



BO-105 헬리콥터 복합재 로터 블레이드 역설계

이창배¹, 장기주², 임병욱³, 신상준⁴

Reverse Design for Composite Rotor Blade of BO-105 Helicopter

Chang-Bae Lee¹, KiJoo Jang², Byeong-Uk Im³ and SangJoon Shin⁴

Seoul National University

ABSTRACT

Helicopter rotor blade is required to be designed by considering the interacting effects among aerodynamics, flexibility, and controllability. The reverse design allows the structural components to have common characteristics by using the configuration numerics and experimental results. This paper aims to design the composite rotor blade which will feature common characteristics with that of BO-105. The present engineering design procedure is done by dividing the rotor blade into a few sections and composite laminates across the cross section. For each section, variational asymptotic beam sectional analysis (VABS) program is used to evaluate its flapwise, lagwise, and torsion stiffnesses to have discrepancy smaller than certain tolerance. Finally, CAMRAD II is used to predict the stress acting on the rotor blade during the specific flight condition and to check whether the present design is structurally valid.

초 록

회전의 항공기의 로터 블레이드는 공기역학, 구조적 유연성, 제어 가능성 등의 상호작용 효과를 고려한 설계가 필요하다. 역설계는 형상정보 및 실험결과를 통해 공통된 특성을 갖는 구성품을 설계할 때 유용하게 사용될 수 있다. 본 논문에서는 BO-105 헬리콥터의 복합재 로터 블레이드를 선정하여 공통된 특성을 갖도록 역설계하고자 하였다. 이를 위해 로터 블레이드를 여러 구간으로 나누어 복합재료가 단면에 따라 연속적으로 적층될 수 있도록 역설계를 수행하였다. 각 구간에 대해서는 variational asymptotic beam sectional analysis (VABS) 단면해석 프로그램을 사용하여 설계안의 플랩 방향, 래그 방향 및 비틀림 강성값이 실험 결과와 일정 수준 이하의 차이를 갖도록 하였다. 최종으로 CAMRAD II를 통해 특정 비행 조건에서 로터 블레이드에 작용하는 하중을 예측한 후 설계된 블레이드가 구조적으로 유효한지 확인하였다.

Key Words : Composite Structure(복합재 구조), Rotor Blade(로터 블레이드), Reverse Design(역설계), Sectional Analysis(단면 해석), Stress Recovery(응력 복원)

1. 서 론

회전의 항공기는 제자리 비행이 가능하며 수직 이

착륙이 가능하고 측방 및 후방 비행이 가능하다는 점에서 고정익 항공기에 비하여 이점을 갖는다. 이러한 장점으로 인해 촬영, 응급후송, 산불 진화 등의

† Received : January 28, 2021 Revised : April 15, 2021 Accepted : May 6, 2021

¹⁻³ Graduate Student, ⁴ Professor

⁴ Corresponding author, E-mail : ssjoon@snu.ac.kr

임무를 수행하여 왔다. 회전익 항공기가 이 같은 비행을 할 수 있는 이유는 날개에서 양력을 얻고 엔진을 통해 추력을 얻는 고정익 항공기와는 달리 엔진에서 발생하는 회전력을 로터 블레이드에 전달하여 추력 및 양력을 발생시키기 때문이다. 따라서 로터 블레이드의 설계는 회전익 항공기 설계에서 매우 중요한 역할을 차지한다. 하지만 로터 블레이드는 회전으로 인해 발생하는 비대칭적인 유입류와 이로 인한 구조 변형으로 인해 극심한 가진 환경에 노출된다. 따라서 구조물에 작용하는 섭동 하중을 고려하여 설계하고, 도출된 피로 수명이 적합한지 평가하는 것이 또한 중요하다. 미연방항공청의 인증규정 AC 29.573에 의하여 주요 구조물은 피로시험을 수행하여 피로 수명의 적합성을 평가하여야 한다[1]. 본 논문에서는 해당 인증규정에 따라 피로시험을 수행한 후 피로 적합성 입증 평가 절차를 개발하기 위하여 실험규모 로터 블레이드를 역설계하고자 하였다.

복합재 구조는 금속재 구조에 비해 중량 대비 강성비가 높고 피로의 측면에서 우수하기 때문에 회전익 항공기의 로터 블레이드에 적용되어왔다. 그리고 복합재료의 해석 기법 또한 많은 연구자들에 의해 개발되어왔다. Giavotto 등에 의해 Saint-Venant 이론을 사용하여 비등방성 보의 선형 단면해석을 수행한 바 있으며[2], Borri 등에 의해 비등방성 보의 비선형 해석으로 확장되었다[3,4]. 이후 VABS 단면해석 프로그램[5-8]이 개발되어 중첩비가 큰 3차원의 복합재 보를 2차원의 단면해석과 1차원의 비선형 보 해석으로 분리 해석하여 로터 블레이드 해석에서 VABS 이론의 정확도 및 효율성을 입증한 바 있다[9]. 그리고 국내에서는 EDISON 플랫폼[10]을 통해 “refined displacement based sectional analysis code for nonhomogeneous anisotropic beams (RDSAC)” 단면해석 프로그램을 개발한 바 있다[11].

로터 블레이드를 설계하기 위해서는 공기역학, 구조, 제어 등의 복합적인 문제를 다루어야 하며, 이들을 동시에 고려하기 위해서는 최적화가 필요하다. 많은 연구자들은 이를 해결하기 위해 전역 및 국부최적화 문제로 구분하여 해결하고자 하였다[12,13]. 이때 전역최적화 문제는 추력, 공력탄성학 안정성 등의 문제를 의미하며, 국부최적화 문제는 강성, 관성모멘트 등의 단면 물성치에 대한 세부적인 요구조건을 의미한다. Active Twist Rotor (ATR) 블레이드를 설계하기 위해 국부최적화 기법을 사용하여 요구조건을 만족함과 동시에 비틀림 작동(twist actuation)을 최대화한 바 있다[14]. 또한, Volvoi 등에 의해 비선형적인 구조 최적화 문제를 순차적 2차 함수 프로그래밍(Sequential Quadratic Programming, SQP)과 유전 알고리즘(Genetic Algorithm, GA)을 적용하여 개선한 바 있다[13,15]. Table 1[13]은 GA 기법만을 사용했을 때에 비해 SQP 기법과 혼용하였을 때보다

Table 1. Comparison of Computation Costs between GA and GA-SQP

	GA	GA-SQP	
		SQP	GA
Design Space Size	7.4×10^{22}		4906
Population Size	80	30	8
Iteration	> 100	15	30
Function Calls	> 16000	7650	480
Total Function Calls	> 16000	8130	

효율적으로 최적화가 수행되었음을 나타낸다.

역설계는 기존 항공기 제작사가 생산한 제품의 설계도면이 없거나 생산이 중단된 경우 역설계를 통해 설계도면을 보유함으로써 제품에 대한 설계사항을 자유롭게 변형할 수 있어 유사하거나 향상된 제품을 개발할 때에 유용하게 사용될 수 있다. 따라서 기술 분석 및 호환 가능한 부품을 설계하는 등 산업 및 국방 분야에 걸쳐 많이 사용되어왔다[16]. 로터 블레이드 역설계는 설계 대상안의 실험 결과 및 형상정보를 통해 유사한 공력 및 구조적인 특성을 가지는 제품을 설계할 때 유용하게 사용될 수 있다. 형상정보를 통해 유사한 공력 특성을 가지도록 설계할 수 있으며, 강성, 중량 등의 실험 결과와 일정 수준 이하의 오차를 갖도록 설계하여 구조적으로 유사한 블레이드를 설계할 수 있다. Crema 등에 의해 AB 204 헬리콥터의 로터 블레이드를 주파수 반응에 초점을 맞추어 역설계한 바 있다[17]. 하지만 비틀림 강성값에 상당한 오차가 발생하였다. 많은 연구자들에 의해 로터 블레이드의 최적화 사례는 다수 있지만, 비선형적인 구조 최적화를 위해 GA-SQP 기법을 사용하여 기존 생산된 로터 블레이드와 유사한 실험값을 갖도록 역설계를 수행한 사례는 찾아보기 어렵다. 본 논문에서는 GA-SQP 기법을 사용하여 각 단면의 강성이 BO-105 로터 블레이드와 일정 수준 이하의 오차를 만족시킴과 동시에 구조 안전도를 만족시킬 수 있도록 로터 블레이드의 역설계를 수행하고자 한다.

II. 본 론

2.1 역설계 문제 접근 방법

2.1.1 배경 이론

회전익항공기의 주 로터 블레이드는 고세장비의 특성을 갖는다. 따라서 Fig. 1[19]과 같이 Berdichevskii에 의해 제안된 1차원 보 각 절점에 2차원의 단면 형상의 물성을 지닌 유한요소 모델로 분리하여 비교적

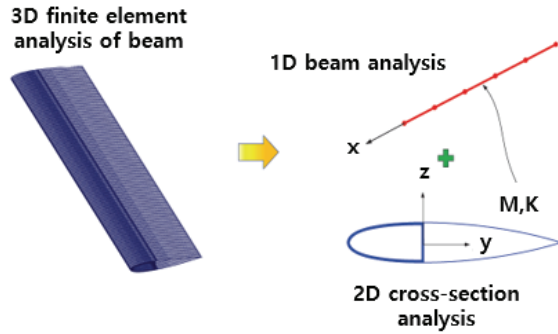


Fig. 1. 3D Structure Separated to 1-D and 2-D Nodes for Computational Efficiency

신속한 계산을 통해 예측할 수 있다[18]. 따라서 VABS 프로그램을 이용하여 스펀 방향에 따라 각 2차원 단면의 질량행렬과 강성행렬을 도출하였다. 그리고 이를 문헌과 비교한 후 일정 수준 이하의 오차를 가지도록 역설계 절차를 구성하였다.

로터 블레이드의 구조설계 최적화를 위해서는 비선형 최적화를 수행하여야 한다. 최적화 기법은 전역과 국부최적화 기법으로 나눌 수 있으며, 각각 장단점을 가진다. 전역최적화 기법 중 하나인 GA 기법은 다른 최적화 방법과는 달리 기울기 정보와 초기 시작점에 의존하지 않고 각 반복점의 설계 공간상에서 난수를 생성하여 최적해를 찾을 수 있다는 장점이 있다. 따라서 본 논문에서는 GA 기법을 사용하여 Eq. (1)과 같이 목적함수 $f(x)$ 를 최소화하였다.

$$\min_x f(x) \quad (1)$$

하지만 GA는 탐색 범위가 감소하면서 수렴 속도가 현저하게 줄어들며, 최적해의 정확도가 낮다는 단점이 있다. 이를 해결하기 위해 GA 기법은 국부최적화 기법과 함께 사용된다. 국부최적화 기법 중 가장 널리 쓰이는 기법 중 하나인 SQP 기법은 초기점을 정하고 기울기 정보를 이용하여 최적해를 찾는다. SQP 기법의 알고리즘은 아래와 같은 식과 같다.

$$\text{Minimize } 0.5d^t H_k d + \nabla f(x_k)^t d \quad (2)$$

$$\text{subject to: } \nabla h_i(x_k)^t d + h_i(x_k) = 0 \quad (3)$$

$$\nabla g_i(x_k)^t d + g_i(x_k) = 0 \quad (4)$$

$$X_{k+1} = x_k + \alpha_k d_k \quad (5)$$

여기에서 각 변수는 d : 방향 벡터, H_k : Hessian Lagrange 함수의 근사치, α : 스텝 사이즈, x_k : 설계 변수값, $h(x)$: 등식 제한조건, $g(x)$: 부등식 제한조건을 의미한다. 따라서 본 논문에서는 MATLAB을 사용하여 GA-SQP 기법을 통해 최적해를 찾고자 하였

다. GA 기법을 통해 근사최적해를 찾은 후 SQP 기법을 사용하여 최적해를 구하였다. 이를 통해 최적해를 더욱 빨리 수렴시키고 높은 정확도를 보일 수 있도록 선정하였다.

2.1.2 대상 로터 블레이드 선정

본 연구는 역설계 대상 회전익 항공기로 1967년 Messerschmitt-Bölkow-Blohm (MBB)에 의해 개발된 BO-105 CB 헬리콥터를 대상으로 선정하였다[20]. BO-105 헬리콥터의 주 로터 블레이드의 정보는 Table 2와 같다[21]. BO-105 헬리콥터는 무한지형 로터 시스템을 사용하며, 주 로터 블레이드는 익형으로 NACA23012를 사용할을 알 수 있다. 또한, 로터 블레이드의 반경과 시위 길이가 각각 5.52 m와 0.27 m임을 알 수 있다.

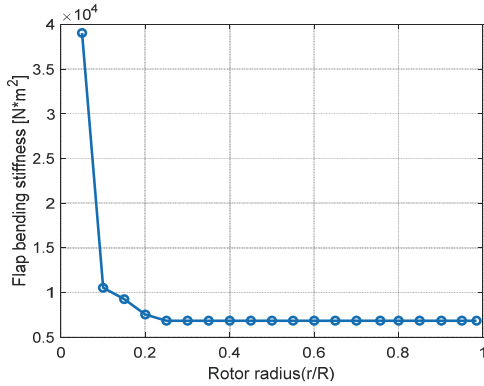
Figure 3은 로터 블레이드의 뿌리로부터 각 5% 스펀 위치마다 플랩 및 리드래그, 비틀림 강성 측정값을 나타내었다[21]. 로터 블레이드의 강성은 25%R부터 끝단까지 일정함을 알 수 있다. Fig. 4는 Table 2와 정비 및 비행 매뉴얼[22,23]을 통해 얻은 로터 블레이드의 형상을 뿌리 부분에서 30%R까지를 재구성하였다. 재구성한 BO-105 로터 블레이드는 15%~20%R 지점에서 시위 길이가 변화하고 루트에서 15%R까지와 20%R에서 끝단까지 일정한 시위 길이를 갖는다는 것을 알 수 있었다.



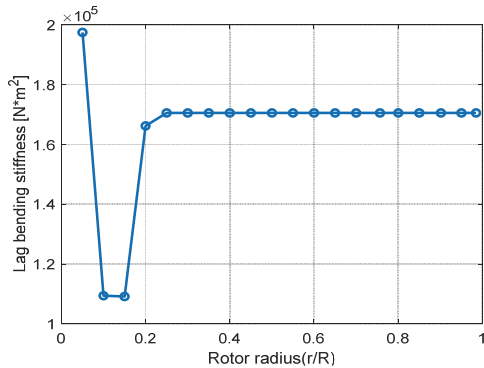
Fig. 2. View of BO-105 Helicopter [20]

Table 2. Properties of BO-105 Main Rotor Blade

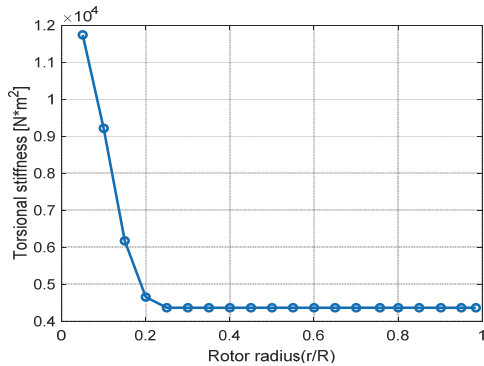
Property	Value
Number of Blades	4
Type	Hingeless
Radius	5.52 m
Blade Chord	0.27 m
Blade Twist	-8°
Normal RPM	425
Airfoil Section	NACA 23012



(a) Flap Bending Moment



(b) Lag Bending Moment



(c) Torsional Moment

Fig. 3. Stiffness Distribution with respect to the Spanwise Station

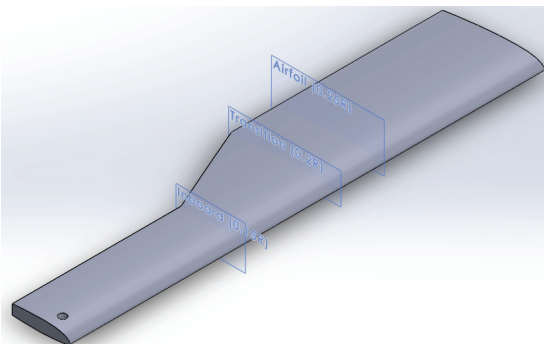


Fig. 4. Configuration of BO-105 Main Rotor Blade

Table 3. Performance of BO-105 Helicopter

Property	Value (SI)
Maximum Speed	242.6 km/h
Cruise Speed	203.7 km/h
Never Exceed Speed	277.8 km/h
Range	1609.3 m
Endurance	3 hr 30 min
Service Ceiling	5181.6 m
Rate of Climb	8 m/s

2.2 하중 해석

다물체 동역학과 비선형 유한 요소 해석 기법 기반의 회전익기 통합 해석 프로그램인 CAMRAD II를 이용하여 BO-105 헬리콥터의 로터 블레이드에 작용하는 하중 해석을 수행하였으며, Ref. 21에 제시된 자료를 바탕으로 입력 파일을 구성하였다. prescribed wake geometry를 가지는 비균일 유입류 조건에 대해 해석을 수행하였으며, 전진 비행에 대한 경험적 보정 계수는 1.8을 사용하였다. 뿌리부터 각 5% 스패 위치마다 작용하는 플랩, 리드래그, 스패 방향 및 비틀림 하중을 예측하였고, 이로 인한 변형을 예측하였다.

미연방항공청의 인증규정 AC 27-1B[24]에 따라 회전익항공기는 초과금지 속도(never exceed speed, V_{NE})의 111%까지의 모든 비행 조건을 고려하여야 한다. Table 3을 통해 BO-105 헬리콥터의 초과금지 속도는 277.8 km/h임을 알 수 있다. 따라서 제자리 비행 조건과 308.36 km/h까지의 각 전진비행속도 조건에 대한 하중 및 변형을 예측하였다.

Figure 5는 방위각에 따른 플랩 굽힘 모멘트를 예측한 결과를 나타내었으며, MBB 사의 풍동 실험 결과[21]와 비교하였다. 하중 해석 결과는 방위각에 대한 첫 10개 harmonic의 합으로 재구성하였으며, 스패 방향으로 각각 0.1R, 0.5R 그리고 112.96 km/h와 218.52 km/h의 풍속에 대한 결과를 나타내었다. 방위각에 따른 하중 해석 결과와 풍동실험 결과가 유사한 경향을 나타냄을 알 수 있다.

2.3 로터 블레이드 역설계

2.3.1 목적함수 설정

역설계는 최적화 기법의 목적함수를 변형하여 수행할 수 있다. 즉, 목적함수 $f(x)$ 를 최소화하기 위해 VABS 프로그램을 통해 얻은 강성과 Ref. 21의 강성의 차로 설정하였다. 각 플랩, 리드/래그, 비틀림 강성의 자릿수 차이로 인해 $f(x)$ 는 Eqs. (6)-(9)와 같이 무차원화한 목적함수들의 합으로 설정하였다.

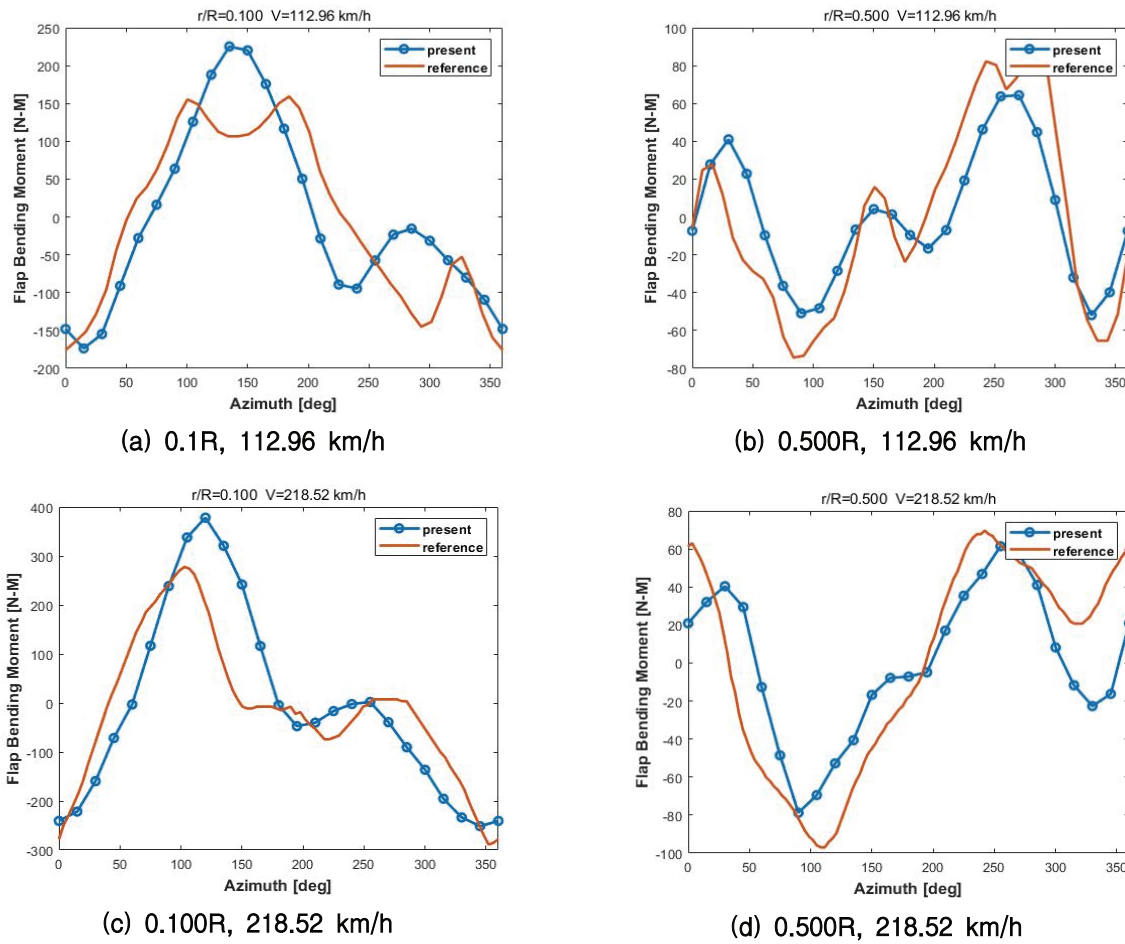


Fig. 5. Flap Bending Moment Comparison Between CAMRAD and Wind Tunnel Test with respect to Azimuth

$$f_1(x) = \frac{EI_{flap,VABS} - EI_{flap,ref}}{EI_{flap,ref}} \quad (6)$$

$$f_2(x) = \frac{EI_{lag,VABS} - EI_{lag,ref}}{EI_{lag,ref}} \quad (7)$$

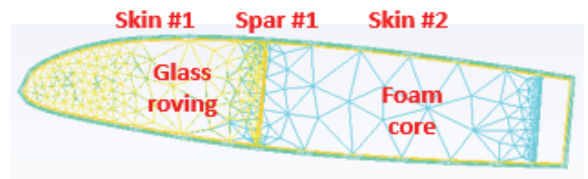
$$f_3(x) = \frac{GJ_{VABS} - GJ_{ref}}{GJ_{ref}} \quad (8)$$

$$f(x) = f_1(x) + f_2(x) + f_3(x) \quad (9)$$

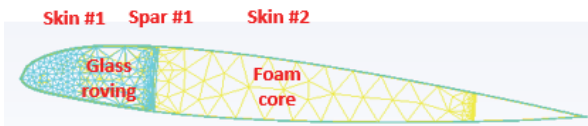
Ref. 21에서는 플랩, 리드/래그 및 비틀림 강성만을 측정값으로 나타내었다. 따라서 본 논문에서 인장 강성은 VABS 프로그램을 통해 로터 블레이드에 적용되는 복합재료의 국소 좌표계에서 안전여유를 평가함으로써 충분한 강성이 있음을 확인하고자 하였다.

2.3.2 설계변수 및 단면 구성

BO-105 헬리콥터의 로터 블레이드는 스킨, 스파, 로빙, 코어 외에도 부식 보호판(erosion strip), 트림 탭(trim tab) 등으로 구성된다. 하지만 본 논문에서는 Fig. 6과 같이 스킨, 스파, 폼 코어(foam core) 및 로



(a) Cross Section of the Inboard Section



(b) Cross Section of Transition and Airfoil Section

Fig. 6. Schematic of the Reversely Designed Rotor Blade Cross Section

빙으로 단면을 구성하였다. Fig. 4와 같이 로터 블레이드는 3개의 구간, 즉 inboard section(뿌리~15%R), transition section(15~20%R) 및 airfoil section(20~30%R)로 분할하였다. 스킨은 스파를 기준으로 Skin#1과 Skin#2로 나누었으며, Carbon Fabric 각 ply의 $\pm 45^\circ$

와 0°/90°의 개수를 각각을 변수로 설정하였다. 그리고 추가적으로 Carbon UD 0°의 개수를 변수로 설정하였다. 스파는 위치와 Carbon UD 0° ply의 개수로 설계변수를 설정하였다. 마지막으로 로빙은 스파의 위치를 기준으로 앞전까지 위치하도록 하였으며, 코어는 스파를 기준으로 뒷전까지 위치하도록 구성하였다.

2.3.3 역설계 절차 구성

BO-105 복합재 주 로터 블레이드의 역설계 절차는 Fig. 7과 같다. Pre-VABS 프로그램[25]을 활용하여 단면 형상을 구성한 후 VABS 프로그램을 통해 질량행렬 및 강성행렬 등의 단면 물성치를 도출하였다. 그리고 강성이 Ref. 21과 일정 수준 이하의 오차를 갖도록 하였으며, 구조적으로 안전하게 설계되었음을 확인한 후 역설계 알고리즘이 종료되도록 구성하였다. 설정한 각 목적함수가 만족하지 않는다면 설계변수를 재생성하여 VABS 단면해석을 재수행한다.

복합재 로터 블레이드의 설계를 수행할 때 복합재료의 불연속한 형상을 최소화하여야 한다. 따라서 스펠 방향에 따라 복합재가 연속적으로 적층될 수 있도록 ply drop을 적용하였다. 즉, 뿌리에서 끝단까지 외부에 적층된 ply 개수가 감소되도록 설계하였다. Fig. 8은 로터 블레이드 3개 구간이 유기적으로 적층되도록 구성한 역설계 절차를 나타내었다. 우선 inboard section의 역설계를 수행하였다. 그리고 airfoil section의 역설계 수행 시 inboard section에서 얻은 결과로부터 스파의 위치를 고정하였고, 스킨의 적층의 외부부터 ply를 제거하도록 설계변수를 구성하였다. 마지막으로 transition section은 inboard section의 스킨보다는 적고 airfoil section의 스킨보다는 많은 개수의 ply를 가질 수 있도록 구성하였다. 그리고 각 구간에서 응력 복원(stress recovery)을 수행하여 구조적으로 안전하게 설계되도록 하였다.

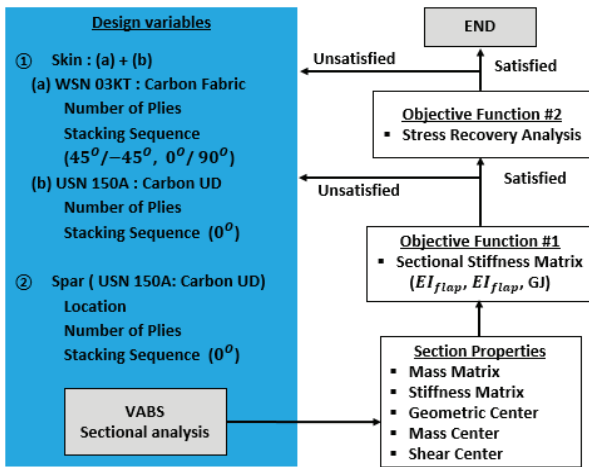


Fig. 7. Reverse Design Procedure for the Cross Section

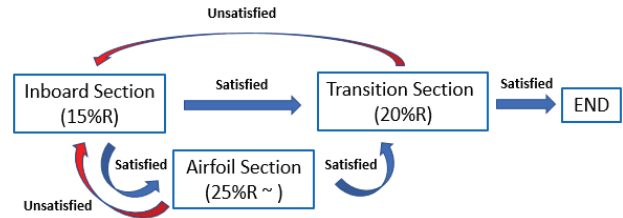


Fig. 8. Reverse Design Flowchart of the Cross Sections

2.3.4 역설계 결과

앞서 개발한 역설계 절차를 통해 스파의 위치와 Skin #1, #2 및 Spar의 적층안을 도출할 수 있었다. Spar는 앞전으로부터 53.2mm에 위치하며, Skin #1, #2 및 Spar의 적층안은 Table 4-6과 같이 도출하였다. 그리고 도식화를 위해 역설계된 복합재 로터 블레이드 스킨 적층안의 윗면을 Fig. 9와 같이 나타내었다.

각 3개 단면의 플랩, 리드래그, 비틀림 강성값을 VABS를 통해 도출하였다. 그리고 Ref. 21의 실험값과 비교하여 Table 7-9와 같이 나타내었다. Inboard section과 airfoil section은 3% 이내의 차이를 보이지만 transition section의 래그 방향 강성은 약 7%의 차이를 보였다. 이는 inboard section과 airfoil section의 역설계 결과를 통해 연속적인 적층을 갖도록 설계변수를 제한하였기 때문에 비교적 큰 차이가 발생한 것으로 판단된다.

Table 4. Skin and Spar Layup Results of the Inboard Section

Skin #1	Skin #2	Spar
[45/0] ₄ [0] ₃	[45/0] ₃ [0]	[0] ₂₀
Fabric UD	Fabric UD	UD

Table 5. Skin and Spar Layup Results of the Transition Section

Skin #1	Skin #2	Spar
[45/0] ₄ [0] ₃	[45/0]	[0] ₂₀
Fabric UD	Fabric	UD

Table 6. Skin and Spar Layup Results of the Airfoil Section

Skin #1	Skin #2	Spar
[45/0] ₄ [0] ₂	[45/0]	[0] ₂₀
Fabric UD	Fabric	UD

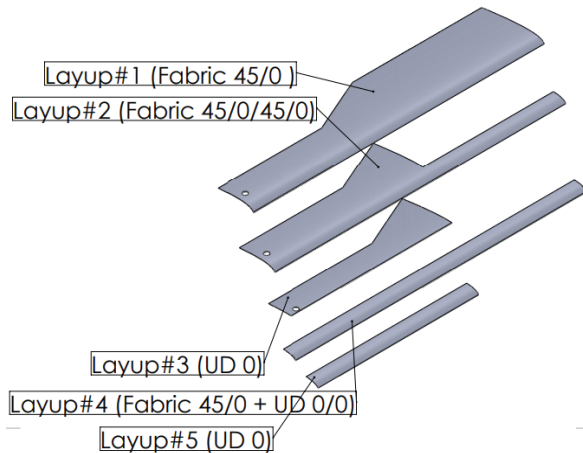


Fig. 9. Upper Skin Layup Schematic of the Present Rotor Blade

Table 7. Inboard Section Stiffness Comparison Between VABS and the Experimental Results

Property [N · m ²]	EI_{flap}	EI_{lag}	GJ
Reference	9.244*10 ³	1.09*10 ⁵	6.172*10 ³
VABS	9.228*10 ³	1.10*10 ⁵	6.200*10 ³
Discrepancy (%)	0.17	1.45	0.85

Table 8. Transition Section Stiffness Comparison Between VABS and the Experimental Results

Property [N · m ²]	EI_{flap}	EI_{lag}	GJ
Reference	7.521*10 ³	1.662*10 ⁵	4.651*10 ³
VABS	7.354*10 ³	1.788*10 ⁵	4.419*10 ³
Discrepancy (%)	2.22	7.05	4.99

Table 9. Airfoil Section Stiffness Comparison Between VABS and the Experimental Results

Property [N · m ²]	EI_{flap}	EI_{lag}	GJ
Reference	6.83*10 ³	1.705*10 ⁵	4.36*10 ³
VABS	7.01*10 ³	1.756*10 ⁵	4.37*10 ³
Discrepancy (%)	2.57	2.9	0.23

Table 10. Minimum Safety Margin of the Cross Sections

Span Station (%)	Safety Margin(%)		
	Tensile Longitudinal	Tensile Transverse	Shear
0.15	88.79	290.63	117.11
0.2	65.10	176.09	27.73
0.25	88.11	178.63	21.57

2.3.5 구조 안전도 평가

최종적으로 로터 블레이드가 구조적으로 안전하게 설계되었는지를 평가하였다. 섹션 2.2에서 제자리 비행 조건과 111% V_{NE}까지 각 전진비행조건에 따라 로터 블레이드에 작용하는 하중을 예측하였다. 앞서 예측한 각 비행조건에서의 3개 방향 하중과 모멘트를 로터 블레이드의 3개 section에 가하였고, VABS 단면해석 프로그램을 통해 각 요소에서의 변위와 하중으로 변환하여 응력 복원을 수행하였다. 스펜 방향으로 적층이 불연속한 3개의 단면에서 안전계수 1.5를 적용한 하중에 대하여 안전여유를 평가하였고, Table 10에서는 111% V_{NE}에 대해 적용되는 복합재료의 국소 좌표계에서 길이 방향과 이에 수직인 방향의 인장강도 안전여유와 전단강도의 안전여유를 나타내었다.

해석 결과 복합재의 전단방향으로 로터 블레이드의 airfoil section에서 가장 적은 안전 여유를 나타내었고, 충분한 여유의 강도가 있음을 확인할 수 있었다. Table 10을 통하여 현재 설계안에서의 최소 안전 여유가 21.57%인 것을 확인할 수 있었다. 이를 통해 현재 설계된 복합재 주 로터 블레이드가 모든 비행 조건에서 구조적으로 안전함을 확인하였다.

III. 결 론

BO-105 CB 헬리콥터의 주 로터 블레이드를 역설계 대상으로 선정하였다. 선정된 헬리콥터의 설계 시 고려해야하는 전진비행속도를 도출한 후 CAMRAD II를 이용하여 하중 해석을 수행하였다. 방위각에 따른 플랩 굽힘 모멘트를 예측한 결과 해석 결과와 풍동실험 결과가 유사한 경향을 나타내는 것을 확인하였다.

BO-105 로터 블레이드는 3개의 구간으로 나눌 수 있다. 따라서 본 논문에서는 로터 블레이드의 형상을 재구성한 후 3개의 구간에 대한 플랩, 리드/래그 방향 및 비틀림 강성이 실험결과와 일정 수준 이하의 오차를 가짐과 동시에 구조적으로 안전하게 설계되도록 역설계 절차를 구성하였다. 우선 각 3개 구간에

대한 역설계 절차를 구성하였다. 3개 방향 강성의 오차를 무차원화한 후 합한 값이 최소화됨과 동시에 응력복원을 수행하여 구조 안전도 평가를 만족하도록 목적함수를 설정하였다. 그리고 스킨 및 스파의 적층개수, 적층각과 스파의 위치를 설계변수로 구성하였다. 최종으로 GA-SQP 기법을 적용하여 생성되는 설계변수로 구성된 단면을 VABS 프로그램을 해석하여 질량행렬 및 강성행렬 등을 도출하였다. 그리고 도출된 결과가 목적함수를 만족할 때까지 해당 절차를 반복하도록 하였다.

복합재 로터 블레이드가 스펠에 따라 연속적으로 적층되도록 하였다. Inboard section의 역설계를 우선 수행하였고, airfoil section 역설계 수행 시 스파의 위치를 고정한 후 외부부터 스킨의 ply를 제거하여 설계변수를 구성하였다. 마지막으로 inboard section과 airfoil section의 적층이 transition section 적층에 반영되도록 설계변수를 구성하여 역설계를 수행하였다. VABS 프로그램을 이용하여 도출된 각 section의 강성이 실험결과와 충분한 수준의 차이를 가짐을 확인할 수 있었다.

끝으로 설계된 BO-105 복합재 주 로터 블레이드가 구조적으로 안전하게 설계되었는지 평가하였다. 제자리 비행과 111% V_{NE} 까지의 전진비행 조건에 대한 하중해석 결과를 로터 블레이드에 가한 후 VABS 프로그램을 이용하여 응력복원을 수행하였다. 스펠에 따라 최소 안전여유를 도출하였고 충분한 여유의 강도가 있음을 확인하였다.

향후에는 설계된 로터 블레이드를 제작하여 실험을 통해 유사한 공력적인 특성과 구조적인 특성을 가지는지 평가할 계획이다. 추가적으로 제작한 로터 블레이드의 피로시험을 통해 피로수명 평가를 수행할 계획이다.

후 기

본 연구는 국토교통부/국토교통과학기술진흥원의 지원으로 수행되었음(21CHTR-C128889-05).

References

- 1) Anonymous, "Certification of Transport Category Rotorcraft," AC 29-2C. Change: 7, FAA, February 4, 2016.
- 2) Giavotto, V., Borri, M., Mantegazza, P., Ghiringhelli, G., Carmaschi, V., Maffioli, C. and Mussi, F., "Anisotropic Beam Theory and Applications," *Computers and Structures*, Vol. 16, No. 1-4, 1983, pp. 403~413.
- 3) Borri, M. and Merlini, T., "A Large Displacement Formulation for Anisotropic Beam Analysis," *Meccanica*, Vol. 21, 1986, pp. 30~37.
- 4) Borri, M., Ghiringhelli, G. L. and Merlini, T., "Linear Analysis of Naturally Curved and Twisted Anisotropic Beams," *Composites Engineering*, Vol. 2, Issues 5-7, 1992, pp. 433~456.
- 5) Hodges, D. H., Atilgan, A. R., Cesnik, C. E. S. and Fulton, M. V., "On a Simplified Strain Energy Function for Geometrically Nonlinear Behaviour of Anisotropic Beams," *Composites Engineering*, Vol. 2, No. 5-7, 1992, pp. 513~526.
- 6) Yu, W., Volovoi, V. V., Hodges, H. and Hong, X., "Validation of the Variational Asymptotic Beam Sectional Analysis," *AIAA Journal*, Vol. 40, No. 10, 2002.
- 7) Yu, W., Hodges, D. H. and Ho, J. C., "Variational Asymptotic Beam Sectional Analysis-An Updated Version," *International Journal of Engineering Science*, Vol. 59, 2012, pp. 40~64.
- 8) Yu, W., "VABS Manual," 2013.
- 9) Volovoi, V. V., Hodges, D. H., Cesnik, C. E. S. and Popescu, B., "Assessment of Beam Modeling Methods for Rotor Blade Applications," *Mathematical and Computer Modelling*, Vol. 33, No. 10-11, 2001, pp. 1099~1112.
- 10) <http://www.edison.re.kr>
- 11) Dhadwal, M. K. and Jung, S. N., "Refined Sectional Analysis with Shear Center Prediction for Nonhomogeneous Anisotropic Beams with Nonuniform Warping," *Meccanica*, Vol. 51, 2016, pp. 1839~1867.
- 12) Volovoi, V. V., Li, L., Ku, J. and Hodges, D. H., "Multi-level Structural Optimization of Composite Rotor Blades," *46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference*, 2005.
- 13) Li, L., "Structural Design of Composite Rotor Blades with Consideration of Manufacturability, Durability, and Manufacturing Uncertainties," *Ph.D. Dissertation of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology*, 2008.
- 14) Cesnik, C. E. S., Mok, J., Parikh, A. S. and Shin, S., "Optimization Design Framework for Integrally Twisted Helicopter Blades," *45th AIAA/SME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, 2004.
- 15) Volovoi, V. V., Yoon, S., Lee, C. and Hodges, D. H., "Structural Optimization of Composite Rotor Blades," *45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference*, 2004.
- 16) Raja, V. and Jernandes, K. J., "Reverse Engi-

neering: An Industrial Perspective," *Springer*, 2007.

17) Crema, L. B., Coppotelli, G. and Scaleia, B. L., "Identification and Updating of AB204 Helicopter Blade F.E. Model by Means of Static and Dynamic Tests," *45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference*, 2004.

18) Berdichevskii, V., "On the energy of an elastic rod," *Journal of Applied Mathematics and Mechanics*, Vol. 45, No. 4, 1981, pp. 518~529.

19) Bae, J. S. and Jung, S. N., CORBA77_MEMBER Manual, <https://www.edison.re.kr/web/csd/>, 2018.

20) https://en.wikipedia.org/wiki/MBB_Bo_105#cite_note-eads-1-1

21) Staley, J. A., "Validation of Rotorcraft Flight Simulation Program through Correlation with Flight Data for Soft-in-plane Hingeless Rotors," USAAMRDD-TR-75-50, 1976.

22) Anonymous, "Maintenance Manual BO 105," Eurocopter Deutschland GMBH, 2008

23) Anonymous, "BO 105 CB/CBS Approved Rotorcraft Flight Manual," Eurocopter Deutschland GmbH, 1993.

24) Anonymous, "Fatigue Evaluation of Rotorcraft Structure," AC 27 MG 11, 2003.

25) Tian, S., Liu, X. and Yu, W., "PreVABS Manual Version 0.5," 2018.