



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 48(8), 555-563(2020)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2020.48.8.555

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

1차원 보 해석을 활용한 전진익 항공기의 복합적층 날개 공력탄성학적 테일러링

최재원¹, 임병욱², 이시훈², 신상준³

Aeroelastic Tailoring of a Forward-Swept Wing Using One-dimensional Beam Analysis

JaeWon Choi¹, ByeongUk Lim², SiHun Lee² and SangJoon Shin³

Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Seoul National University

ABSTRACT

Forward-swept wings are known to possess superior aerodynamic performance compared to the conventional straight wings. However major concerns regarding forward-swept wings include divergence at lower airspeeds which require careful consideration at the design stage. As an endeavor to overcome such drawbacks, aeroelastic tailoring is attempted. In order to find an optimal ply sequence, recursive aeroelastic analyses is conducted and one-dimensional beam analysis coupled with simple aerodynamics is used for the improved computational efficiency and modelling convenience. The analysis used in this paper, DYMORE and analytic formula, both use one-dimensional beam model for the structure. Cross-sectional analysis for multi-cell NACA0015 airfoil section is conducted using VABS and oblique function is used for the sweep angle. Throughout the present aeroelastic tailoring, the maximum divergence speed of 290.2m/s is achieved which is increased by approximately 43% than that for the conventional ply configuration.

초 록

전진익 항공기는 평익 항공기와 비교하였을 때 우월한 공력 특성을 갖고 있다. 그러나 전진익 항공기는 종래의 주익에 비하여 낮은 발산 속도를 갖고 있게 되고, 이는 설계 단계에서 필수적으로 고려하여야 한다. 이러한 문제를 해결하기 위하여 공력탄성학적 테일러링에 대한 연구가 이루어졌다. 적층 판의 최적의 적층 배열을 찾기 위해선 반복적인 계산이 필요하고 이를 위하여 모델링이 용이하고 계산 효율성이 우수한 1차원 보 축소 해석을 수행한다. 해석을 위하여 다물체 동역학 프로그램인 DYMORE를 사용하였고 이를 해석해와 비교하였다. 또한 NACA0015 형상의 다중셀 구조 단면을 해석하기 위하여 상용 프로그램 VABS를 사용하였고 전진익 항공기의 날개를 보다 현실적으로 해석하기 위하여 oblique 기능을 사용하였다. 공력탄성학적 테일러링을 통하여 얻은 최적의 발산 속도는 238.9m/s이고 이는 기존에 동일 중량, 단일 방향으로 적층한 날개에 비하여 42% 가량 개선된 수치이다. 하지만 공력탄성학적 테일러링이 부주의하게 적용할 경우 기존 단일 적층 날개에 비하여 오히려 감소된 발산 속도를 가질 수 있음을 확인하였다.

Key Words : Forward Swept Wing(전진익), Aeroelastic Tailoring(공력탄성학적 테일러링), Divergence(발산 현상), Geometrically Exact Beam(기하학적 정밀 보)

† Received : March 13, 2020 Revised : June 24, 2020 Accepted : June 26, 2020

¹ Master candidate, ² Ph.D. candidate, ³ Professor

³ Corresponding author, E-mail : ssjoon@snu.ac.kr

© 2020 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

I. 서 론

전직익 항공기는 후퇴익과 같이 고속 비행이 가능하고 공력 특성이 우수하다는 강점이 있지만, 구조적으로는 불안정하다는 문제가 있다[1]. 이중 정적 공력탄성학적 현상인 발산은 항공기의 날개를 파괴에 이르게 할 수 있으므로 필수적으로 고려해야 한다. 발산 현상은 공력적 영향과 기하학적 영향으로 나타난다. 그러나 공력적인 현상은 날개의 형상에 의하여 결정되고 이에 따라 전진익 형태의 날개를 유지하면서 발산 속도를 높이려면 구조적인 영향을 고려하여야 한다. 발산 속도는 날개의 강성에 따라 결정되고 항공기의 날개는 강성이 높은 재질로 바꾸거나, 두께를 증가시켜 강성을 증가시킬 수 있다. 따라서 해당 방법으로 낮은 발산 속도에 대한 문제를 어느 정도 해결 가능하였지만, 이러한 방법은 기존 날개 대비 무게가 증가한다. 무게가 증가하는 문제를 해결하기 위한 방법으로는 복합소재 공력탄성학적 테일러링을 주로 사용한다. 공력탄성학적 테일러링은 복합소재를 이용하여 적절한 적층각과 적층 배열을 이용하여 중량을 줄이고 원하는 강성을 얻어 공력탄성학적인 특성을 개선한다. Krone은 무게증가 없이 복합소재를 사용하여 발산 속도를 증가시키는 공력탄성학적 테일러링에 대한 연구를 진행하였다[2]. Weisshaar은 고전 적층판 이론과 공력의 스트립 이론을 이용하여 이를 해석적인 모델을 도출하였다[3,4]. Lottati는 사각 형태의 전진 날개의 해석적인 연구를 진행하였고 워핑 효과와 연성 현상이 시스템의 거동에 큰 영향을 미친다는 것을 확인하였다[5]. 이후 Cole은 고세장비 전진익의 후퇴각을 변경하며 발산 속도를 해석하였고 이를 풍동실험의 결과와 비교하였다. 또한 특정 각도에서 사각진 날개 끝단과 유동방향과 동일한 날개 끝단의 발산 속도의 차이를 실험적으로 보였다[6]. 최근 Computational Fluid Dynamic(CFD)과 Computational Structural Dynamic(CSD)을 이용하여 정밀한 공력탄성학 해석에 대한 연구가 이루어지고 있다. Rongrong 등은 복합 적층 날개를 CSD-CFD 연성 해석을 통하여 전진익의 비틀림 발산 현상을 조사하였다. 또한, 조사된 결과를 유전자 알고리즘을 통하여 적층 배열을 최적화하였다[7]. Dillinger 등은 와류격자기법(Doublet Lattice Method, DLM)과 CFD를 이용하여 발산 현상을 연구하고 날개의 공력탄성학적 강성을 최적화하는 연구를 수행하였다[8]. 복합소재 공력탄성학적 테일러링에 관한 국내 연구에서 윤남경 등은 단일 셀 구조와 특정 적층 배열을 가진 복합 적층 날개의 발산을 기하학적 정밀 보를 이용해 연구한 사례가 있었다[9]. 또한 이해경 등은 복합재료 평판 날개에 대하여 최적화 이론을 이용해 공력탄성학적 테일러링에 대한 연구를 진행하였다[10].

기존 전진익 항공기에 대한 연구는 실제 전진익

항공기의 형상과는 다소 차이가 있는 사각 형태의 날개 끝단을 사용한 경우가 대부분이다. 따라서 본 논문에서는 실제 날개와 유사한 날개를 해석하고자 하였다. 이에 따라 에어포일 형상을 가진 다중 셀 구조의 날개에 대하여 공력탄성학적 테일러링 효과를 확인하였다. 또한, 시간의 효율성을 증대시키고 다양한 날개를 해석하기 위하여 1차원 보 해석을 사용한다. 1차원 보 해석의 단면해석을 위하여 VABS를 사용하였고 단면해석 결과와 Dymore를 이용하여 발산 속도를 확인하였다[11]. 특히, 1차원 보 해석을 이용함으로써 발산 현상에 대한 기하학적인 영향과 공기력에 의한 효과를 정량적으로 확인하였다. 또한, 1차원 보 해석은 단면해석을 통하여 얻은 물성치를 이용함으로써 최근의 고정밀 공력탄성학적 해석 기법과 달리 적층 배열을 쉽게 변경할 수 있고, 비교적 간단한 해석 절차를 이용하여 테일러링을 수행할 수 있다.

II. 본 론

본 연구에서는 발산 현상에 대한 기존 해석과 달리, 다중 셀 날개 형상의 단면을 해석하였다. 단면 스킨의 적층 판수는 8개를 사용하였고, 두 개의 날개 보는 단일 재료를 사용하였다. 또한 날개 끝단이 유동의 방향과 동일한 날개를 모델링하고 이를 단면 해석한 결과를 DYMORE를 이용하여 정적 해석 시뮬레이션을 수행하였다. 해석에 사용된 날개의 제원과 형상을 Table 1과 Fig. 1에 나타내었다.

Table 1. Specification of forward-swept wing

Variables	Value
Span	6 m
Chord	1 m
Aspect ratio	6
Spar location	25%, 75% chord
Airfoil	NACA 0015
Aeroelastic tailoring range	20% span from the root

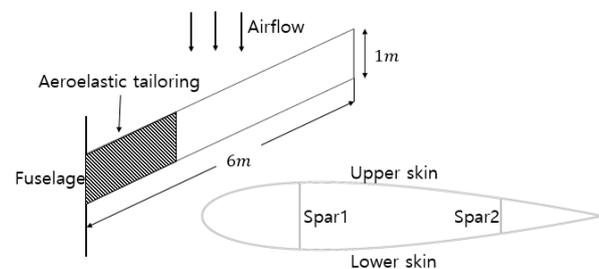


Fig. 1. Topology and cross-section of a forward-swept wing

2.1 발산 속도 해석해

평익의 발산 속도는 비행기의 진행 방향과 날개 길이 방향이 수직이기 때문에 비틀림에 의한 발산 현상이 나타난다. 따라서 탄성축과 공력중심과의 거리 그리고 비틀림 강성이 발산 현상에서 중요한 인자가 된다. 그러나 전진의 경우 항공기의 비행 방향과 날개 길이 방향의 각도가 90°보다 작게 되어 굽힘과 비틀림 간에 연성이 발생하게 되고 이에 따라 굽힘의 영향 역시 중요한 고려사항이 된다.

$Z(x,y)$ 의 분포 하중을 받는 고세장비 날개의 변형 $w(x,y)$ 은 식 (1)과 같이 나타낼 수 있다.

$$w(x,y) = \int \int_S C(x,y;\xi,\eta) Z(\xi,\eta) d\xi d\eta \quad (1)$$

$C(x,y;\xi,\eta)$ 는 ξ,η 에 작용하는 힘에 대한 x,y 위치의 변형에 대한 영향함수이다. 또한, 전진의 날개의 주된 공력탄성학 현상은 비틀림-굽힘 연성에 의해 나타난다. x 축과 평행한 단면을 강체로 가정하면 식 (2)로 나타낼 수 있지만, 이러한 가정은 후퇴각이 45° 이하일 때 유효하다고 알려져 있다.

$$C(x,y;\xi,\eta) = C^{zz}(y,\eta) - xC^{\theta z}(y,\eta) + \xi x C^{\theta\theta}(y,\eta) - \xi C^{z\theta}(y,\eta) \quad (2)$$

이에 따라, 고세장비 날개의 유선 방향 단면 변형에 대한 지배방정식은 식 (3)로 나타낼 수 있다.

$$\theta(y) = \int_0^l C^{\theta z}(y,\eta) Z(\eta) d\eta + \int_0^l C^{\theta\theta}(y,\eta) t(\eta) d\eta \quad (3)$$

전역 좌표계에서 단면에 작용하는 힘과 토크는 각각 식 (4), (5)와 같이 나타낼 수 있다.

$$Z(y) = qcc_l - mNg \quad (4)$$

$$t(y) = qecc_l + qc^2c_{mAC} - mNgd \quad (5)$$

또한, 양력계수는 식 (6)과 같이 강체 비틀림에 대한 양력계수와 탄성 비틀림에 대한 양력 계수의 중첩으로 표현할 수 있다.

$$c_l = c_l^r + c_l^e \quad (6)$$

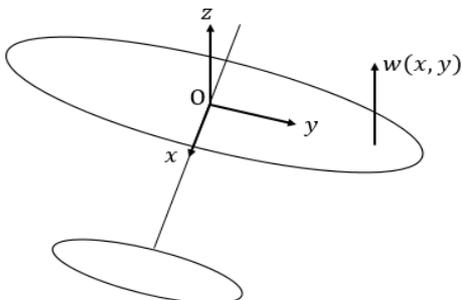


Fig. 2. Distributed air loads on an aircraft

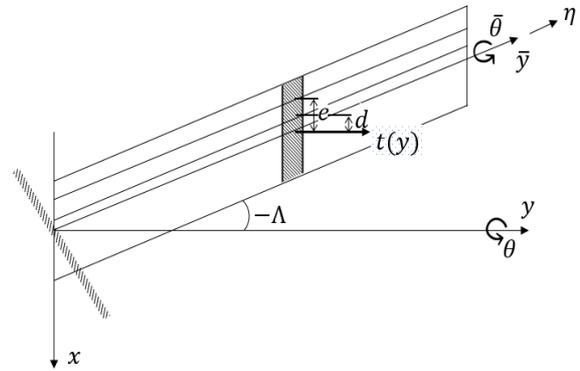


Fig. 3. Typical forward-swept wing

식 (4)-(6)을 지배 방정식에 대입한다. 여기서 미지의 값인 c_l^e 에 대하여 재차 방정식으로 나타내면 식 (7)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\theta(y) = q \int_0^l \bar{C}(y,\eta) cc_l^e d\eta \quad (7)$$

$$\bar{C}(y,\eta) = C^{\theta z}(y,\eta) + e(\eta) C^{\theta\theta}(y,\eta) \quad (8)$$

항공기 날개의 발산현상은 기하학적인 효과와 공기력에 대한 효과에 의하여 나타난다. 식 (7)의 특성 방정식은 식 (9)로 나타낼 수 있다. 또한 식 (9)의 $[A]$ 는 전진의 항공기의 공기력의 영향을 나타내는 계수로 Diederich의 준 실험식을 이용하였다[12].

$$[A]cc_l^e = q[\bar{E}]cc_l^e \quad (9)$$

$$[\bar{E}] = [\bar{C}][\bar{W}] \quad (10)$$

$$\frac{dC_L}{d\alpha} = \frac{ARa_0 \cos \Lambda}{AR \sqrt{1 + (a_0 \cos \Lambda / \pi AR)^2} + (a_0 / \pi) \cos \Lambda} \quad (11)$$

이에 따라, 날개에 대하여 굽힘과 비틀림의 연성을 고려하고 공력적인 효과 역시 고려하여 발산 속도를 구하는 해석 해를 얻을 수 있었다. 또한, 기하학적인 영향에 대한 항과 공기력의 영향에 대한 항을 분리하여 사용함으로써, 해석 해를 통하여 각각의 효과를 분리하여 계산할 수 있었다. 발산 속도에 영향을 주는 두 가지 효과 중 공기력에 의한 효과가 지배적일 것을 예상할 수 있다. 그러나 공기력은 날개의 형태에 대하여 직접적인 영향을 받는다. 따라서 본 연구는 특정 각도의 후퇴각을 갖는 전진의 항공기의 형상을 유지하고 발산 속도를 증가하기 위해 구조적인 특성만을 고려하여 설계를 수행하였다. 이에 따라 공력탄성학적 테일러링을 수행하였다.

2.2 다중-셀 단면해석

3차원 날개의 1차원 보로 차원 축소를 위하여 2차원 단면해석을 수행하였다. 적층 합판은 각 적층판의

섬유 방향과 적층판의 두께, 순서에 따라 강성이 변화한다. 복잡한 형상의 단면을 해석하기 위하여 상용 프로그램인 VABS를 사용하였다. 기존의 1차원 보 해석은 보의 기준선과 단면이 수직 관계에 있어야 한다. 이때 전진익과 같이 기준선과 단면의 각도가 90° 이하인 경우, 실제와 다른 해석을 해야 한다는 한계가 있었다. 본 연구에서는 비틀린 단면해석 기능을 이용하여 유동의 방향에 평행한 끝단에 대하여 해석을 하였고 이를 통해 좀 더 현실적인 날개를 해석할 수 있었다.

VABS는 VAM(Variational Asymptotic Method)을 기반으로 한 단면해석 프로그램으로 Cesnik과 Hodges에 의해 개발되었다[13]. 이후 Yu와 Hodges에 의하여 복합재로 구성된 임의의 형상 단면해석과 비틀린 단면해석이 가능하도록 개선되었다[14].

2차원 단면해석은 설정된 하중을 이용하여 1차원 변형률을 구해내고 계산된 변형률과 단면의 변형 에너지 최소화화를 통하여 위핑에 대한 해를 얻어낸다. 이를 통하여 보의 단면에서 필요한 정보인 Timoshenko 강성과 질량 행렬을 도출하였다. VABS에 대한 자세한 식은 관련 논문에서 서술되어 있다[14,15].

VABS의 해석결과를 검증하기 위하여 고전 적층판 이론(classical laminated plate theory)의 강성의 등가 물성과 비교하였다. 그러나 고전 적층판 이론을 이용하여 복잡한 형상의 물성을 구하는 것은 한계가 있고 이에 따라 비교적 간단한 형상의 강성을 이용하여 VABS의 결과를 검증하였다. 비교 대상은 단순 사각 평판이며, 적층판의 재료는 Carbon/Epoxy UD를 사용하였다. 또한, 적층판의 수는 8개이고 $[0/45/-45/0]_s$ 를 사용하였다. 고전 적층판 이론에 의한 A 행렬의 값을 사용하여 아래 수식과 같은 등가 물성을 얻을 수 있다.

$$E_x = \frac{\sigma_x}{\epsilon_x^0} = \frac{N_x/t}{A_{11}N_x} = \frac{(A_{11}A_{22} - A_{12}^2)}{tA_{11}} \quad (12)$$

또한, PATRAN의 laminate 기능을 이용하여 이를 비교하였다. VABS의 결과는 66.806 GPa이고 고전 적층판 이론의 결과는 66.208 GPa, PATRAN의 결과는 66.207 GPa로 해석이 적절하게 수행되었다. 해석결과는 Table 2에 정리되어 있다. 이에 따라 이후 과정에서 VABS를 이용한 다중-셀 단면해석 결과를 사용하였다. 다중-셀 단면은 NACA0015의 에어포일 형상을 갖고 있으며, 2개의 날개보로 구성되어 있다. 복합재 적층은 윗면과 아랫면에 대하여 적층하였고 2개의 날개보는 등방성 재료를 사용하였다. VABS 통하여

Table 2. Result of the equivalent property

	VABS	CLT	PATRAN
E_x	66.806 GPa	66.208 GPa	66.207 GPa

Table 3. VABS result for the typical cross section

	$[0^\circ / 30^\circ / 45^\circ / 60^\circ]_s$	$[-45^\circ / 0^\circ / 45^\circ / 30^\circ]_s$
EI [Nm^2]	4.753×10^5	9.894×10^5
GJ [Nm^2]	2.514×10^6	2.672×10^6
e [m]	0.863×10^{-1}	0.937×10^{-1}

여러 단면에 대한 해석을 수행하였고, 다양한 적층 배열 중 $[0^\circ / 30^\circ / 45^\circ / 60^\circ]_s$ 와 $[-45^\circ / 0^\circ / 45^\circ / 30^\circ]_s$ 로 스킨을 적층한 날개의 물성치는 Table 3에 나타나 있고 굽힘 강성은 플랩 방향 굽힘 강성을 의미한다.

다중-셀 구조의 단면을 사용하였지만, 본 연구에서 사용된 날개는 길이 방향에 대한 모든 날개 단면에서 같은 구조의 단면을 사용했다는 한계가 있었다.

2.3 변위 기반 기하학적 정밀 보 해석

기하학적 정밀 보 구조 해석은 단면해석과 보의 좌표계에 따른 해석이 수행된다. 기하학적 정밀 보의 초기 지배방정식은 Kirchhoff와 Clebsch 등에 의해 정립되었다[4]. Hodges는 내재적 비선형 보 이론을 기반으로 기하학적 정밀 보의 지배방정식을 추가한 혼합 변분법에 근거한 정식화를 통해 이를 1차원 보 요소와 2차원 단면 속성을 지니는 형태의 구조 해석으로 발전시켰다. 본 연구에서 사용한 상용 소프트웨어 DYMORE는 변위 기반의 기하학적 정밀 보 이론을 사용하였고 자세한 과정은 참고문헌에 서술되어 있다[11,16].

DYMORE 결과를 검증하기 위하여 해석 해의 결과와 비교하였다. 등방성 재료인 알루미늄을 사용하였고 Table 1에 기재되어 있는 정보와 동일하다. DYMORE의 유한요소의 개수는 한쪽 날개에 28개의 요소를 사용하였다. 유입류는 비정상 날개 이론인 Theodorsen을 사용하였다. 또한, 알려진 C81 표를 사용하였다. Fig. 4는 해석해와 유한요소 결과에 대

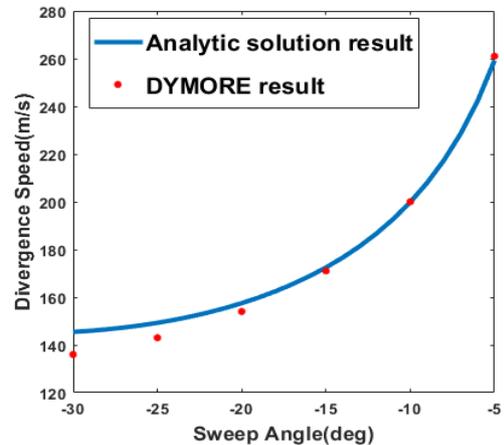


Fig. 4. Divergence speed in terms of the sweep angles

한 그래프로, 가장 큰 차이는 후퇴각 -30° 에서 발생하였으며, 오차율은 6.5%이다.

이후 1차원 축소 해석을 이용하여 공기력에 의한 특성과 기하학적인 특성을 분리하여 해석하였다. Fig. 5와 Fig. 6은 각각 기하학적 특성만을 고려한 발산 속도와 공기력의 특성만을 고려한 발산 속도이다. 기하학적인 영향에 대한 해석 해와 유한요소 결과의 차이는 평균 약 0.6%로 유사한 결과를 보였고 모든 영역에서 비슷한 차이를 보였다. 그러나 공기력에 의한 발산 현상만을 고려하였을 때는 -20° 이내에서 작은 차이를 보였지만, 이후 후퇴각의 정도가 커지는 경우 두 결과의 차이가 증가하는 경향을 보였다. Fig. 7에는 후퇴각의 변화에 대한 해석해와 차이를 비교하였고 공력에 의한 발산 속도 차이는 Table 4에 정리되어 있다. 이러한 차이는 해석 해에서 사용한 실험식의 한계에 기인한 결과이다. 실험식은 평균적인 양력에 대하여 계산을 하고 이에 따라 날개의 길이 방향 압력분포가 심하게 변할 때, 부정확한 결과를 도출한다.

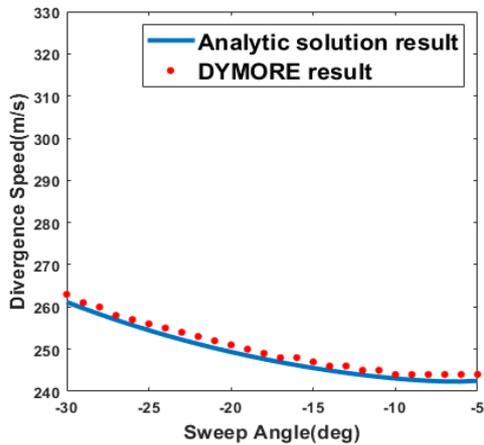


Fig. 5. Effects on divergence speed with regard to the geometry

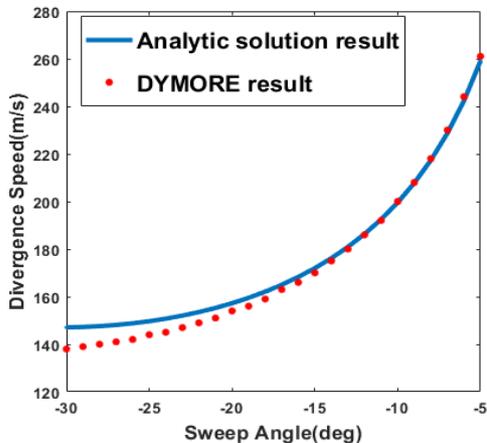


Fig. 6. Effects on divergence speed by the aerodynamics

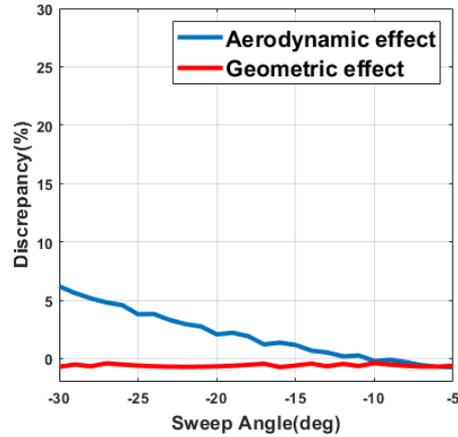


Fig. 7. Discrepancy between the analytic formula and DYMORE regarding each effect

Table 4. Discrepancy between the analytic formula and DYMORE caused by the aerodynamics

Sweep Angle	-30°	-25°	-20°
Discrepancy (%)	6.2%	3.8%	2.1%
Sweep Angle	-15°	-10°	-5°
Discrepancy (%)	1.2%	0.2%	0.7%

후퇴각에 따른 양력 분산을 확인하기 위하여 XFLR5를 이용하였다. XFLR5는 XFOIL의 기반으로 제작된 상용 프로그램으로 3차원 날개를 해석할 수 있다. 해석 범위는 -45° 에서 0° 로 설정하였다. Fig. 8은 XFLR5를 이용하여 해석 범위 내 날개의 길이 방향 압력분포이다. 해석에는 3차원 panel method가 사용되었다. 이를 통하여 후퇴각이 커질수록 양력 분산이 커진다는 것을 확인하였다.

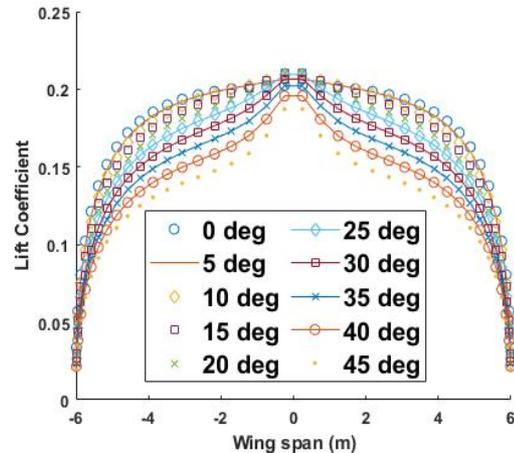


Fig. 8. Lift coefficients distribution in terms of the sweep angel

공력의 영향을 고려한 발산 속도 해석에서 해석해와 DYMORE의 결과는 가장 큰 경우 6.2%의 오차를 보였으나, 이는 후퇴각이 감소하면서 줄어드는 경향을 보였다. -20° 이하의 후퇴각을 갖는 경우 공력에 대한 영향과 기하학적인 영향에 대한 발산 속도의 해석해와 DYMORE 결과 차이는 모두 3% 이하의 차이를 보였다.

2.4 공력탄성학적 테일러링

전진의 항공기는 후퇴각으로 인하여 비틀림과 굽힘 특성이 연성된다. 따라서 평익 항공기와 다르게 테일러링을 위하여 굽힘에 의한 강성 역시 고려해야 한다. VABS를 이용하여 얻은 복합재료 적층 날개의 강성행렬인 ABD 행렬을 구하였다. 이 중 D행렬은 적층판의 굽힘과 비틀림에 대한 강성 계수이다. 테일러링을 위하여 후퇴각의 변화에 따라 D행렬의 성분이 조사되었다. D_{11} 과 D_{22} 성분은 각각 시위 방향과 플랩 방향 굽힘 강성에 대한 계수이고 D_{66} 은 비틀림 강성에 대한 계수이다. 이를 이용하여 단면의 강성을 도출할 수 있었다[5]. 시위 방향에 대한 굽힘 강성 EI_{11} 은 Fig. 9에 도시되었다. 또한, 시위 방향, 플랩

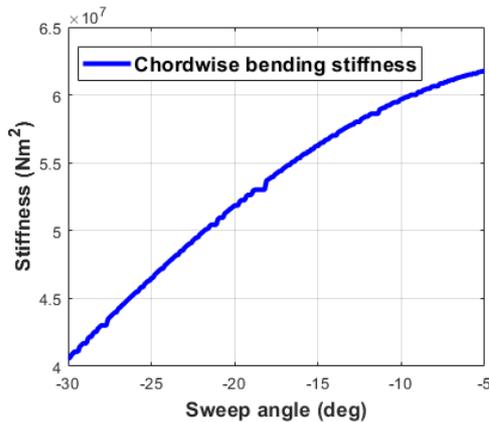


Fig. 9. Chordwise bending stiffness in terms of the sweep angle

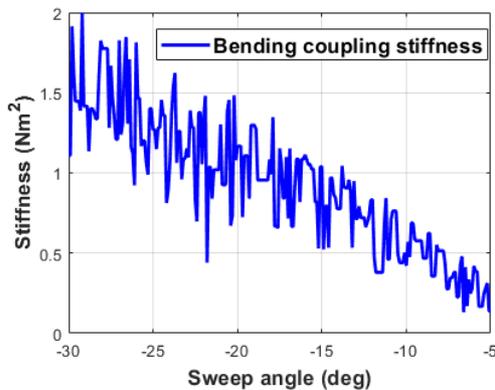


Fig. 10. Flapwise and chordwise bending coupling stiffness in terms of the sweep angle

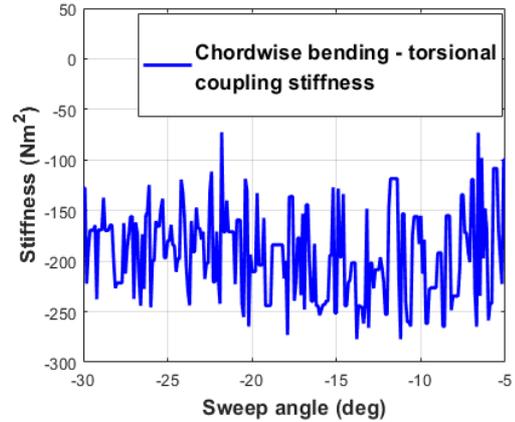


Fig. 11. Chordwise bending and torsional coupling stiffness in terms of the sweep angle

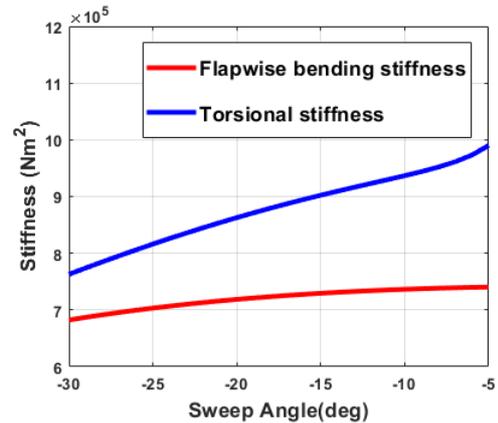


Fig. 12. Flapwise bending and torsional stiffness in terms of the sweep angle

방향 굽힘의 연성 강성인 S_{12} 과 시위 방향의 굽힘과 비틀림이 연성된 강성인 S_{16} 은 각 Fig. 10과 Fig. 11에 도시되어 있다. EI_{11} 은 후퇴각 변화에 따라 경향성을 보였지만, S_{16} 과 S_{26} 는 뚜렷한 경향성을 보이지 않았다. 또한, 상대적으로 다른 강성과 비교하여, 매우 작은 값을 가졌다.

플랩 방향 굽힘 강성 EL_{22} 와 비틀림 강성 GJ 에 대한 그래프는 Fig. 12에 도시되어 있고, 두 강성의 연성 효과를 확인하기 위하여 조사된 K 에 대한 결과를 Fig. 13에 도시하였다. K 는 플랩 방향 굽힘과 비틀림 연성을 나타내는 강성이다. K 는 적층 배열과 적층 각도에 연관되어 있다. 따라서 등방성 재료에서는 배정되지 않는다. 기하학적 특성에 대한 그래프인 Fig. 5에서 발산 속도는 후퇴각이 증가할수록 증가하는 경향을 보였다. 물성에 대한 그래프에서 후퇴각 -5° 에서 -30° 으로 증가하면서 가장 많은 변화를 보인 것은 K 이고 EL_{22} 는 가장 작은 변화를 보였다. 차이의 값은 Table 5에 나타나 있다. 이에 따라, 발산 특성 향상에 가장 큰 영향을 주는 K 임을 예측하였다. 서로 다른 적층 배열을 통하여 물성을 변경할 수 있으

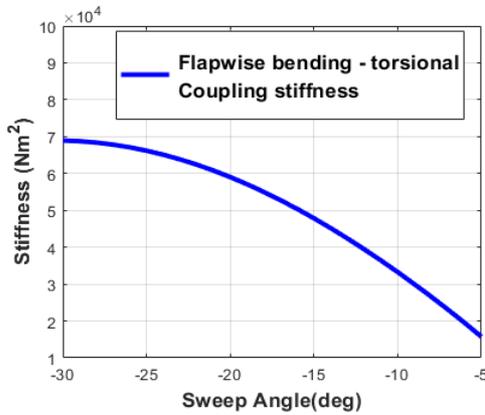


Fig. 13. Flapwise bending and torsional coupling stiffness in terms of the sweep angle

Table 5. Discrepancy of stiffness according to sweep angles

	EI_{22} [Nm ²]	GJ [Nm ²]	K [Nm ²]
-30° Swept	6.823×10^5	7.629×10^5	6.895×10^4
-5° Swept	7.404×10^5	9.901×10^5	1.572×10^4
Discrepancy(%)	-7.8%	-22.9%	338.6%

며, 테일러링을 통해 K 의 값을 변경하여 발산 속도를 증가시킬 수 있다. 그러나 발산 현상에 플랩 방향 굽힘 강성과 비틀림 강성 역시 큰 영향을 주고 연성 강성 역시 다른 물성치와 연관되어 있으므로 발산 현상에 대하여 지배적이지 않다.

후퇴각이 -20° 이하인 날개에서 해석해와 유한요소의 결과는 유사한 경향을 보였다. 따라서 계산 시간을 줄이기 위하여 발산 속도 해석해를 기준 속도로 설정하고 근처의 속도에서 DYMORE 해석을 수행하였다. 또한, 적절한 기준 속도를 설정하기 위하여 -20° 의 후퇴각을 갖는 날개를 선정하여 해석하였다. 해석 절차는 Fig. 14와 같다. 적층판의 종류는 $-60^\circ, -45^\circ, -30^\circ, 0^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 90^\circ$ 로 총 8종류의 이산화된 적층 각도를 위쪽 스킨과 아래쪽 스킨에 사용하였다. 또한, 적층 배열의 종류는 통상적으로 사용하는 대칭형 구조만을 고려하였다. 날개 뿌리로부터 20% 지점까지의 공력탄성학적 테일러링을 수행하였고, 20% 이후 지점은 적층각을 변경하지 않고 동일한 적층 각도인 0° 만을 이용하여 날개를 구성하였다. 서로 다른 적층각의 적층 배열로 4,096개의 적층배열에 대하여 해석을 진행하였으며, 이에 대한 결과는 Fig. 15에 도시되어 있다. 해석 결과 가장 높은 발산 속도는 $197.2m/s$ 이다. 이때의 적층 배열은 $[0^\circ / -30^\circ / 30^\circ / 0^\circ]_s$ 로 조사되었다. 모든 날개 단면에 대하여 단일 적층각 0° 를 사용하였을 때 발산 속도는 $168.7m/s$ 이다. 적절한 적층 배열을 사용하였을 때, 단일 적층각을 사용

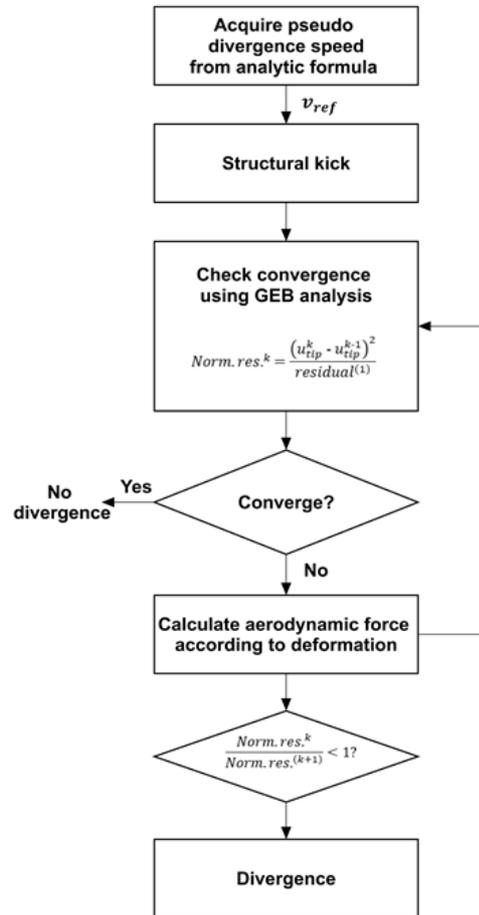


Fig. 14. Analysis procedure

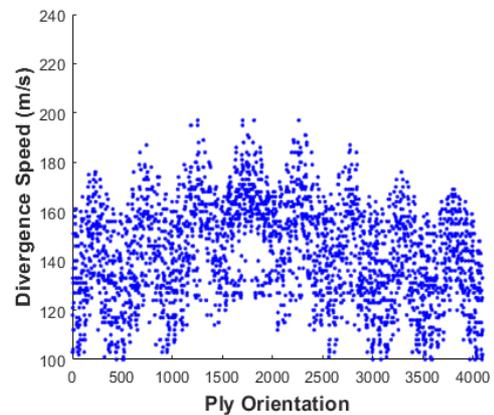


Fig. 15. Divergence speed of the partially tailored wing in terms of the ply orientation

한 날개와 비교하여 17% 가량 개선된 수치를 보였다. 또한, 이와 반대로 적절하지 않은 적층배열의 경우 단일한 적층각을 사용하였을 때와 비교하여 오히려 낮은 발산 속도를 가졌다.

날개의 뿌리로부터 20% 지점까지 테일러링 결과, 가장 높은 발산 속도를 갖는 적층 배열을 뿌리 부분에 고정하고, 남은 부분에 대하여 동일한 방식으로

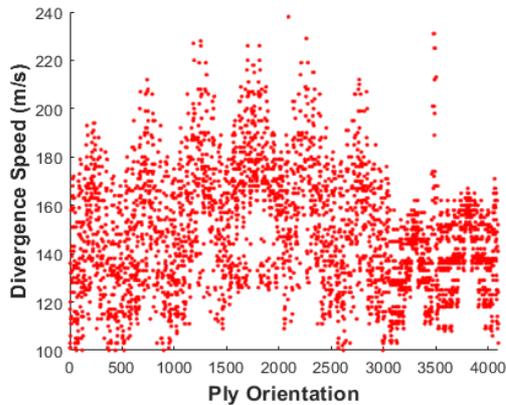


Fig. 16. Divergence speed of the fully tailored wing in terms of the ply orientation

Table 6. Divergence speed in terms of the ply orientation

Ply orientation	Divergence speed
$[30^\circ / -60^\circ / 45^\circ / -45^\circ]_s$	238.9m/s
$[0^\circ / 0^\circ / 0^\circ / 0^\circ]_s$	199.1m/s
$[-45^\circ / 45^\circ / 30^\circ / 0^\circ]_s$	193.1m/s
$[45^\circ / 30^\circ / 45^\circ / 45^\circ]_s$	111.8m/s

테일러링을 수행하였다. 해석결과는 Fig. 16에 도시되어 있고, 적절하지 않은 적층 배열을 포함하여 Table 6에 정리되어 있다. 부적절한 적층 배열에서는 날개의 전체에 대하여 테일러링을 사용하기 전인, 20% 지점까지 테일러링을 사용한 결과보다 오히려 낮은 발산 속도를 갖는다.

해당 결과를 통하여 적절한 공력탄성학적 테일러링을 통하여 발산 속도를 개선할 수 있음을 알 수 있었고 부주의하게 적층 배열을 결정한 경우, 기존의 발산 속도보다 오히려 낮은 속도의 발산 속도를 얻을 수 있다는 사실을 도출할 수 있었다. 이에 따라 공력탄성학적 테일러링을 사용할 경우 설계 단계에서 적절한 적층 배열을 선정하여 적용해야 한다.

III. 결 론

본 논문에서는 실제와 유사한 에어포일을 갖는 전진익의 발산 현상 연구를 진행하였다. 이를 위해 전진익의 1차원으로 해석을 진행하고 정립되어있는 해석해와 비교하였다. 해석해의 경우 공력의 영향에 의한 항과 기하학적 영향에 의한 항으로 분리할 수 있었고 이를 통하여 각각을 확인했다. 1차원 해석의 경우 3차원 해석과 비교하여 간단하게 형상을 변경할 수 있는 장점이 있다. 이러한 장점은 공력탄성학적 테일러링 연구와 같이 여러 변수를 변경하며 해석을 진행할 때 적합하다.

본 연구에서 사용한 해석 방법은 특정 속도에 대하여 해석을 진행하기 때문에, 대략적인 발산 속도를 알 필요가 있다. 이를 위해 해석해의 발산 속도를 이용하고, 이를 해석에 활용하였다. 기하학적인 영향만을 고려하여 해석하였을 때, 후퇴각이 증가할수록 발산 속도는 오히려 증가하는 경향을 보였다. 이에 따라, 영향을 주는 단면 물성에 대한 조사를 진행하였고 이중 연성에 대한 강성이 가장 큰 영향을 주는 것을 확인하였다. 테일러링을 위하여, 적층판의 종류는 -60° , -45° , -30° , 0° , 30° , 45° , 60° , 90° 로 총 8종류의 적층판을 서로 다른 적층 배열을 사용하여 4,096개의 날개를 해석하였다. 그 결과 적절한 적층 배열은 전 범위를 $[0^\circ / 0^\circ / 0^\circ / 0^\circ]_s$ 로 적층한 날개와 비교하여 43%의 증가한 발산 속도를 갖는 날개를 설계할 수 있었다. 또한, 부주의한 적층 배열이 사용된 경우 오히려 공력탄성학적 테일러링을 수행하기 전보다 낮은 발산 속도를 갖게 됨을 확인할 수 있었다. 따라서 복합재를 이용하여 날개를 설계할 때, 적절한 배열을 사용하면, 발산 속도를 현저히 높일 수 있음을 확인하였고, 이와 같은 절차는 설계 단계에서 필수적으로 고려되어야 한다.

본 논문에서는 2개의 날개보를 가진 다중-셀 구조를 해석하였고, 이는 날개 전반에 대하여 같은 구조를 적용하였다. 향후 연구에서는 날개 리브, 스트링거와 같은 부분을 고려한 복잡한 단면에 대한 해석을 진행하고자 한다. 또한, 날개 스킨뿐만 아니라 다른 부재 역시 복합재를 사용한 경우에 대해 각 부분이 날개 구조에 미치는 영향을 파악할 계획이다. 본 논문에서 고려되지 않았던 동적 공력탄성학적인 현상인 플러터 해석을 수행하여, 발산 현상과 함께 고려될 예정이다. 마지막으로 본 논문에서는 날개 뿌리로부터 길이 방향으로 20%에 한정하여 공력탄성학적 테일러링을 수행하였지만, 추후 연구에서는 전체 날개에 대한 공력탄성학적 테일러링을 수행하고 이를 최적화하여 해석할 예정이다.

후 기

이 논문은 2020년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임 (No. 2017R1A2B4004105).

References

- 1) Diederich, F. W. and Burdiansky, B., "Divergence of Swept Wings," NACA TN 1680, 1948.
- 2) Krone, N. J. Jr., "Divergence Elimination with Advanced Composites," AIAA Paper75-1009, 1975.

- 3) Weisshaar, T. A., "Divergence of Forward Swept Composite Wings," *Journal of Aircraft*, Vol. 17, June 1980, pp. 442~448.
- 4) Weisshaar, T. A., "Aeroelastic Tailoring of Forward Swept Composite Wings," *Journal of Aircraft*, Vol. 18, 1981, pp. 669~676.
- 5) Lottati, I., "Flutter and Divergence Aeroelastic Characteristics for Composite Forward Swept Cantilevered Wing," *Journal of Aircraft*, Vol. 22, No. 11, 1985, pp. 1001~1007.
- 6) Cole, S., "Divergence Study of a High-Aspect Ratio, Forward-Swept Wing," *Journal of Aircraft*, Vol. 25, No. 5, 1988, pp. 478~480.
- 7) Xue, R., Ye, Zh., Ye, Kun., et al., "Composite material structure optimization design and aeroelastic analysis on forward swept wing," *Proceeding of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 233, No. 13, 2019, pp. 4679~4695.
- 8) Dillinger, J., Abdalla, M. M., Meddaikar, Y. M. and Klimmek, T., "Static aeroelastic stiffness optimization of a forward swept composite wing with CFD-corrected aero loads," *An Official Journal of the Council of European Aerospace Societies Aeronautical Journal*, Vol. 10, 2019, pp. 1015~1032.
- 9) Yoon, N. K. and Shin, S. J., "Static Aeroelastic Analysis upon a Composite Main Wing," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2011, pp. 1183~1187.
- 10) Lee, H. K. and Hwang, C. H., "Aeroelastic Tailoring of a Composite Plate Wing by Optimization Theory," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 19, No. 1, 1991, pp. 23~32.
- 11) Bauchau, O. A., "DYMORE Users' Manual," School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology, Atlanta.
- 12) Diederich, F. W., "A Plane-Form Parameter for Correlating Certain Aerodynamic Characteristics of Swept Wings," NACA TN-2335, 1951.
- 13) Cesnik, C. E. S. and Hodges, D. H., "VABS: A New Concept for Composite Rotor Blade Cross-Sectional Modeling," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 42, 1997, pp. 27~38.
- 14) Yu, W. and Hodges, D. H., "Generalized Timoshenko Theory of the Variational Asymptotic Beam Sectional Analysis," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 50, No. 1, January, 2005, pp. 46~55.
- 15) Yu, W., Hodges, D. H., Volovoi, V. and Cesnik, C. E. S., "Timoshenko-like Modeling of Initially Curved and Twisted Composite Beams," *International Journal of Solids and Structures*, Vol 39, No. 19, pp. 5101~5121.
- 16) Bauchau, O. A., *Flexible Multibody Dynamics*, Springer, Dordrecht, Heidelberg, London, New York, pp. 551~536.