장비들의 경량화가 쉽지 않기 때문에 많은 경우 동체에서 중량 최소화를 목표로 설계를 수행하게 된다. 이에 중량의 감소를 위해 동체의 외피를 가능한 범위까지 얇게 설계하고 내, 외부 하중에 강건한 축 방향 보강재(stiffener)와 횡 방향의 리브들로 구성한다. 따라서 적합한 항공기 동체 설계 방법론의 구축이 필요하다.

이를 위해 많은 설계 방법들과 연구들이 수행되었는데 크게 2가지 방법으로 분류된다. 첫 번째는 해석적인 방법으로 항공기 설계 시 추세식 등을 이용하여 정형화된 구조설계를 수행할 때 사용된다[1]. Ardema [2]는 수송기 동체 구조에 대한 분석적인 설계 방법을 제시하였다. 보강재가 부착되어 있는 일반적인 셸을 활용하여 수립된 추세 수식들을 제시한다. 이런 추세식을 이용하는 방법은 실험결과들에 기반을 두기 때문에 설계 결과의 타당성이 보장된다. 다만 형상이 복잡해지거나 실험 결과가 적은 새로운 항공기 형상에는 기존의 추세식을 적용하는 것이 어렵다. 따

† Received : July 3, 2020 Revised : August 9, 2020 Accepted : August 18, 2020

^{1,2,3,4} Graduate Student, ⁵ Professor

⁵ Corresponding author, E-mail : ssjoon@snu.ac.kr

라서 많은 경우 두 번째 방법인 유한요소를 이용하여 설계를 수행한다[3-6]. 동체의 특성상 얇은 외피를 가지며, 주익에 비해 낮은 세장비로 인해 Euler-Bernoulli 혹은 Timoshenko 정식화의 보 이론은 동체 해석에 사용되기 부적합하다. 따라서 이러한 단점 때문에 많은 경우 동체의 외피 부분은 쉘 형태로 모사하게 되며 보강재 등을 보로 모사하여 해석을 수행하게 된다. Grosvel[7]와 Buehrle[8]은 간략화된 스케일의 항공기 동체를 고려하기 위해 Aluminium Testbed Cylinder(ATC)를 구축하였고 고리 형태의 프레임과 축 방향의 보강재로 구성하여 실험을 수행하였다. 이 때 보와 쉘의 구성으로 유한요소 해석을 수행하였다. 다만 동체의 설계 관점에서 보와 쉘 및 3차원 요소를 이용하는 해석의 경우 계산에 소요되는 시간이 많아서 설계에 적합한 방법이 아니다.

이러한 단점을 보완하기 위해 최근 Carrera[9]에 의해 보강된 형태의 보 이론이 제시되었다. 얇은 외피를 가지며 세장비가 짧은 보의 단면 변형을 고려하지 못하는 기존의 정식화와는 다르게 Carrera[10]에 의해 제시되는 보 이론의 경우 쉘과 유사하게 단면의 변형을 예측하였다. 이를 Carrera Unified Formulation(CUF)이라고 칭하여 이후 많은 연구자에 의해 얇은 외피를 가진 구조물을 해석하는 데 이용되었다. 또한 Carrera[11] 경우 항공기의 동체 해석을 수행하였으며 제시된 이론이 짧은 세장비에 해석에 용이함을 보였다. 다만 동체 내부를 간략화하여 해석을 수행했기 때문에 외피 두께 혹은 적층 형태의 구조물을 고려한 세부적인 연구들이 추가적으로 필요하다.

따라서 본 논문에서는 1차원 보 해석인 CUF에 등가 단층 및 보강재 층 기법을 추가 적용하여 해석을 확장하였고 이를 통해 동체 설계에 적합함을 검증하였다. 먼저 Carrera에 의해 제시된 예제에 대한 검증 및 이를 기반으로 외피의 두께를 변형하며 해석을 수행했다. 또한 최신 항공기 동체 설계 경향에 따라 복합재의 고려가 필요하므로 Carrera[12,13] 연구를 참고하여 복합재 및 적층을 고려 가능하게 강성행렬을 수정하고 등가단층(Equivalent Single Layer, ESL)을 적용하여 상용 프로그램과 비교 및 검증을 수행하였다. 위의 과정들을 통해 검증된 방식을 기반으로 동체 내부의 보강재를 설계하였고 이 때 T-형태의 보강재를 등가 보강재 층(Equivalent Stiffened Layer) 방법[14,15]을 적용하여 기존에 Carrera의 정식화의 한계가 있던 부분을 보완하여 동체 해석을 수행하였다.

II. 본 론

이 섹션에서는 좌표계의 정의 및 CUF 이론을 기술한다. 이 때 복합재 등을 고려하기 위한 강성행렬의 구성 방법 등을 소개한다. 또한 ESL 방법을 추가적으로 기술하며 보강재를 등가 층으로 변환하는 방법을

통해 기존 CUF 활용가능성의 확장을 고려하였다.

2.1 Unified beam formulation

2.1.1 CUF 좌표계 및 기본 개념 정리

CUF의 경우 다른 3차원 보 요소와는 다르게 회전 각도에 대한 자유도는 수식에서 고려하지 않는다. Fig. 1의 좌표계를 이용하여 변위 벡터는 식 (1)과 같이 표현된다. 이 때 A 의 경우 구조물의 단면이다.

$$\mathbf{u}(x, y, z) = [u_x, u_y, u_z]^T \quad (1)$$

응력과 변형에 대한 좌표계의 정의가 필요하다. 이 때 하첨자 p 의 경우 면내(in-plane) 방향을 의미하며 하첨자 n 의 경우 면외(out-of-plane)로 정의한다. 이러한 관계를 이용하여 응력과 변형에 대한 관계식을 식 (2)에 나타내었다.

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\sigma}_p &= [\sigma_{zz} \ \sigma_{xx} \ \sigma_{zx}]^T & \boldsymbol{\epsilon}_p &= [\epsilon_{zz} \ \epsilon_{xx} \ \epsilon_{zx}]^T \\ \boldsymbol{\sigma}_n &= [\sigma_{zy} \ \sigma_{xy} \ \sigma_{yy}]^T & \boldsymbol{\epsilon}_n &= [\epsilon_{zy} \ \epsilon_{xy} \ \epsilon_{yy}]^T \end{aligned} \quad (2)$$

또한 변형과 변위벡터와의 관계식의 경우 식 (3)과 같이 표현된다. 이 때 D_p , D_n 미분 연산행렬이며 자세한 사항은 Carrera[12]에 의해 정의되어 본 논문에서는 설명을 생략한다.

$$\boldsymbol{\epsilon}_p = D_p \mathbf{u} \quad \boldsymbol{\epsilon}_n = D_n \mathbf{u} \quad (3)$$

또한 식 (2)에 대하여 식 (4)와 같이 정의할 수 있다.

$$\boldsymbol{\sigma}_p = \widetilde{C}_{pp} \boldsymbol{\epsilon}_p + \widetilde{C}_{pn} \boldsymbol{\epsilon}_n \quad \boldsymbol{\sigma}_n = \widetilde{C}_{np} \boldsymbol{\epsilon}_p + \widetilde{C}_{nn} \boldsymbol{\epsilon}_n \quad (4)$$

이 때 \widetilde{C} 는 물성치 계수 행렬이고 식 (5)와 같이 정의된다.

$$\begin{aligned} \widetilde{C}_{pp} &= \begin{bmatrix} \widetilde{C}_{11} & \widetilde{C}_{12} & \widetilde{C}_{14} \\ \widetilde{C}_{12} & \widetilde{C}_{22} & \widetilde{C}_{24} \\ \widetilde{C}_{14} & \widetilde{C}_{24} & \widetilde{C}_{44} \end{bmatrix} & \widetilde{C}_{nn} &= \begin{bmatrix} \widetilde{C}_{55} & \widetilde{C}_{56} & \widetilde{C}_{35} \\ \widetilde{C}_{56} & \widetilde{C}_{66} & \widetilde{C}_{36} \\ \widetilde{C}_{35} & \widetilde{C}_{36} & \widetilde{C}_{33} \end{bmatrix} \\ \widetilde{C}_{pn} &= \widetilde{C}_{np}^T = \begin{bmatrix} \widetilde{C}_{15} & \widetilde{C}_{16} & \widetilde{C}_{13} \\ \widetilde{C}_{25} & \widetilde{C}_{26} & \widetilde{C}_{23} \\ \widetilde{C}_{45} & \widetilde{C}_{46} & \widetilde{C}_{43} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (5)$$

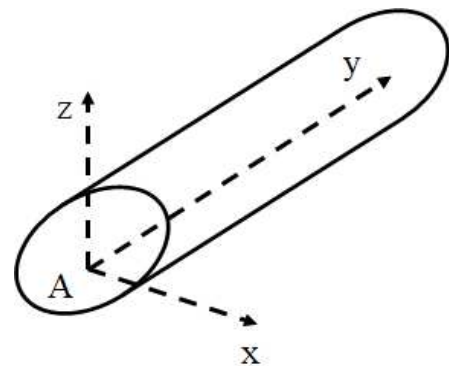


Fig. 1. Definition of the coordinates

Carrera[13]의 경우 식 (5)의 물성치 계수 행렬에 대해 적층 각도에 대한 추가 수식을 제공하나 본 논문에서는 등방성과 이방성 두 경우에 대해서만 고려하여 해석을 수행하였기에 물성 계수를 그대로 대입하여서 사용하였다. 자세한 수식의 유도의 경우 Carrera[13]에서 나타나 있으므로 본 논문에서는 생략한다.

2.1.2 변위벡터 및 지배방정식 정의

CUF의 경우 변위벡터에 대한 정의가 쉘과 같은 모사 가능함을 보여주게 된다. 식 (6)에서 볼 수 있듯이 변위벡터의 경우 Fig. 1에서 정의하였던 것처럼 단면은 x, z 평면에 있고 축 방향은 y로 정의가 된다. 이 때 단면에 대해 N차 형태의 다항식으로 확장을 하고 이를 이용하여 단면의 거동을 모사한다. 이에 대한 Taylor 다항식으로 표현하면 식 (7)과 같다.

$$u(x,y,z) = F_\tau(x,z)u_\tau(y) \quad \tau=1,2,\dots,N \quad (6)$$

$$u_x = \sum_{N_i=0}^N \left(\sum_{M=0}^{N_i} x^{N-M} Z^M u_{xTC} \right)$$

$$u_y = \sum_{N_i=0}^N \left(\sum_{M=0}^{N_i} x^{N-M} Z^M u_{yTC} \right) \quad (7)$$

$$u_z = \sum_{N_i=0}^N \left(\sum_{M=0}^{N_i} x^{N-M} Z^M u_{zTC} \right)$$

$$TG = \frac{N(N+1) + M + 1}{2}$$

지배 방정식의 경우 변위 기반임으로 가장 많이 사용되는 가상일의 원리의 형태를 통해 수행된다. 식 (8)에서 그 관계가 정의된다.

$$\delta L_i = \int_V (\delta \epsilon_p^T \sigma_p + \delta \epsilon_n^T \sigma_n) = \delta L_{ext} \quad (8)$$

여기서 δL_i 는 변형 에너지, δL_{ext} 는 외부 하중을 의미한다. 이 때 변위벡터에 대한 식 (6)을 유한 요소 방법에 적용하기 위해 축 방향으로 이산화되고 이는 식 (9)와 같이 정의가 된다. 이 때 N_i 는 보 요소의 형상 함수이며 CUF의 경우 주로 노드가 4개가 존재하는 보 요소를 사용한다. 이를 기반으로 ϵ_n, ϵ_p 를 식 (9)의 유한 요소 접근 방법으로 정리할 수 있고 정리된 수식의 경우 식 (10)와 같이 강성행렬을 구성하게 된다.

$$u = N_i F_\tau q_{ri} \quad q_{ri} = [q_{u_x} \ q_{u_y} \ q_{u_z}]^T \quad (9)$$

$$\delta L_i = \delta q_{ri}^T K^{ijrs} \delta q_{sj} \quad (10)$$

강성행렬의 i, j, τ, s 의 위치에 3x3 형태의 핵심 강성

요소(fundamental nucleus)가 위치하게 된다. 강성행렬의 경우 식 (11)과 같이 도출되며 각 핵심 강성 요소 적분식의 경우 Carrera[12]에 의해 유도되었다.

$$K^{ijrs} = I_A^{ij} \langle (D_{np}^T F_\tau \mathcal{I}) [\widetilde{C}_{np}(D_p F_s \mathcal{I}) + \widetilde{C}_{nn}(D_{np} F_s \mathcal{I})] + (D_p^T F_\tau \mathcal{I}) [\widetilde{C}_{pp}(D_p F_s \mathcal{I}) + \widetilde{C}_{pn}(D_{np} F_s \mathcal{I})] \rangle + I_{A_y} I_A^{i,j,y} \langle [(D_{np}^T F_\tau \mathcal{I}) \widetilde{C}_{nn} + (D_p^T F_\tau \mathcal{I}) \widetilde{C}_{pn}] F_s \rangle + I_A^{i,yj} I_{A_y}^T \langle F_\tau [\widetilde{C}_{np}(D_p F_s \mathcal{I}) + \widetilde{C}_{nn}(D_{np} F_s \mathcal{I})] \rangle + I_A^{i,yj,y} I_{A_y}^T \langle F_\tau \widetilde{C}_{nn} F_s \rangle I_{A_y} \quad (11)$$

$$I_{A_y} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \langle \dots \rangle = \int_A \dots dA$$

$$(I_A^{ij}, I_A^{i,j,y}, I_A^{i,yj}, I_A^{i,yj,y})$$

$$= \int_l (N_i N_j, N_i N_{j,y}, N_{i,y} N_j, N_{i,y} N_{j,y}) dy$$

2.2 적층 구조물 고려를 위한 ESL 기법

이전에 언급했던 바와 같이 동체 설계 시 중량의 감소가 우선시 된다. 최근 복합재의 적층들이 진행이 되면서 단일 층보다 얇은 다중 적층이 중량이 가벼운 것뿐만 아니라 구조적으로도 강건하게 설계된다. 따라서 적층에 대한 해석 기법이 필요하며 이를 Carrera[13]에 의해 CUF에 적용이 가능한 기법을 소개되었다. 층별 적층과 등가 단층으로 가정하는 방법을 나열하고 있는데 본 논문에서 적층 구조물을 고려하기 위해 Carrera가 제시한 등가 단층 접근 방법을 적용하였고 이를 기반으로 강성행렬을 구성하였다. 층별 적층의 경우 식 (6), (7)과 같은 단면 모사 다항식으로는 모사가 되지 않으므로 이 방법의 경우 제외하였다. ESL 기법의 경우 Fig. 2에서 볼 수 있는 것과 같이 적층 구조물의 각 물성을 이용해 층별로 3x3 형태의 핵심 강성 요소(fundamental nucleus)를 추출한다. 계산된 값의 경우 해당 노드, 그리고 요소에 적용이 되어 최종적으로 모든 강성 행렬들이 합쳐진 형태로 구축된다.

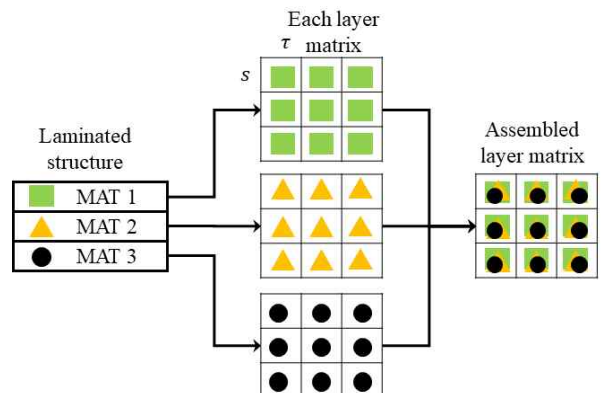


Fig. 2. Equivalent single layer

2.3 등가 보강재 층 기법

Carrera[11]에 의해 수행된 보강재를 고려한 동체 해석의 경우 NASTRAN과 잘 일치하는 결과를 보였다. 다만 본 연구를 진행하면서 Fig. 3과 같은 T-형태의 보강재가 설계된 동체에 변위 예측을 수행하여 상용 프로그램과 비교하면 Fig. 4에서 볼 수 있듯이 변위를 옳게 예측하지 못하였다. 이에 Carrera[11]가 제시한 Fig. 3과 같은 동체 단면은 추가적인 보완이 필요하다.

따라서 본 논문에서는 기존의 CUF의 단점을 보완 및 확장을 위해 Nemeth[14]에 의해 제시된 등가 보강재 층 기법을 적용하였다. 이 기법의 경우 셀에서 사용되는 방법이며 평판에 반복적으로 보강재가 구성이 되는 패널에 적용된다. Fig. 5에서 볼 수 있듯이 T-형태의 보강재를 등가 층으로 변환하는 개념이며 이를 통해 강성을 추정한다. 다만 본 논문에서는 강성에 대한 유추가 아닌 구성 행렬(constitutive matrix)를 도출하는 것에 주안점을 두고 이론의 일부를 CUF에 적용하였다. Nemeth[14]는 셀의 특성을 고려하여 xy 평면의 3가지 종류의 변형 그리고 판의 굽힘 변형 3가지, yz 평면 그리고 xz 평면에서의 변형 2가지에 대한 총 8가지 변수에 대한 구상 행렬을

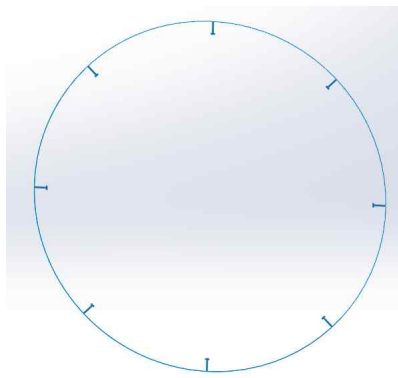


Fig. 3. Cross section with T-shape stiffener

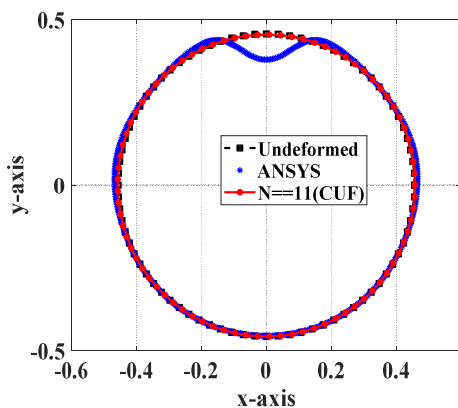


Fig. 4. Original CUF analysis for a T-shape stiffener

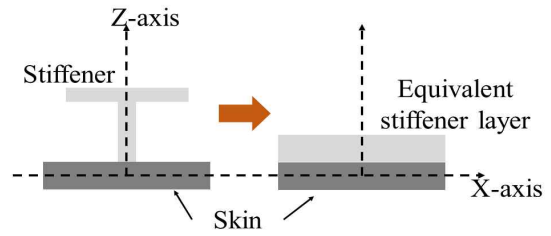


Fig. 5. Equivalent stiffener layer

구성하였지만 CUF의 경우 변위에 대한 자유도만 존재하며 판의 굽힘 변형에 대해서는 고려하지 않음으로 식 (12)와 같이 행렬 일부만을 고려하였다.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} E_s A_s & 0 & 0 \\ d_s & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{k_y^s G_s A_s}{4d_s} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_{xx} \\ \epsilon_{yy} \\ \epsilon_{xy} \end{Bmatrix} \quad (12)$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{yz} \\ \sigma_{xz} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & \frac{k_z^s G_s A_s}{d_s} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{Bmatrix}$$

식 (12)의 E_s 는 보강재의 탄성 계수이고, A_s 의 경우 등가 보강재 층의 넓이다. d_s 는 보강재 간의 간격이다. 따라서 등가 층의 경우 사각형태의 넓이 임으로 식 (12)의 $\frac{A_s}{d_s}$ 는 등가 층의 높이로 결정된다.

등가 층의 높이 h_s 를 구하기 위해 Nemeth[14]는 식 (13)를 제시하였다. 식 (13)에서 균등한 보강재로 변환이 되는 것을 가정하여 수식을 전개하게 되면 식 (14)와 같이 도출된다. 이를 이용하여 등가 층의 높이를 예측하였다.

$$\frac{1}{E_s} \int \int_{A_s} E_Y Z^2 dYdZ = I_{XX}^s \quad (13)$$

$$h_s^3 + \frac{3h_{sk}}{2} h_s^2 + \frac{3h_{sk}^2}{4} h_s = \frac{3}{d_s} I_{XX}^s \quad (14)$$

h_{sk} 의 경우 외피의 두께를 의미하며, 이때의 I_{XX}^s 의 경우 보강재 단면의 관성모멘트이다. 보강재의 단면 관성 모멘트를 구하기 위해 Fig. 6에 전체 형상을 나타냈으며 웹과 플랜지의 두 부분으로 구성된다. b_w, H_w, b_f, H_f 는 각각 웹과 플랜지의 너비, 높이이다. 또한, 원점의 경우 보강재의 중점으로부터 X_c, Z_c 만큼 떨어져 위치하고 있다. T-형태의 보강재의 관성모멘트를 구하기 위해 식 (15)를 이용하여 수행하였다. A_{cs} 의 경우 보강재의 단면적이다. 따라서 이를 통해 도출된 두께를 해석에 적용하였다. 이를 기반으로 2.2 절의 ESL 기법에 추가 적용이 가능하게 구성하였다.

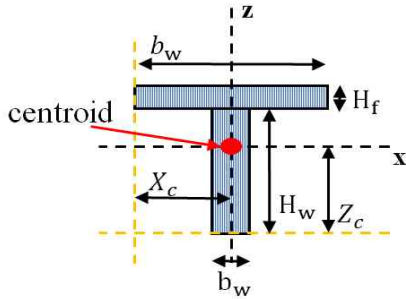


Fig. 6. Cross section of a T-shape stiffener

$$\begin{aligned}
 A_{cs} &= b_f H_f + b_w H_w \\
 I_{XX} &= b_w H_w (Y_c - H_w/2)^2 + b_w H_w^3 / 12 + \\
 &\quad H_f b_f (H_w + H_f/2 - Y_c)^2 + B_f H_f^3 / 12 \\
 X_c &= b_f / 2 \\
 Y_c &= [(h_w + h_f/2) H_f b_w + (h_w^2) b_w / 2] / A_{cs}
 \end{aligned} \tag{15}$$

III. 수치 해석 결과

이 섹션에서는 CUF의 검증 및 동체 설계를 위한 확장 방법이 적용된 다양한 경우에 대해 수치 해석을 수행한다. 다음과 같은 순서로 해석을 진행하였다.

- 1) 본 연구에서 개선된 CUF 해석의 검증을 위해 Carrera[16]에서 제시된 해석 결과와 비교
- 2) 항공기 동체의 중앙부(central body) 설계를 목표로 다양한 사례 해석 수행
 - 2-1) 외피의 두께 변화를 통한 해석의 정확도 예측 수행
 - 2-2) ESL 기법이 적용된 적층 형태의 동체 형상 해석
- 3) 등가 보강재 층 기법을 이용하여 보강재가 설계된 동체 형상 해석
 - ANSYS를 이용하여 비교 수행
- *) 단면 격자 구성
 - 삼각 격자 사용
 - 격자 조건(quality): 0.9 이상

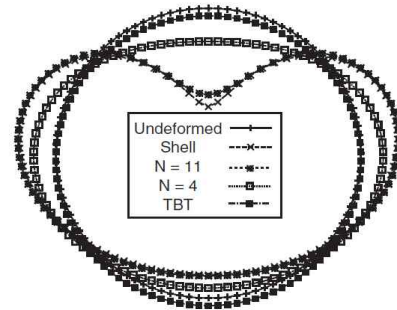
3.1 CUF 해석 비교

본 연구에서 개선한 CUF 해석의 정확성을 검증하기 위해 Carrera의 해석 결과와 비교하였고 이 때 사용된 수치값들의 경우 Table 1을 참고하였다. 이 단계에서는 등방성 형태의 물성치를 가정하여 해석을 수행하였고 양쪽 끝단의 고정된 구속조건을 부여하였다. 하중의 경우 제시된 예제의 정중앙 점에 가해졌고 결과의 경우 그 점이 포함된 단면의 영역에 대해 비교했다. 다만 Carrera의 경우 좌표틀을 삭제한 형태의 결과들만 제시하고 있어 경향성에 초점을 맞춰서 비교를 수행하였다. Fig. 7에서 볼 수 있듯이 본 연구에서 수행된 CUF의 4차 해석과 Carrera의 4차

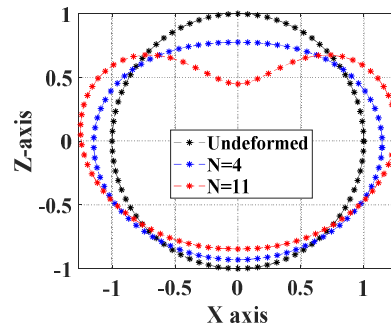
Table 1. Specification of an example [16]

	[Unit]	Numerical value
Length(L)	[m]	20
Diameter(d)	[m]	2
Thickness	[m]	0.02
Young Modulus	[Pa]	7.5×10^{10}
Density	[kg/m ³]	2,700
Poisson's ratio		0.33
boundary condition	Fixed - Fixed	
loading condition	[N]	5×10^5
	[m]	(0, L/2, d/2)

해석이 변형이 일어나지 않은 원래 형상 대비 유사한 것을 확인하였다. 11차 해석 역시 유사한 경향성을 보임을 확인하였고 Carrera가 제시하는 정식화 방법을 옳게 구현하였다고 판단하였다. 이 결과가 흥미로운 이유는 차수가 높아질수록 쉘 해석과 결과가 유사해진다는 것이다. Fig. 7(a)에서 볼 수 있듯이 Euler-Bernoulli 보 이론 (EBT) 혹은 Timoshenko 보 이론 (TBT)의 경우 단면의 변형을 거의 예측하지 못하며 이는 CUF의 $N=1,2$ 일 때로 볼 수 있다. 단면의 변형은 $N=3$ 부터 나타나기 시작하고 11에서부터 정확



(a) Carrera [16]



(b) Present

Fig. 7. Comparison between the present result and that by Carrera

하여지는 것을 관측하였고 이후에는 변형의 정도가 미미해진다. 따라서 이러한 결과에 근거로 하여 이후에 수행할 해석에는 $N=11$ 로 고정하여 해석을 수행하였다.

3.2 동체 설계를 위한 다양한 해석

3.2.1 해석 형상 선정

동체 해석을 수행하기 이전에 형상 선정이 수반되어야 한다. 복합형 회전익 항공기 형상의 경우 고정익 항공기와 같이 동체의 길이가 크지 않은 경우도 존재할 수 있으므로 본 연구에서는 섹션 3.1에서 해석한 10보다는 작은 5의 세장비를 가지는 원통형으로 가정하였다. 이때 동체의 제원은 Table 2에 나타내었다. 특히 외피의 경우 실제 운용되는 항공기들의 두께가 1~2mm이므로 외피의 두께는 1mm로 설정하였다. 그 외의 탄성 계수, Poisson 비, 밀도 등은 Table 1과 동일하게 설정하였으며 구속 조건과 하중 역시 Table 1과 동일하게 부여하였다.

3.2.2 외피 두께 변화 해석

Table 2에서 외피의 두께를 1mm로 설정하여서 동체 해석을 진행하나 그 이전에 CUF가 다양한 두께에 대해 정확한 예측이 수행되는지 확인이 필요하다. 그 이유 중 하나로 외피의 두께가 증가하면 리브 형상으로 간주할 수 있기에 두께에 따른 경향성 해석은 동체 설계를 위해서 선행되어야 한다. 따라서 해석은 3가지 경우에 대해 수행하였고 Table 3에 해석별 외피의 두께를 나타내었다. 또한 ANSYS에서를 이용하여 검증을 진행하였고 1mm인 경우에는 쉘로 격자를 생성했으며 두께가 증가한 10, 20mm의 경우 3차원 요소를 사용하였다.

Figure 8에서 볼 수 있듯이 ANSYS의 결과와 비교하여 좋은 경향을 보임을 확인하였다. 먼저 두께가 1mm인 경우, 집중 하중이 가해지는 부분을 기준으

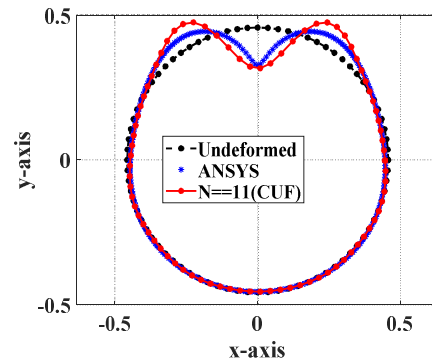
Table 2. Specification of the fuselage

	[Unit]	Numerical value
Length(L)	[m]	4.87
Diameter(d)	[m]	0.914
Thickness	[m]	0.001
Young Modulus	[Pa]	7.5×10^{10}
Density	[kg/m ³]	2,700
boundary condition	Fixed - Fixed	
loading condition	[m]	(0, L/2, d/2)
Number of Beam element	[EA]	11

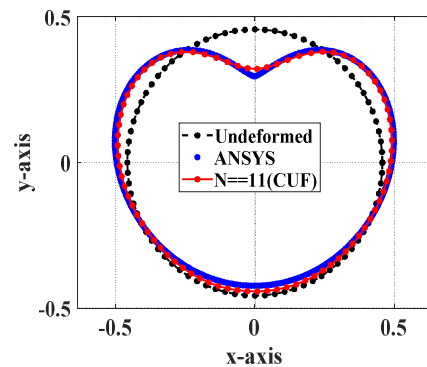
Table 3. Cases for the skin thickness and loads

	Case 1	Case 2	Case 3
Thickness[m]	0.001	0.01	0.02
Load [N]	5×10^3	1×10^5	1×10^7

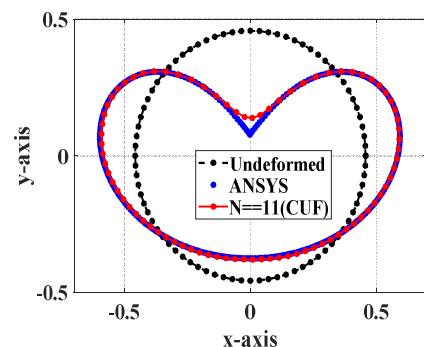
로 차이가 보이지만 전체적으로 경향을 잘 예측하는 것을 볼 수 있으며 두께가 증가할수록 하중이 가해지는 부분의 변위가 차이를 보이나 전체적인 경향은 ANSYS와 거의 차이가 나지 않는 것을 확인할 수 있다. 이를 통해 리브 해석도 충분히 가능성을 확인하였다.



(a) Thickness: 1mm



(b) Thickness: 10mm



(c) Thickness: 20mm

Fig. 8. Comparison among cases in terms of thickness of the skin

3.2.3 ESL 기법이 적용된 적층 형상 해석

항공기에서 적층에 대한 고려가 필수적임으로 본 연구에서는 ESL 기법을 이용하여 적층이 되어 있는 동체 형상에 대해 해석을 수행하였다. 구속조건의 경우 Table 2와 동일하다. 외피의 경우 기존과 동일하게 등방성 알루미늄 합금을 사용하였다. 내부에 적층 되는 물성치의 경우 이방성 탄소 에폭시(carbon epoxy)를 사용하였고 물성치의 경우 Table 4에 정리하였다. Table 5의 3가지의 사례 해석을 진행하였고 내부 적층의 두께를 변경시키며 해석을 진행하였다. 이 때 외피의 두께는 1mm로 고정하여 해석을 수행하였다.

Figure 9에서 볼 수 있듯이 5, 10mm의 경우 집중하중이 발생하는 부분을 제외하고는 ANSYS와 같은 변위를 예측하였다. 20mm의 경우는 집중하중 부분을 포함하여 전체적인 변위가 ANSYS와 유사하게 예측된다. 이때 ANSYS는 3차원 요소들로 모델링이 되었는데 1차원 보 요소를 통해 예측된 CUF 결과와 상당히 유사한 것을 확인할 수 있었다. 다만 5mm 집중하중이 가해지는 곳의 변위의 오차가 20% 정도로 차이가 작지는 않지만 전반적인 변위의 경향은 거의 동일하다. 또한 두께가 상승할수록 오차가 줄어드는 경향을 보이며 1mm인 경우 오차가 1% 미만이다. 따라서 ESL 기법이 적용된 CUF 해석이 비교적 정확함을 확인하였다.

3.3 등가 보강재 층 기법을 이용한 동체 해석

3.3.1 해석 형상

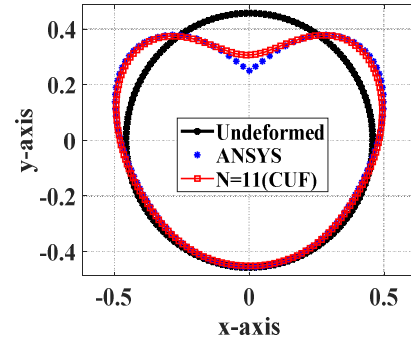
동체를 설계할 때 보강재는 중량의 감소 및 강성에 영향을 미치는 중요한 설계 요소 중 하나이다. 이전 Carrera[11]에서도 보강재를 설계한 사례가 있지만 Fig. 4에서도 볼 수 있듯이 외부에서 하중이 발생하는 상황에 대해서는 기존에 구축된 정식화만으로는 고려할 수가 없다는 한계가 존재하게 된다. 따라서 본 연구에서는 이러한 한계를 극복하기 위해 등가 보강재 층 기법을 적용하여 해석을 수행하였다.

Table 4. Inner layer material properties

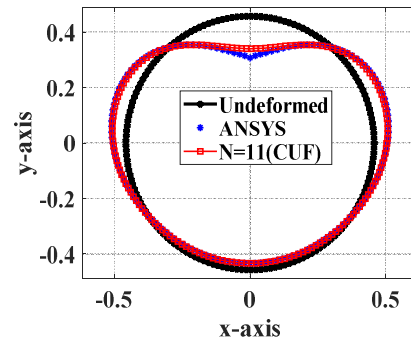
E_x	159 [Gpa]	E_y	14 [Gpa]	E_z	14 [Gpa]
G_{xy}	4.8 [Gpa]	G_{yz}	4.3 [Gpa]	G_{xz}	4.8 [Gpa]
ν_{xy}	0.32	ν_{yz}	0.14	ν_{zx}	0.14

Table 5. Cases for inner layer thickness

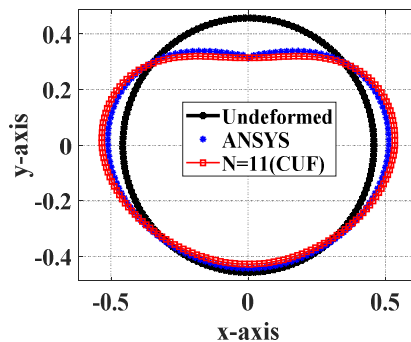
	Case 1	Case 2	Case 3
Thickness [m]	0.005	0.01	0.02
Load [N]	2×10^5	5×10^5	2×10^6



(a) Inner layer thickness: 5mm



(b) Inner layer thickness: 10mm



(c) Inner layer thickness: 20mm

Fig. 9. Comparison among cases in terms of inner layer thickness

해석을 수행할 형상의 경우 Fig. 10에 나와 있으며 이때 동체 내부에는 T-형태의 보강재로 구성되어 있다. 물성치의 경우에는 보강재 역시 알루미늄 G합금을 사용하였고 등방성으로 구성 행렬을 구축하였다.

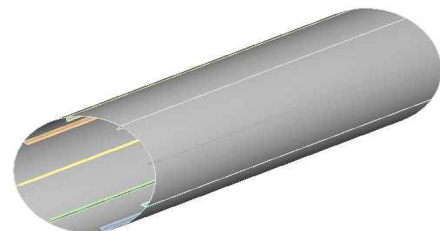


Fig. 10. Fuselage with stiffener

Table 6. Baseline of the T-shape stiffener

	[Unit]	Numerical value
Flange width	[mm]	10
Flange height	[mm]	3
Web width	[mm]	31.1
Web height	[mm]	3
Number of stiffener	EA	8

T-형태의 보강재에 대해 사례 해석을 하기 위해 초기 형상을 정해줬고 이를 Table 6에 나타내었다. 구속 조건과 하중의 경우 Table 1과 같게 부여하였다.

3.3.2 사례 해석

보강재의 개수, 너비, 높이 등의 설계 형상이 달라지면 이는 동체의 중량 및 강건성에 영향을 주게 된다. 따라서 이러한 영향성을 파악하기 위해 Table 7에 주어진 변수들을 변경하며 해석을 수행하였다. 이때 N_{sti} 는 보강재의 개수이다. 또한 보강재의 해석 조건에 따른 등가 층의 높이도 기재하였다.

사례 해석의 경우 크게 3가지로 나눠서 해석을 수행하였다.

- 1) 다른 변수들은 고정하고 보강재의 개수만 변화시키며 해석 수행 (Case 1)
- 2) 보강재의 개수는 8개로 고정하고 웹에 대해 높이 및 너비를 조절하며 해석 수행 (Case 2)
- 3) 보강재의 개수는 8개로 고정하고 플랜지에 대해 높이 및 너비를 조절하며 해석 수행 (Case 3)

Table 7. Cases for equivalent stiffened layer for a fuselage with stiffeners

Case No.	b_f	h_f	b_w	h_w	N_{sti}	h_s
1-1	10	3	3	31.1	4	3.40
1-2	10	3	3	31.1	8	4.41
1-3	10	3	3	31.1	12	5.12
1-4	10	3	3	31.1	16	5.68
2-1	10	3	3	10.1	8	1.49
2-2	10	3	3	50.1	8	6.93
2-3	10	3	1	31.1	8	3.38
2-4	10	3	5	31.1	8	5.00
3-1	20	3	3	31.1	8	4.84
3-2	5	3	3	31.1	8	4.05
3-3	10	1	3	31.1	8	3.85
3-4	10	6	3	31.1	8	5.03

Figure 11에서 볼 수 있듯이 Case 1의 경우 ANSYS와 유사한 변위 경향을 보였다. Case 3의 경우 역시 ANSYS와 유사한 경향을 예측하였다. Case 2의 경우 웹의 높이와 너비에 대한 사례 해석을 수행하였는데 변위 예측의 범위 폭이 가장 넓었다. 다만 웹이 높이가 너무 작게 되면 ANSYS의 해석보다 과도 추정을 하게 되고 웹의 높이가 높게 되면 과소 추정을 한다. 이 때 Case 2-1의 경우 12%의 오차를 보이며, Case 2-2의 경우 6.8%를 보였다. 다른 사례들이 평균 5% 이하의 정확도를 보이는 것에 반해 오차가 약간 높지만, 설계 관점에서는 충분히 사용할 수 있으며 전체적인 경향은 잘 추정된다. 플랜지의 경우 거의 ANSYS의 결과와 유사하게 예측을 한다. 전반적으로 보강재가 있는 동체의 변위에 대해 좋은 예측 결과를 예측하였다. 따라서 본 논문에서 제시한 방법을 통해 CUF가 동체의 설계확장에 활용될 수 있음을 확인하였다.

IV. 결론

본 논문에서는 동체의 효율적인 설계를 위하여 보요소인 CUF를 개발하고 해석을 수행하였다. 먼저 Carrera에 의해 제시된 단순한 원통형 보에 대해 해석을 수행하였고 유사한 경향을 도출하였다. 이 때 구축된 CUF를 기반으로 복합재 적층을 고려할 수 있게 확장하였다. 적층의 두께가 작으면 집중하중이 가해지는 부분의 변위 오차가 두께가 있는 경우에 비해 상대적으로 높았으나, 전체적인 경향은 상용 프로그램과 동일하여 잘 추정한 것으로 관측되었다. 또한, 보강재가 있는 형상을 기존 방법을 이용하게 되면 변위가 상용 프로그램과 비교해서 오차가 많이 발생함뿐만 아니라 전반적인 경향도 다르게 나타남을 확인하였다. 이를 보완하기 위해 본 논문에서 제안되는 등가 형태의 보강재 층 기법을 적용하였고 이를 통해 집중하중이 가해지는 위치의 변위가 3차원 해석과 비교했을 때 10% 이하의 오차를 보이는 것을 확인하였다. 따라서 CUF를 기반으로 한 1차원 보 접근 방법이 기존의 쉘 혹은 3차원 요소들로 설계가 되었던 동체 설계에 적용이 가능함을 확인하였다.

추후 연구에서는 원통 형태의 동체뿐만 아니라 회전익 항공기와 같이 기하학적으로 복잡한 동체 형상에 적용하여 동체 해석 및 설계의 범위를 확장할 예정이다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 지원으로 차세대 고속 복합형 무인 회전익기 특화연구실에서 수행되었습니다.

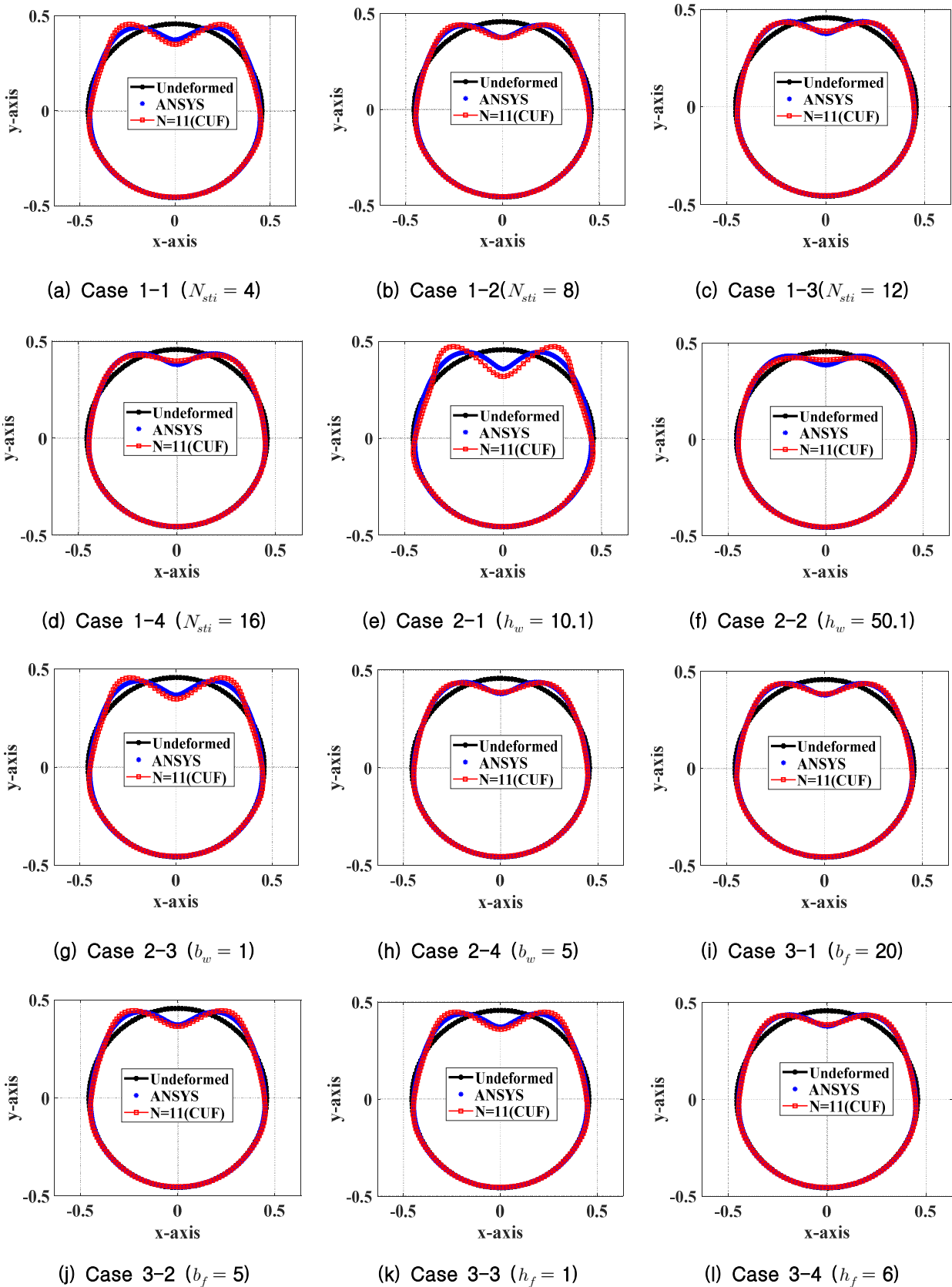


Fig. 11. Comparison among cases in terms of parameters of the stiffener

References

- 1) Pasquale, S., *Commercial Airplane Design Principles*, Butterworth-Heinemann, Oxford, UK, 2014, pp. 47~79.
- 2) Ardema, M. D., Chambers, M. C., Patron, A. P., Hahn, A. S., Miura, H. and Moore, M. D., "Analytical Fuselage and Wing Weight Estimation of Transport Aircraft," NASA-TM-110392, Technical Report, 1996.
- 3) Giles, G. L., "Design-Oriented Analysis of Aircraft Fuselage Structures Using Equivalent Plate Methodology," *Journal of aircraft*, Vol. 36, No. 1, 1999, pp. 21~28.
- 4) Michel, V, T. and Lars, K., "Multi-disciplinary Design of Aircraft Fuselage Structures," *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, January 2007.
- 5) Niemann, S., Kolesnikov, B., Lohse-Busch, H., Hühne, C., Querin, O., Toropov, V. and Liu, D., "The use of topology optimization in the conceptual design of next generation lattice composite aircraft fuselage structures," *The Aeronautical Journal*, Vol. 117, No. 1197, pp. 1139~1154.
- 6) Bouazizi, M., Lazghab, T. and Soula, M., "Mechanical response of a hexagonal grid stiffened design of a pressurized cylindrical shell-application to aircraft fuselage," *Thin-Walled Structures*, Vol. 127, 2018, pp. 40~50.
- 7) Grosveld, F. W., "Structural Normal Mode Analysis of the Aluminum Testbed Cylinder (ATC)," *Proceedings of the 39th AIAA/ASME/ASCE Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, April 1998.
- 8) Buehrle, R. D., Grosveld, F. W., Pappa, R. S. and Fleming, G. A., "Finite Element Model Development and Validation for Aircraft Fuselage Structures," *IMAC-XVIII Conference on Structural Dynamics*, February 7-10, 2000.
- 9) Carrera, E. and Giunta, G., "Refined beam theories based on Carrera's unified formulation," *International Journal of Applied Mechanics*, Vol. 2, No. 1, 2010, pp. 117~143.
- 10) Carrera, E. and Petrolo, M., "A Beam Formulation with Shell Capabilities," *Proceedings of 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, April 2010.
- 11) Carrera, E., Zappino, E. and Petrolo, M., "Analysis of Thin-Walled Structures With Longitudinal and Transversal Stiffeners," *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 80, No. 1, 2013, pp. 011006-1~011006-12.
- 12) Carrera, E. and Filippi, M., "Variable Kinematic One-Dimensional Finite Elements for the Analysis of Rotors Made of Composite Materials," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 136, No. 9, 2014, pp. 092501-1~092501-11.
- 13) Carrera, E. and Petrolo, M., "Refined One-Dimensional Formulations for Laminated Structure Analysis," *AIAA Journal*, Vol. 50, No. 1, 2012, pp. 176~189.
- 14) Nemeth, M. P., "A treatise on equivalent-plate Stiffnesses for Stiffened laminated-composite plates and plate-like lattices," NASA/TP-2011-216882, Technical Report, 2011.
- 15) Semmani, A., Sereir, Z. and Hamou, Y., "Analysis and Optimization of Composite Kagome Grid Panels Subjected to the Low Velocity Impact," *Journal of Dynamic Behavior of Materials*, 2020.
- 16) Carrera, E., Cinefra, M., Zappino, E. and Petrolo, M., *Finite Element Analysis of Structures Through Unified Formulation*, 1st ed, John Wiley & Sons, Hoboken, USA, 2014.