

論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.11.1049

헬리콥터 블레이드 플랜폼 공력 최적설계(I): 최적설계 기법

김창주*, 박수형*, 오선구**, 김승호***, 정기훈***, 김승범***

Aerodynamic Optimization of Helicopter Blade Planform (I):
Design Optimization TechniquesChang-Joo Kim*, Soo Hyung Park*, Sun Goo Oh**, Seung-Ho Kim***, Ki-Hoon Chung***
and Seung-Bum Kim***

ABSTRACT

This paper treats the aerodynamic optimization of the blade planform for helicopters. The blade shapes, which should be determined during the three-dimensional aerodynamic configuration design step, are defined and are parameterized using the Bézier curves. This research focuses on the design approaches generally adopted by industries and or research institutes using their own experiences and know-hows for the parameterization and for the definition of design constraints. The hover figure of merit and the equivalent lift-to-drag ratio for the forward flight are used to define the objective function. The resultant nonlinear programming (NLP) problem is solved using the sequential quadratic programming (SQP) method. The applications show the present method can design the important planform shapes such as the airfoil distribution, twist and chord variations in the efficient manner.

초 록

본 연구는 헬리콥터 블레이드 플랜폼의 공력최적 설계를 다루었다. 블레이드 3차원 공력형상 설계단계에서 결정해야하는 주요 설계 요소를 정의하고 Bézier 곡선 등을 이용하여 매개변수화 하였다. 매개변수화와 설계 구속조건은 경험적 요소와 노하우를 반영하여 산업체나 연구소 등에서 사용하고 있는 설계기법을 활용하여 정의하였다. 호버링 FM과 전진비행 등 양항비를 최적설계 문제의 목적함수로 반영하였다. 유도된 비선형 최적화 문제는 SQP기법으로 풀이하였으며 응용연구를 통해 본 연구의 기법으로 블레이드의 익형 배치, 비틀림 및 시위분포 등 중요한 플랜폼 형상을 효과적으로 설계할 수 있음을 보였다.

Key Words : Helicopter Blade(헬리콥터 블레이드), Rotor Planform(로터 형상), Aerodynamic Optimization(공력 최적화)

I. 서 론

헬리콥터 로터 블레이드의 설계는 비행성능, 공력하중 및 소음과 같은 공기역학적인 특성뿐만 아니라 진동, 동력학적 안정성 및 비행특성(handling qualities) 등 블레이드가 직접적인 영향을 미치는 다양한 설계분야에 대한 종합적인

† 2010년 8월 9일 접수 ~ 2010년 10월 26일 심사완료

* 정희원, 건국대학교 항공우주정보시스템공학과
교신저자, E-mail : pish@konkuk.ac.kr
서울시 광진구 화양동 1번지

** 정희원, 건국대학교 항공우주정보시스템공학과 대학원

*** 정희원, 한국항공우주연구원

검토를 필요로 한다. 헬리콥터는 정지비행에서 고속 전진비행까지 다양한 비행영역에서 운용되기 때문에 해석적인 설계기법을 적용한 통합설계가 용이하지 않다[1]. 또한, 블레이드 설계에 큰 영향을 미치는 제작과 운용의 용이성 등 경험적인 요소를 설계과정에서 고려하여야 한다. 따라서, 통합설계보다는 순차적인 설계단계를 거치면서 로터 블레이드 설계결과를 보완하는 것이 일반적이다. 이러한 접근법은 설계단계별로 경험요소와 노하우를 반영한 설계목적과 지침을 명확히 정의하고 각 단계의 설계결과를 후속 설계과정에서 심분 활용할 수 있게 해주기 때문에 설계의 시행착오를 최소화할 수 있는 장점을 갖는다[2].

본 연구에서는 헬리콥터 로터 블레이드 설계에 적용되는 순차적인 설계기법과 플랜폼 공력설계와 관련된 경험요소와 노하우에 대한 연구들을 검토하여 플랜폼 공력설계의 절차를 개발하였다. 블레이드 플랜폼 설계는 개념설계 단계에서 설정된 로터형상(블레이드 수와 반경, 팁 마하수, 고품비 등) 과 익형설계 결과를 이용하여 블레이드에 걸친 익형의 배치, 시위 분포, 비틀림 분포와 블레이드 팁 부근의 sweep, anhedral 및 팁 형상 등을 결정하는 것이 목적이다. 이들 설계 대상들은 설계경험을 바탕으로 개별적인 플랜폼 형상의 적용목적과 설계제한이 있기 때문에 이들에 대한 종합적인 검토로 설계방향과 지침들이 정의되어야 한다.

본 연구는 문헌조사를 통해 블레이드 설계 단계에서 플랜폼 설계를 위한 설계입력과 설계대상을 정의하고 설계의 제한요소를 고려한 최적설계기법을 제안하는 것이 연구목표이며, 다음의 같은 주요 분야를 포함한다.

- (1) 로터블레이드 플랜폼 설계 절차
- (2) 공력성능 요구조건 및 성능 예측 기법
- (3) 플랜폼 형상의 설계변수화 및 구속조건
- (4) 최적설계 문제의 정식화 및 최적화 기법

플랜폼 공력 최적설계 기법은 공력성능 해석 툴의 정확도와 컴퓨터 성능 향상에 따른 해석 툴의 가용성 증대 등에 따라 지속적인 개선이 예상되는 반면 설계절차 및 기법에 대한 본 연구의 결과는 실적용이 가능한 플랜폼 설계의 지침으로 충분히 활용이 가능하다.

II. 본 론

2.1 로터 블레이드 플랜폼 설계절차

로터 블레이드 설계절차는 각 제작사나 연구기관별 다양한 접근법이 있겠으나 설계의 시행착

오를 줄이고 설계단계별 유기적인 연관관계를 고려할 수 있는 Fig. 1의 접근방법[2]이 합리적인 절차로 평가된다. 순차적인 설계절차로 정의된 이 절차는 로터 블레이드의 공력설계와 구조설계를 분리하여 독립적인 설계기법을 적용할 수 있다는 특징을 갖는다. 이는 다양한 설계분야에 대한 종합적인 접근이 제한된 절차이지만, 설계단계별로 기존의 설계경험 및 노하우를 반영하여 시행착오를 최소화하는 설계절차를 수립할 수 있고 설계결과와 입증과정을 단순화 할 수 있는 장점을 갖는다.

헬리콥터 시스템 설계 요구조건을 바탕으로 초기 사이징과 성능해석이 수행되고 사용할 블레이드 익형을 설계한 후 3차원 블레이드 플랜폼 설계가 이루어지며 이를 바탕으로 풍동 실험 등을 통한 설계검증이 이루어진다. 참고문헌[3]에서와 같이 비행시간, 유상하중 및 순항속도 등을 포함한 설계요구조건을 고려한 초기 사이징 과정을 통해 다음과 같은 로터의 주요 설계변수가 설정된다.

- 로터 블레이드 수
- 블레이드 반경 및 회전속도(RPM)
- 블레이드 고품비(solidity)

익형은 참고문헌[4]에서와 같이 블레이드 팁 속도와 헬리콥터 비행속도 영역을 고려하여 설정된 반경방향에 따른 익형의 설계 요구조건 및 구속조건을 충족시키도록 설계한다. 통상 블레이드 스펜에 따른 익형의 공기역학적인 운용환경을 고려하여 3개 이상의 익형들을 설계하고 이들을 배치함으로써 설계조건을 만족시키게 된다. 해석기법과 풍동실험을 통해 예측된 익형의 공력특성은 C81형식으로 데이터베이스화 하여 깃 요소이론(BEM: Blade Element Method)에 기반을 둔 다양한 해석 툴의 입력으로 활용된다.

블레이드 플랜폼 설계는 위의 로터 초기 사이징 데이터와 익형을 가지고 3차원 블레이드의 공력형상을 결정하는 과정으로 다음과 같은 설계분야를 포함한다[5~9].

- 블레이드 스펜방향으로의 익형배치
- 비틀림 및 시위(taper) 분포
- 블레이드 팁 형상 (tip sweep, tip anhedral, kinks, notches 등)

플랜폼 설계분야는 새로운 플랜폼 형상에 대한 연구개발의 결과로 공력성능이나 소음특성의 개선에 효과가 기대되는 경우 이에 대한 채용이 필요하기 때문에 연구개발 동향에 대한 면밀한 분석을 필요로 한다.

익형은 Fig. 2의 ATR(Advanced Technology

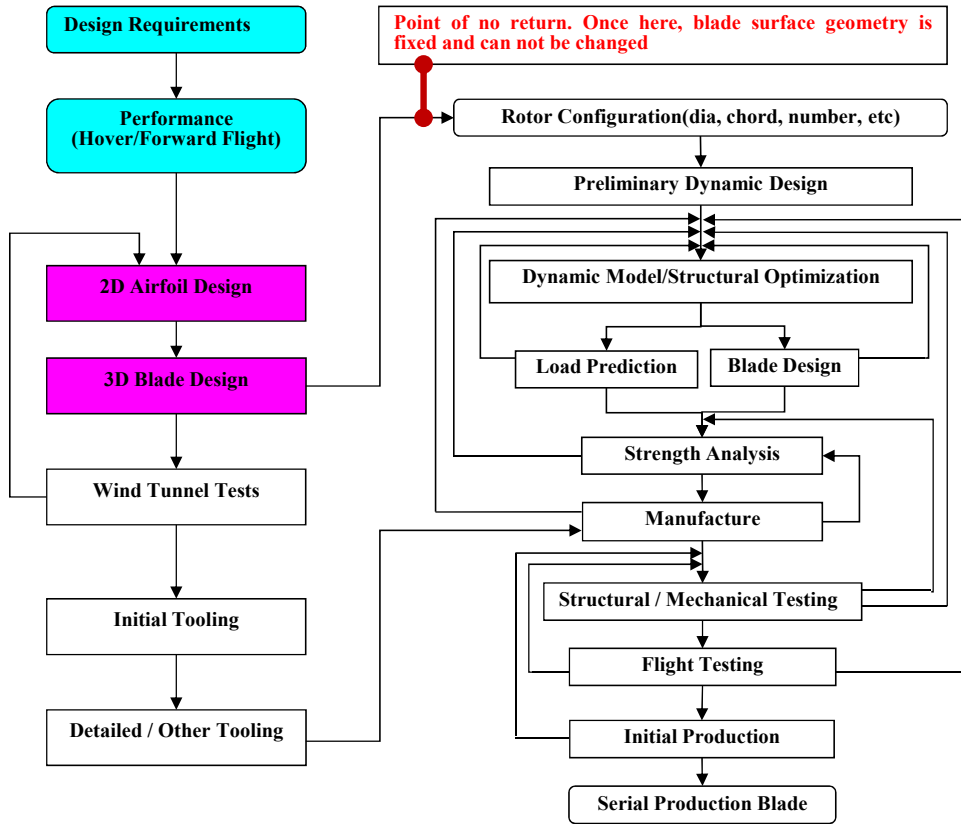


Fig. 1. 블레이드 개발절차 예[2]

Rotor)의 플랜폼 설계[10]와 같이 블레이드 inboard 부근은 실속특성, 팁 부근은 압축성 효과를 고려하여 익형을 배치한다. 두께비가 12%인 OA312익형을 80%R까지 거의 일정한 시위길이로 배치하고 블레이드 팁에서 일정한 두께 이상을 유지하는 것은 블레이드의 제작 용이성을 고려한 설계이다. Fig. 3 은 여러 가지 헬리콥터의 블레이드 비틀림 분포를 나타낸 것으로 블레이드 팁 부근까지 선형분포를 보이나 팁 부근에서 비선형 비틀림 분포를 허용하는 설계도 있음을 보여준다[11]. 비틀림은 로터 유도항력을 최소화할 수 있도록 그 분포를 설정하고 제작성을 고려하여 선형분포를 갖는 것이 일반적이다. 후류 형상을 고려한 비선형 비틀림 설계는 로터 후류 분포에 대한 정확한 예측을 필요로 하고 전진 비행속도의 증가에 따라 진동하중의 증가가 허용범위에 있도록 최대 비틀림각에 대한 제한을 고려하여야 한다. 블레이드의 평균 시위는 호버링 성능, 기동비행 성능 및 블레이드의 실속특성 등을 고려하여 개념설계 과정에서 설정된다. 플랜폼 설계에서는 평균시위의 무차원 변수인 고행비

(solidity)를 유지하면서 선형 혹은 비선형 시위분포를 최적화하는 것이 목적이다. 평균시위는 세부적인 재설정(design refinement)이 가능하다고 하더라도 매우 제한된 범위에서 이루어진다.

Fig. 4는 최근에 개발된 블레이드에서 채용하고 있는 팁 형상의 개념도이다[12]. 팁 부근에서의 압축성 효과를 완화하기 위한 sweep각 뿐만 아니라 notch 및 anhedral 등이 채용되고 있다. 팁 부근의 플랜폼 형상을 설계하기 위해서는 3차원 압축성 유동효과를 고려하기 위해 Navier-Stokes 방정식을 이용한 유동해석과 성능예측이 필요하고 설계결과에 대한 실험적인 검증이 필요하다. 비행성능 및 소음성능 측면에서도 팁 형상은 매우 중요한 설계분야인 반면, 매우 복잡한 설계과정의 개발이 요구된다. BEM기법에 근거한 성능해석 프로그램을 사용하는 최적설계로 후류에 대한 정확한 예측모델을 기반으로 팁 와류(tip vortex)와 블레이드간의 거리(miss distance)를 최대화하여 유도항력이나 와류 충돌 소음(blade vortex interaction noise) 등을 최소화하는 연구가 수행된 바 있다[13]. 팁 형상의 설계는 3

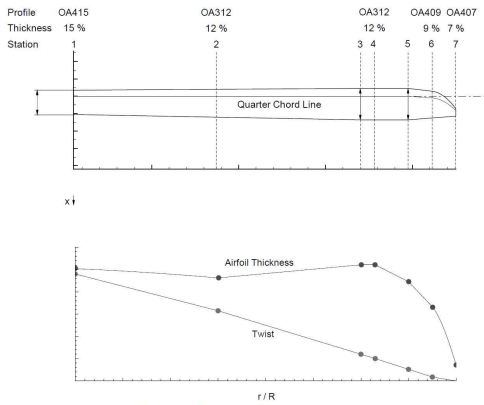


Fig. 2. ATR 블레이드 플랜폼 (참고문헌 [10]) (익형, 시위 및 비틀림 분포의 최적화)

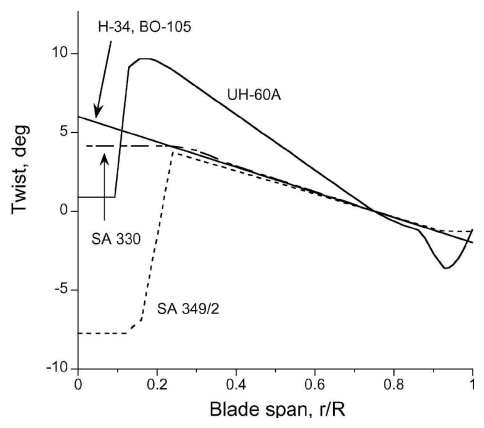


Fig. 3. 헬리콥터 블레이드의 비선형 비틀림 (참고문헌 [11])

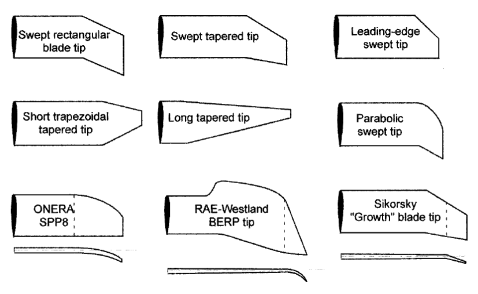


Fig. 4. 고성능 블레이드의 팁 형상 개요도 (참고문헌 [12])

차원 유동특성의 정확한 예측을 필요하기 때문에 BEM 기반의 성능해석 툴로 최적설계를 수행하면 설계결과에 대한 신뢰성이 매우 낮을 수 있다. KFLOW를 이용한 블레이드 설계[14]의 예와 같이 Navier-Stokes 방정식을 이용한 정확한 성능예측은 아직까지 해석정확도와 계산시간 부담

측면에 있어 개선이 필요해 보인다. 그러나 현실점에서 이 방법의 활용에 있어 제한적이라 하더라도 BEM기반 해석기법이 가지는 취약성을 극복할 수 있는 유일한 대안이기에 향후 활용 방안을 적극 검토해야 할 것이다.

2.2 성능 요구조건 및 성능 예측 기법

본 연구의 블레이드 플랜폼 설계는 공력성능을 고려한 최적설계에 국한한다. 블레이드 공력 설계 요구조건은 개발단계별로 설정해야하는 회전익 항공기 형상 및 공력 데이터를 규정한 ADS-10C-SP[15]와 공력성능 지표를 규정한 ADS-40A-SP[16]를 참조로 설정하였다. 이들 규정은 성능지표를 수직비행 성능, 전진비행 성능, 임무비행 성능, 선회비행 성능 및 방향제어 성능 등으로 구분하여 정의하고 있고 이들 성능지표 예측에 필요한 형상 데이터도 설계단계에 따라 Level I, Level II 및 Level III 등으로 구분하여 세부 내용을 정의하고 있다. 본 연구의 블레이드 플랜폼 설계에 적합한 설계 요구조건은 isolated rotor에 대한 성능지표를 사용하여 정의할 수 있다. Table 1은 이에 대응되는 성능지표로 본 연구에서는 비행조건, 대기조건 및 고도에 따른 식 (1)의 호버링 FM(Figure of Merit)과 식 (2)의 전진비행에서의 등가 양항비 (L/De)로 성능지표를 정의하였다.

$$FM = \frac{P_i}{P_i + P_0} = \frac{P_i}{P_{total}} \tag{1}$$

$$\frac{L}{D_c} = \frac{T \cos \alpha_{TPP}}{(P_i + P_0) / V_\infty} = \frac{(T \cos \alpha_{TPP}) V_\infty}{(P_i + P_0)} \tag{2}$$

여기서, $P_i, P_0, P_{total}, T, \alpha_{TPP}, V_\infty$ 는 유도마력, 향상마력, 총 마력, 추력, 로터 tip path plane 받음 각 및 전진 비행속도를 각각 나타낸다.

정확한 비행성능의 예측은 최적설계 결과에 대한 신뢰성과 직접적인 관련이 있기 때문에 충분한 정확도 검증이 필요하다. 본 연구에서는 참고문헌[17~20]에서 개발된 BEM기반의 성능예측 기법의 사용에 국한할 것이며 추후 Navier-Stokes 방정식에 대한 참고문헌[14]의 KFLOW 코드를 병행하여 적용할 계획이다. BEM 기반의 해석코드를 위한 익형 주위의 유동박리와 동적실속에 대한 Beddoes 와 Leishman[21]의 경험식 모델이 개발되어 있으며 자유후류 모델에 대한 연구[22]가 진행 중이나 통합화 과정이 추가적으로 필요한 상태이다. 따라서 고속 전진비행에서 실속특성을 고려하거나 anhedral angle의 최적설

Table 1. 헬리콥터 블레이드 주요 공력 성능 지표

	Required data	Flight condition	Ambient condition
Vertical flight	FM vs. $\frac{C_T}{\sigma}$ C_T vs. C_P	HOGE / HIGE 500 ft/min VROC	SEA Level ISA+20°C 4000ft/95°F, 2000ft/70°F
Forward flight	L vs De (L: main rotor lift, De: main rotor equivalent drag) $C_p/\sigma = f(C_L/\sigma, C_D/\sigma)$	PMGW / MAGW $\mu = 0.2, 0.3, 0.4, \alpha_s = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$	4000ft/95°F 2000ft/70°F

계를 위한 tip vortex 경로(trajectory) 등을 예측하는 데는 한계가 있다. 참고문헌 [3]은 BEM 기반 성능예측 기법의 세부 모델링 기법, 이를 활용한 회전익 항공기 통합설계 프로그램 개발 및 성능해석 프로그램의 정확도 검증결과를 포함하고 있다.

2.3 플랜폼 형상 설계변수 / 구속조건

전술한 바와 같이 플랜폼 설계는 제작특성까지를 포함한 다양한 설계분야의 이슈들을 고려해서 설계해야 한다. 플랜폼 설계와 관련된 문헌 [5~9]의 연구결과에 나타난 각 플랜폼 설계분야별 설계지침은 Table 2와 같이 요약된다.

본 연구는 위의 지침을 토대로 플랜폼 설계방향을 설정하였으며 본 절에서는 익형의 배열, 비틀림 및 시위 분포와 관련하여 위의 설계지침을 반영한 형상함수의 선정과 설계변수의 정의에 대해 검토하였다. 익형의 배치를 제외한 설계변수들은 형상함수를 사용하여 설계변수 수를 줄일 수 있다. 반경방향의 형상분포를 결정하는 것을 목적으로 하는 경우에는 1차원 형상함수를 사용할 수 있다.

Table 2. 플랜폼 설계분야별 설계 지침

형상	설계 지침
익형 배치	-최적설계된 익형 사용(통상 3개 이상) -10%R이상의 선형 전이영역 유지
비틀림 분포	-블레이드 전체 스패에 걸친 선형 분포 -70%R까지 선형 분포 +70%R~tip까지 비선형 분포 -전체 스패에 걸친 비선형 분포 -tip에서의 최대 비틀림각을 제한
시위 분포	-개념설계 결과인 고형비 σ 유지 -95%R까지 일정한 시위분포(c_R) +95%R~tip까지 선형분포 -tip 시위 제한 : $c_{tip} \geq 0.3c_R \sim 0.4c_R$
sweep 분포	-95%R까지 일정한 sweep유지 +95%R~ tip까지 선형분포 -95%R까지 일정한 sweep유지 +95%R~ tip까지 비선형분포
anhedral 분포	-90%R 까지 적용하지 않음 -90%R 이상에서 선형분포 -90%R 이상에서 비선형분포 -tip anhedral 제한: 최대 -30° 이내

형상함수로는 참고문헌[23]에 소개한 Bézier 곡선, B-spline/NURBS 및 Lagrange 곡선과 같은 다항식 형태의 형상함수나 참고문헌[4]에서 사용한 삼각함수를 포함한 다양한 형태의 함수가 사용될 수 있다. 복잡한 형상을 적은 수의 파라미터로 표현할 수 있는 것이 이상적인 형상함수가 될 것이나, 설계대상 형상과 해석 툴의 특성 등을 고려한 선정이 필요하다. BEM기반의 성능해석 툴은 KFLOW와 같은 NS 방정식 기반의 해석툴과는 달리 국부적인 형상변화에 따른 공력하중 변화를 세밀하게 계산하기 어렵다. Table 2의 같이 전체적인 블레이드 플랜폼 형상을 설계 대상으로 하는 경우 이들을 쉽게 표현할 수 있는 형상함수가 적합하다. 본 연구에서는 Bernstein 다항식을 이용한 Bézier곡선의 사용을 검토하였으며 위의 요구조건에 부합하는 특성을 갖는다는 판단이다. 차수가 n인 Bernstein 다항식 (3)을 이용하면 Bézier곡선은 식(4)와 같이 표현된다.

$$B_j^n(\tau) = \frac{n!}{j!(n-j)!} (1-\tau)^{n-j} \tau^j, \quad j = 0, 1, \dots, n \quad (3)$$

$$f(\tau) = \sum_{j=0}^n f_j B_j^n(\tau), \quad \tau \in [0, 1] \quad (4)$$

Fig. 5는 차수가 4인 Bézier곡선의 예를 보여준다. Bézier곡선은 굴곡(wiggle)을 최소화한 설계 결과를 얻는데 유용하며 임의의 스패 영역에서 형상 설계변수를 정의할 경우 식(5)와 같은 변환식을 이용하여 적용이 가능하다.

$$r \in [r_0, r_f] \rightarrow \tau = \frac{r - r_0}{r_f - r_0} \quad (5)$$

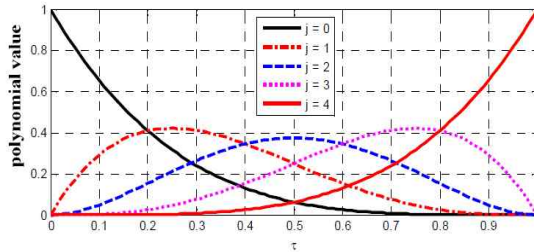


Fig. 5. 4차의 Bézier 곡선 형상

Airfoil#1	tapering	Airfoil#2	tapering	Airfoil#3
$R_{i,1}$	$R_{f,1}$	$R_{i,2}$	$R_{f,2}$	$R_{i,3}$
				$R_{f,4}$

Fig. 6. 블레이드 반경방향의 익형배치 개념도

Bézier곡선을 식(4)를 이용하여 초기형상에 대응되는 계수 f_j 를 찾기 위해서는 최소자승법을 이용한 계산이 필요하다. 이는 Lagrange 다항식을 이용하는 경우와 달리 함수 값이 계수와 직접적인 연관성이 없기 때문이다. m 개의 형상 데이터 $(\tau_k, f(\tau_k))$, $k=1,2,\dots,m$ ($m \gg n$)가 주어진 경우 아래 식으로 계수의 초기 값을 설정할 수 있다.

$$F = (A^T A)^{-1} A^T G \tag{6}$$

여기서,

$$F = (f_0, f_1, \dots, f_n)^T$$

$$G = (f(\tau_1), f(\tau_2), \dots, f(\tau_m))^T$$

$$A = \begin{pmatrix} B_{01}, B_{11}, \dots, B_{n1} \\ B_{02}, B_{12}, \dots, B_{n2} \\ \vdots \\ B_{0m}, B_{1m}, \dots, B_{nm} \end{pmatrix}$$

$$B_{jk} = B_j^n(\tau_k)$$

익형배치와 관련된 설계변수 설정을 위하여 Fig. 6과 같이 3가지 익형을 반경방향으로 배치하는 경우를 고려하자. 구간 $r \in [R_{i,k}, R_{f,k}]$, $k=1,2,3$ 는 k 번째 익형이 배치되고 각 구간의 사이에는 완만한 블레이드 공력형상변화를 위한 선형 천이영역(tapering)이 정의되어 있다. 선형 천이영역에서의 익형의 공력 특성은 통상 형상변화와 같이 선형적인 변화를 가정하고 BEM 기반의 해석을 수행하게 된다. 개념설계 단계에서 블레이드 반경($R_{f,4}$)과 root cutout($R_{i,1}$)이 정의된 경우 익형의 배치와 관련된 설계변수와 구속조건은 다음과 같다.

- 익형배치 설계변수

$$\mathbf{x}^A = (x_1^A, x_2^A, x_3^A, x_4^A)^T$$

$$x_1^A = \frac{R_{f,1}}{R}, \quad x_2^A = \frac{R_{i,2}}{R}, \quad x_3^A = \frac{R_{f,2}}{R}, \quad x_4^A = \frac{R_{i,3}}{R} \tag{7}$$

- 익형배치 구속조건

$$g_1 : x_1^A \geq x_{\min}$$

$$g_2 : x_2^A - x_1^A \geq 0.1$$

$$g_3 : x_3^A - x_2^A \geq 0.0$$

$$g_4 : x_4^A - x_3^A \geq 0.1 \tag{8}$$

여기서, x_{\min} 은 블레이드 구조설계에 필요한 두께 유지를 위해 root부근에서 stall특성이 우수한

익형의 분포 영역을 넓히기 위한 구속조건이다. g_2, g_4 는 익형의 천이영역을 10% R 이상으로 유지하기 위한 구속조건이다.

블레이드 root에서의 비틀림각 θ_0 를 컬렉티브 조종입력이 0인 경우의 익형의 피치각으로 정의하고 inboard($x_0 \leq x \leq \sigma_\theta$) 부근의 선형 비틀림, outboard($\sigma_\theta \leq x \leq 1$)에서 비선형 비틀림 분포를 허용하면 식(9)~(10)과 같이 비틀림 분포와 식(11)의 최대 비틀림각 제한을 정의할 수 있다.

$$\theta(x) = \begin{cases} \left(\frac{\theta_{\sigma_\theta} - \theta_0}{\sigma_\theta - x_0} \right) (x - x_0) + \theta_0, & (x_0 \leq x \leq \sigma_\theta) \\ \theta_{out}(x), & (\sigma_\theta \leq x \leq 1) \end{cases} \tag{9}$$

$$\theta_{out}(\tau) = \sum_{j=0}^n p_j^{nw} B_j^n(\tau), \quad \tau \in [0,1] \leftarrow \tau = \frac{x - \sigma_\theta}{1 - \sigma_\theta} \tag{10}$$

$$g_5 : \max \theta_{out}(\tau) \leq \theta_{\max} \tag{11}$$

따라서, 비틀림 분포와 관련된 설계변수는 다음과 같다.

$$\mathbf{x}^{nw} = (x_1^{nw}, x_2^{nw}, \dots, x_{n+1}^{nw})$$

$$x_1^{nw} = \frac{p_0^{nw}}{\theta_0} = \frac{\theta_{\sigma_\theta}}{\theta_0}, x_2^{nw} = \frac{p_1^{nw}}{\theta_0}, \dots, x_{n+1}^{nw} = \frac{p_n^{nw}}{\theta_0} \tag{12}$$

위에서 비선형 비틀림의 시작 위치는 Table 2의 설계지침을 반영하여 설계입력 파라미터로 설정된 정된다. 선형 비틀림각 분포를 설계변수로 정의하고자 하는 경우에는 식(9)의 첫 번째 수식을 블레이드 팁까지 적용하고 $p_0^{tw} = 0$ 와 $p_n^{tw} = 0$ 의 값을 지정하여 설계변수에서 제외 시킴으로써 선형 비틀림 분포를 정의할 수 있다. 이와 같은 설정은 비틀림이 시작되는 위치와 블레이드 팁에서 비선형 비틀림 값이 0이 되도록 하기 위함이다.

시위는 블레이드 tip에서 구조설계에 필요한 최소한의 시위를 유지하고 개념설계 단계에서 설정된 고형비(solidity)를 갖도록 설정할 필요가 있다. 시위변화가 있는 경우 고형비는 다음과 같은 등가 고형비($\bar{\sigma}_e$)를 이용하여 정의할 수 있으며 설계목적에 맞게 설정할 수 있다. 본 연구에서는 추력가중 고형비를 사용하였다.

$$\bar{\sigma}_e = \int_c^1 \sigma(x) \varphi(x) dx \leftarrow \sigma(x) = \frac{N_b C(x)}{\pi R} \tag{13}$$

$$\varphi(x) = \begin{cases} 1 & \text{for geometric} \\ 3x^2 \cos^2 \Lambda(x) & \text{for thrust-weighted} \\ 4x^2 \cos^3 \Lambda(x) & \text{for power-weighted} \end{cases} \tag{14}$$

여기서, $c(x), \Lambda(x)$ 는 블레이드 스패에 따른 후퇴 각의 분포를 나타낸다. 블레이드 inboard에서 일정한 시위(c_R)를 유지하고 $x = \sigma_c$ 이상의 outboard에서 비선형 분포와 tip에서의 시위 제한을 고려할 경우 다음과 같이 Bézier곡선을 이용하여 시위 분포를 정의할 수 있다.

$$c(x) = \begin{cases} c_R & (0 \leq x \leq \sigma_c) \\ c_{out}(x) & (\sigma_c \leq x \leq 1) \end{cases} \quad (15)$$

$$c_{out}(\tau) = \sum_{j=0}^n p_j^c B_j^n(\tau), \quad \tau \in [0,1] \leftarrow \tau = \frac{x - \sigma_c}{1 - \sigma_c} \quad (16)$$

식(13)의 등가 고행비 구속조건은 식(17)와 같은 등식 구속조건으로 표현할 수 있으나, (18)식과 같이 유도되는 p_0^c 를 사용하면 1개의 설계변수와 등가 구속조건을 소거할 수 있다.

$$\bar{\sigma}_e = \frac{N_b}{\pi R} \left(c_R \sigma_c R + R \int_{\sigma_c}^1 \sum_{j=0}^n p_j^c B_j^n \left(\frac{x - \sigma_c}{1 - \sigma_c} \right) \varphi(x) dx \right) \quad (17)$$

$$p_0^c = \frac{\left\{ \frac{\pi \bar{\sigma}_e}{N_b} - \int_{\sigma_c}^1 \sum_{j=1}^n p_j^c B_j^n \left(\frac{x - \sigma_c}{1 - \sigma_c} \right) \varphi(x) dx \right\}}{\left\{ \sigma_c + \int_{\sigma_c}^1 B_0^n \left(\frac{x - \sigma_c}{1 - \sigma_c} \right) \varphi(x) dx \right\}} \quad (18)$$

블레이드 tip 에서의 최소시위에 대한 제한조건은 다음과 같이 표현된다.

$$g_6 : p_n^c \geq \kappa_c c_R, \quad \kappa_c \in (0,1] \quad (19)$$

따라서, 설계변수는 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$\mathbf{x}^c = (x_1^c, x_2^c, \dots, x_n^c) \quad (20)$$

$$x_1^c = \frac{p_1^c}{c_R}, x_2^c = \frac{p_2^c}{c_R}, \dots, x_n^c = \frac{p_n^c}{c_R} \quad (21)$$

여기서, p_0^c 는 설계단계에 따라 시위분포가 변화되면 (18)식을 이용하여 재계산이 필요한 값으로 블레이드 root에서 시위변화가 시작되는 반경위치까지의 일정한 시위를 나타낸다.

위의 설계 변수화 절차는 Bézier곡선의 사용을 전제로 설계변수와 구속조건을 정의한 것이나, Lagrange 다항식을 사용하는 경우에도 유사한 관계식을 유도할 수 있으며 sweep분포와 anhedral에 대해서도 동일하게 적용할 수 있다. 블레이드 고행비를 재설정하는 설계에서는 식(18)의 고행비 구속조건을 배제하여 설계를 진행하면 된다.

2.4 최적설계 문제의 정식화/최적 설계 기법

플랜폼 최적설계를 위한 목적함수는 정지비행 성능과 전진비행 성능을 다음과 같이 가중상수 $\alpha \in [0,1]$ 를 이용하여 동시에 고려할 수 있다.

$$f(\mathbf{x}) = \alpha(1 - FM) + (1 - \alpha) \left\{ 1 - \left(\frac{L}{D_e} \right) / \left(\frac{L}{D_e} \right)_{initial} \right\} \quad (22)$$

최적설계문제는 2.3절의 플랜폼 형상 설계변수와 구속조건을 고려하면 다음과 같은 부등식 구속조건을 갖는 비선형 프로그래밍 (NLP: Nonlinear Programming) 문제로 정식화 된다.

$$\begin{aligned} \min f(\mathbf{x}) \\ \text{s.t. } \mathbf{g}(\mathbf{x}) \leq 0 \end{aligned} \quad (23)$$

여기서,

$$\begin{aligned} \mathbf{x} &= (\mathbf{x}^A, \mathbf{x}^c, \mathbf{x}^{tw})^T \\ \mathbf{g}(\mathbf{x}) &= (g_1(\mathbf{x}), g_2(\mathbf{x}), \dots, g_6(\mathbf{x}))^T \\ g_1(\mathbf{x}) &= -x_1^A + x_{\min} \\ g_2(\mathbf{x}) &= 0.1 + x_1^A - x_2^A \\ g_3(\mathbf{x}) &= x_2^A - x_3^A \\ g_4(\mathbf{x}) &= 0.1 + x_3^A - x_4^A \\ g_5(\mathbf{x}) &= \max \theta_{out}(\tau) - \theta_{\max} \\ g_6(\mathbf{x}) &= \kappa_c - x_n^c, \quad \kappa_c \in (0,1] \end{aligned}$$

최대 비틀림 $\max \theta_{out}(\tau)$ 은 식(10)을 이용하여 수치적으로 계산할 수 있으며 호버링 FM과 등가의 양향비 L/De는 정지비행과 전진비행 성능해석을 통하여 주어진 비행조건에서 계산한 후 식(22)을 이용하여 목적함수가 계산된다. 따라서, 플랜폼 최적 설계 문제는 다음과 같은 입력 파라미터 들을 이용하여 (23)식의 NLP를 풀이하여 $(n_c + n_{tw} + 5)$ 개의 설계변수 $\mathbf{x} = (\mathbf{x}^A, \mathbf{x}^c, \mathbf{x}^{tw})^T$ 를 계산하는 과정으로 요약된다(식(9)의 비틀림 분포를 사용한 경우).

- $R_{f,A}$: 블레이드 반경
- $R_{i,1}$: root cutout
- x_{\min} : 1번 익형분포의 최소허용범위
- θ_0 : root 에서의 비틀림
- θ_{\max} : 최대 비틀림 허용 값
- σ_θ : 비선형 비틀림 분포의 시작위치
- $\bar{\sigma}_e$: 블레이드의 등가 고행비
- σ_c : 시위변화의 시작 위치
- κ_c : tip 시위 최소값 제한 파라미터
- n_c, n_{tw} : 시위/비틀림 관련 Bézier곡선의 차수

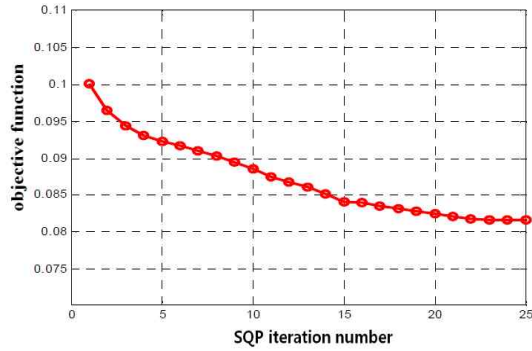
본 연구에서는 식(23)의 NLP 문제를 SQP (Sequential Quadratic Programming) 방법의 일종인 Pshenichny and Danilin의 SQP-PD 기법을 사용하였다[24]. 이 방법은 일반적인 NLP문제를 다룰 수 있으며 블레이드 플랜폼 설계와 같이 설계변수 수가 상대적으로 적은 NLP(small scale NLP) 문제의 풀이에 적합하다 ($\mathbf{h} \in R^{m_e}, \mathbf{g} \in R^{m_i}$). SQP-PD 기법은 식(24)의 NLP 문제를 식(25)와 같은 QP(Quadratic Programming) 문제를 순차적으로 풀이함으로써 최적해를 구하게 된다.

$$\begin{aligned} \min f(\mathbf{x}) \quad & \mathbf{x} \in R^n \\ \text{s.t. } \mathbf{h}(\mathbf{x}) &= 0 \\ \mathbf{g}(\mathbf{x}) &\leq 0 \end{aligned} \quad (24)$$

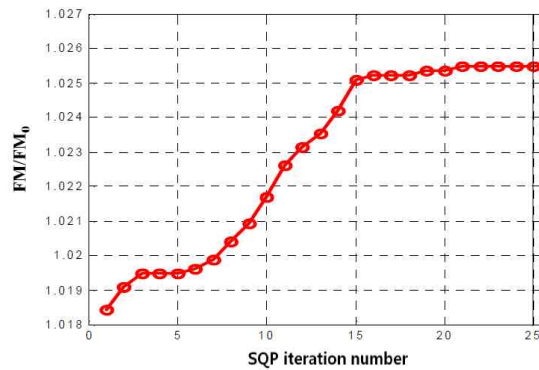
$$\begin{aligned} \min \frac{1}{2} \mathbf{d}_k^T \mathbf{d}_k + \nabla f^T \mathbf{d}_k \quad & \mathbf{d}_k \in R^n \\ \text{s.t. } \nabla \mathbf{h}^T \mathbf{d}_k + \mathbf{h}_k &= 0 \\ \nabla \mathbf{g}^T \mathbf{d}_k + \mathbf{g}_k &\leq 0 \\ \mathbf{x}_L \leq \mathbf{x}_k + \mathbf{d}_k &\leq \mathbf{x}_U \end{aligned} \quad (25)$$

여기서, 하점자 k 는 k 번째 반복계산 수를 나타내고 \mathbf{d}_k 는 1차원 탐색방향을 나타내는 벡터이다. 위 방법은 계산과정에서 목적함수의 Hessian행렬을 필요로 하지 않기 때문에 Hessian행렬이 특이행렬(singular matrix)에 가까운 경우에도 적용할 수 있다. 실제 해석에서는 (25) 식에 대한 KKT(Karush-Kuhn-Tucker) 조건식을 이용하여 dual 변수인 Lagrange multiplier에 대한 dual QP문제를 유도하고 풀이하여 최적의 값을 찾게 된다. Dual QP문제는 (25)식에 비해 변수의 수가 작기 때문에 구속조건의 수가 작은 경우 매우 경제적인 계산을 할 수 있게 한다. 기타, 활성 구속 조건(active constraints)에 대한 정의, 1차원 탐색을 위한 merit 함수의 정의와 back-tracking 알고리즘을 사용한 1차원 탐색 등의 세부 기법에 대해서는 참고문헌[24]에 자세히 기술되어 있다. 또한, 참고문헌[3]에서는 다양한 NLP문제의 예를 통하여 수렴성을 확인하였다.

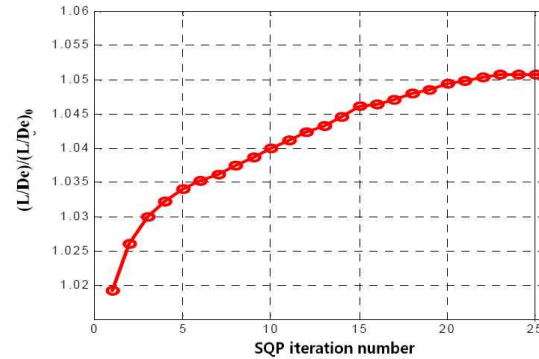
식 (23)의 최적화 문제에서 계산시간에 가장 큰 영향을 주는 것은 호버링 FM과 전진비행 등가양항비 L/De의 성능지표를 계산하는 과정이다. 호버링 FM의 경우에는 주어진 추력조건 C_T 에서 로터의 소요마력을 예측함으로써 계산이 되기 때문에 로터의 트림만을 고려하여 성능지표를 계산할 수 있다. 한편, 전진비행에서는 Table 1과 식(2)에서와 같이 중량조건, 대기조건, 비행속도



(a) 목적 함수



(b) 호버링 Figure of Merit (FM)



(c) 전진비행 등가 양항비 (L/De)

Fig. 7. 최적설계 기법의 수렴특성 (성능지표)

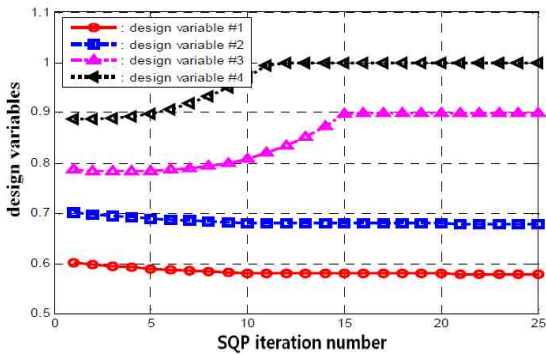
및 비행자세각 등을 고려하여 등가 양항비를 계산하여야 한다. 이를 위해 동체 및 꼬리로터를 포함한 헬리콥터 전체 시스템에 대한 트림해석이 필요하다. 그러나, 본 연구의 플랜폼 설계변수 설정과 같이 설계변수의 변화가 헬리콥터 트림상태 변화에 주는 영향이 적은 경우에는 이전의 트림 해석 결과를 이용하여 동체 자세각이나 테일로터 트림변수를 고정시키고 주 로터에 대한 트림해석만을 수행하여 등가 양항비를 계산함으로써 계산

시간을 대폭 줄일 수 있다. 본 연구에도 이러한 방법을 사용하였으며, 필요한 경우 헬리콥터 전체 시스템에 대한 트림해석을 주기적으로 수행하여 플랜폼 형상의 개선에 따른 트림상태 변화의 영향을 설계에 반영할 수 있다.

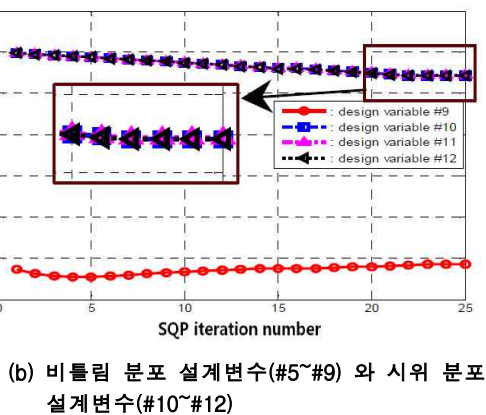
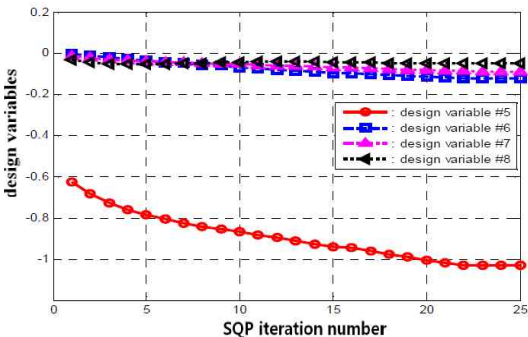
2.5 최적 설계 기법의 응용

앞 절에서 기술한 설계기법의 세부적인 특성은 별도의 논문에서 살펴볼 예정이다. 본 연구에서는 다음과 같은 설계조건하에서 설계기법의 특성을 살펴보았다.

- 초기 익형 분포: tapering과 익형 2와3이 10%R을 차지하도록 배치
- 초기 비틀림 분포: 6도의 비틀림
- 초기 시위 분포 : 시위 일정 (0.55 m)
- 시위 분포: 3차 Bézier 곡선 사용
- 비틀림 분포: 5차 Bézier 곡선 사용
- 선형 비틀림을 설계 변수화함
- 가중상수: $\alpha = 0.5$
- 비선형 시위변화의 시작점: $r = 7.5$ m
- 비선형 비틀림 변화의 시작점: 70%R

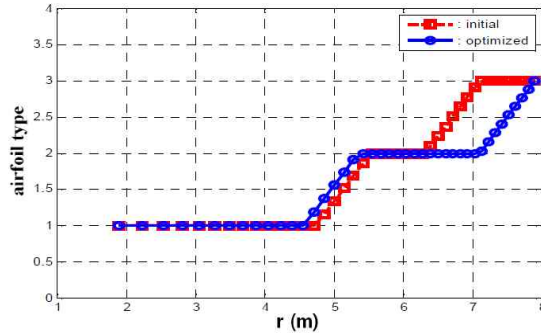


(a) 익형배치 설계변수 (#1~#4)

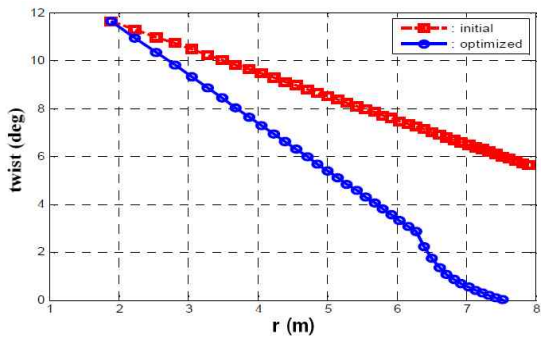


(b) 비틀림 분포 설계변수(#5~#9) 와 시위 분포 설계변수(#10~#12)

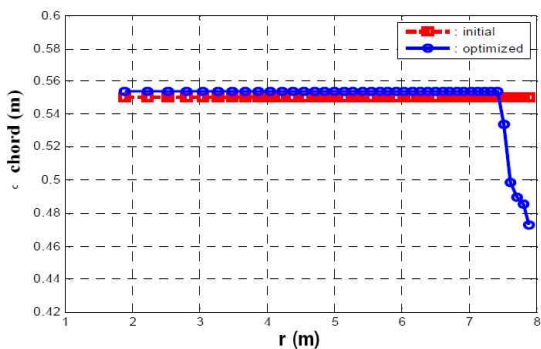
Fig. 8. 최적설계 기법의 수렴특성 (설계변수)



(a) 최적설계 전과 후의 익형 배치



(b) 최적설계 전과 후의 비틀림 분포



(c) 최적설계 전과 후의 시위 분포

Fig. 9. 최적설계 전과 후의 블레이드 형상 비교

Fig. 7과 Fig. 8은 성능지표와 설계변수의 수렴특성을 나타내는 것으로 SQP 반복 계산 수 20 이상에서는 수렴된 해를 구할 수 있음을 보여준다. 호버링 FM은 2.5%, 등가 양항비 (L/De)는 5% 이상의 개선효과가 있음을 보여준다. 비틀림 분포를 5차 Bézier 곡선으로 표현하고 선형 비틀림을 설계 변수화 하는 경우 2.3 절의 설명에서와 같이 비틀림 분포는 다음과 같이 표현된다.

$$\theta(x) = \begin{cases} \frac{\theta_{ip}^{nw} - \theta_0}{1 - x_0}(x - x_0) + \theta_0, & (x_0 \leq x \leq \sigma_\theta) \\ \frac{\theta_{ip}^{nw} - \theta_0}{1 - x_0}(x - x_0) + \theta_0 + \theta_{out}(x), & (\sigma_\theta \leq x \leq 1) \end{cases} \quad (26)$$

여기서, 블레이드 조종입력을 $x = x_0$ 에서의 익형의 기하학적 받음각으로 정의하면 $\theta_0 = 0$ 가 된다. 비선형 비틀림 분포 $\theta_{out}(x)$ 는 식(10)에서 비선형 비틀림이 시작되는 위치($x = \sigma_\theta$)와 블레이드 팁($x = 1$)에 대응되는 Bézier 곡선의 계수를 $p_0^{nw} = p_5^{nw} = 0$ 으로 정하면 비틀림 분포 설계는 블레이드 팁까지의 선형 비틀림 분포에 팁 부근의 비선형 비틀림 분포가 허용되는 설계문제가 된다. 따라서, 5차의 Bézier 곡선을 사용한 경우 비틀림 설계변수는 $\theta_{ip}^{nw}, p_1^{nw}, p_2^{nw}, p_3^{nw}, p_4^{nw}$ 로 5개가 된다. 시위분포를 3차 Bézier 곡선을 사용하고 등가 곱항비 구속조건으로 유도된 식(18)을 적용하면 p_1^c, p_2^c, p_3^c 의 3개의 설계변수로 시위 분포를 정의할 수 있다. Fig. 8(b)는 (12) 및 (21)식으로 무차원화된 이들 설계변수의 수렴과정을 나타낸다.

Fig. 9는 초기 블레이드 형상과 최적설계 후의 블레이드 형상을 비교한 것으로 2번째 익형의 배치 범위가 넓어졌고 비틀림 각이 초기 6도에서 약 12도까지 증가했음을 보여준다. 최적 설계된 시위의 분포는 비선형성이 강한 특성을 나타낸다. 본 연구의 성능예측 기법이 깃 요소이론에 근거한 방법이기 때문에 블레이드 팁에서만 시위 분포를 허용하는 설계에서는 3차원 유동효과를 고려할 수 없다는 문제점이 있다. 그러나, 본 연구의 접근법은 보다 정교한 유동해석 툴을 이용한 설계에서도 응용이 가능하기 때문에 좋은 지침을 제공할 수 있다는 판단이다.

III. 결 론

본 연구는 헬리콥터 블레이드 플랜폼 설계를 위해 순차적인 블레이드 설계절차를 파악하고 플

랜폼 설계단계에서 최적화 기법의 적용에 필요한 연구를 수행하였다. 공력성능 뿐만 아니라 설계 경험 및 노하우를 반영할 수 있는 블레이드 공력 플랜폼 설계절차를 정의하였으며 이를 최적설계 문제로 정식화하고 세부 설계 기법을 검토하였다. 본 연구에서는 성능지표로 호버링 FM(Figure of Merit)과 전진비행 등가양항비(L/De)를 목적함수에 반영하였으나, 여타의 다양한 성능지표도 고려할 수 있는 구조를 갖는다. 성능예측기법으로 본 연구에서 제안한 깃 요소 이론(BEM: Blade Element Method) 기반 예측 툴 이외에 Navier-Stokes 방정식의 활용에 대한 검토를 포함하여 진보된 해석툴의 사용방안을 제시하였다.

블레이드 공력형상 최적설계 결과는 본 연구에서 제안한 설계기법의 수렴성이 매우 우수하다는 것을 보여준다. 따라서 본 연구의 결과는 실제설계에 적용하여 활용할 수 있음을 보여준다.

후 기

본 연구는 지식경제부 한국형헬기 민군 겸용 구성품 개발사업 (KARI주관) 위탁연구 결과 중 일부임.

참고문헌

- 1) R. Celi, "Recent Applications of Design Optimization to Rotorcraft: A survey", AHS 55th Annual Forum, Montreal, Canada, May 25-27, 1999.
- 2) GKN-Westland Seminar Programme for The Korea Aerospace Research Institute, Taejon, 1999.
- 3) 이재우, 김창주, *통합설계를 위한 성능 해석 및 최적화 기법 개발*, KHP 위탁연구과제 최종보고서, 한국항공우주산업(주), 2008.
- 4) 사정환, 박수형, 김창주, 윤철용, 김승호, 김상호, 유영훈, "로터 블레이드 OA 익형의 공력 최적 설계", 한국전산유체공학회지, 제14권 제2호, 2009, pp. 25-31.
- 5) A. Vuillet, *Rotor and Blade Aerodynamic Design*, AGARD R-781, 1990.
- 6) J. Walsh, "Performance Optimization of Helicopter Rotor Blades", NASA TM-104054, 1991.
- 7) A. Pape and P. Beaumier, "Numerical Optimization of Helicopter Rotor Aerodynamic Performance in Hover", Aerospace Science and

Technology, Vol. 9, 2005, pp. 192-200.

8) M. McVeigh and F. McHugh, "Influence of Tip Shape, Chord, Blade Number, and Airfoil on Advanced Rotor Performance", J. of AHS, Vol.29, No. 55, 1984.

9) R. JanakiRam, R. Smith, B. Charles, and A. Hassan, "Aerodynamic Design of a New Affordable Main Rotor for the Apache Helicopter", AHS 59th Annual Forum, Phoenix, Arizona, May6-8, 2003.

10) M. Bebesel, G. Polz, and E. Schöll, "Aerodynamic and Aeroacoustic Layout of the ATR (Advanced Technology Rotor)", AHS 55th Annual Forum, Montreal, Canada, May 25-27, 1999.

11) H. Yeo and W. Johnson, "Assessment of Comprehensive Analysis Calculation of Airloads on Helicopter Rotors", Journal of Aircraft, Vol. 42, No. 5, September-October 2005.

12) J. Leishman, *Principles of Helicopter Aerodynamics*, Cambridge University Press, 2nd Edition, 2006.

13) T. Quackenbush, A. Boschitsch, D. Wachspress, and K. Chua, "Rotor Design Optimization Using a Free Wake Analysis", NASA CR-177612, 1993.

14) 유영훈, 김창주, 박수형, *고성능 로터형상 및 익형개발*, KHP 위탁연구과제 1차년도 연차보고서, 한국항공우주연구원, 2010.

15) ADS-10C-SP, *Aeronautical Design Standard; Standard Practice Air Vehicle Technical Description*, United States Army Aviation and Missile Command, Aviation Engineering Directorate, March, 2000.

16) ADS-40A-SP, *Aeronautical Design Standard;*

Standard Practice Air Vehicle Performance Description, United States Army Aviation and Missile Command, Aviation Engineering Directorate, March, 2000.

17) 김창주, "헬리콥터 비행 시뮬레이션을 위한 로터 운동방정식 유도", 한국항공우주학회지, 제30권 제3호, 2002, pp. 8-16.

18) 김창주, "DAE해법과 PPTA(Partial Periodic Trimming Algorithm)를 이용한 헬리콥터 트림해석 및 비행 시뮬레이션", 한국항공우주학회지, 제31권 제1호, 2003, pp. 42-48.

19) 김창주, 양창덕, 김승호, 황창진, "Indirect Method를 이용한 헬리콥터 기동비행 해석-Part I. 최적제어문제의 정식화와 수치해법", 한국항공우주학회지, 제36권 제1호, 2008, pp.22-30.

20) 김창주, 양창덕, 김승호, 황창진, "Indirect Method를 이용한 헬리콥터 기동비행 해석-Part II. High Fidelity 헬리콥터 모델링의 사용 가능성", 한국항공우주학회지, 제36권 제1호, 2008, pp. 31-38.

21) J. Leishman and T. Beddoes, "A Generalized Method for Unsteady Airfoil Behavior and Dynamic Stall Using the Indicial Method", AHS 42nd Annual Forum, Washington DC, June 1989.

22) 김창주, 오선구, 박수형, 유영훈, "국부적인 Lagrange 보간 다항식을 이용한 자유후류 해석 기법에 대한 연구", 한국항공우주학회 추계학술 발표회, 2009, pp. 476-479.

23) 오선구, 박수형, 김창주, 유영훈, 정기훈, 김승범, "Curve-Fitting 기법을 이용한 자유후류 해석에 대한 연구", 제3회 헬리콥터 기술 심포지움 (항우연 주관), Oct. 2009.

24) A. Belegundu and T. Chandrupatla, *Optimization Concepts and Applications in Engineering*, Prentice-Hall, Inc., 1999.