

중형 헬리콥터 로터 시스템 개념설계 연구

A Study of the Conceptual Design of Medium Size Utility Helicopter Rotor System

김준모*

Kim, June-Mo

ABSTRACT

This paper describes the conceptual design of medium size helicopter rotor system. Based on assumed design requirements, trade-off study for rotor configuration has been conducted in terms of rotor tip speed, disk loading, blade area, solidity, etc for estimated primary mission gross weight. For the main rotor, four-blade and five-blade rotors are studied with the conventional tail rotor. The performance analysis for baseline configuration is conducted using a helicopter performance analysis program. The analysis shows design results satisfy the design requirements.

주요기술용어(주제어) : Main rotor(주로터), Anti-torque system(반토크장치), Conceptual design(개념설계), Configuration design(형상설계)

1. 서론

헬기를 비롯한 항공기를 개발하는 일반적인 과정은 요구도 분석과 기술현황 분석 및 상세연구 등을 통해서 초기 Baseline 형상을 결정하는 개념설계 단계와 상세해석과 풍동 모형시험 등을 통해 형상을 구체화해 가는 기본설계 단계, 그리고 형상을 확정하고, 도면을 작성하는 상세설계 단계를 거치게 된다.

헬기를 구성하는 주요 시스템 중의 하나인 로터 시스템도 위의 일반적인 과정을 거치게 되며 주로터의 구체적인 설계과정은 요구도 분석과 상세연구를 통해서 로터 시스템 초기 Baseline 형상을 선정하고, 이를 성능해석을 통해서 성능 요구도를 만족하는 지를

확인한다. 요구도를 만족하면 블레이드와 허브 각각에 대한 구조 설계가 이루어지고 이에 대한 동특성 및 응력 해석 과정이 수행되며, 이 과정이 끝나면 블레이드와 허브를 통합하여 접합부 설계와 함께 동특성과 응력 해석을 반복 실시하여 주로터 형상 설계를 완료하게 된다.^[1]

본 논문에서는 로터 시스템의 형상설계 과정을 수립하고, 주입무중량 15,000lb급의 중형헬기 로터 시스템에 대한 개념설계를 수행하였다. 이를 위해 먼저 현용 헬기에 대한 자료를 조사하여 헬기 제원 Database를 구축하고 이를 활용하여 헬기 주요 형상 변수 산출에 필수적인 깃끝속도, 회전면하중 등의 설계변수에 대한 초기값을 설정하였으며, 이 변수들을 바탕으로 해석적인 방법 및 현용 헬기 로터 설계변수 추세식 등을 이용하여 주로터에 대한 초기 형상설계를 수행하였다. 또한, 반토크장치에 대한 초기 형상설계를 Conventional 꼬리로터에 대하여 수행하였고,

† 2005년 8월 3일 접수~2005년 9월 9일 게재승인

* 국방과학연구소(ADD)

주저자 이메일 : fly2ocean@iansan.net

성능해석을 통해서 설계 요구조건의 만족여부를 확인하였다.^[2]

2. 중형 헬기 성능 요구도 분석

로터 시스템은 헬기 시스템에 양력, 추력, 조종력을 제공하는 역할을 수행하기 때문에 로터 시스템의 성능은 헬기 시스템 전체의 성능으로 직결된다. 따라서 본 장에서는 중형 헬기 시스템의 성능 요구도에 대한 분석/정의를 통해서 로터 시스템 형상 설계의 기본 요구조건을 도출하였다.

중형 헬기의 요구도는 사용자가 수행할 임무와 임무수행 환경을 가정하여 각종 군사규격과 기존 타 기종 성능 요구조건을 참조하여 표 1과 같이 정의하였다.^[3]

[표 1] 중형 헬기 성능요구조건 기준

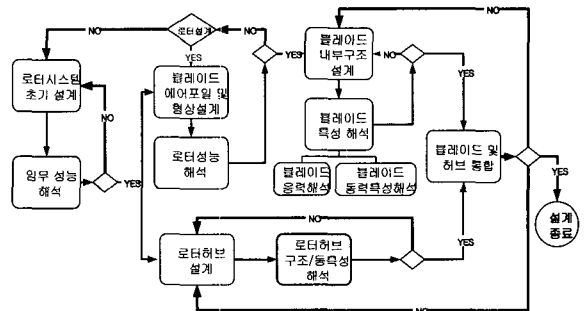
항목	UTTAS system spec.	중형 헬기 system spec.	비고	
최대순항속도 knots	145~175 @4000ft/95°F	140 @SL/ISA+20°C	최대연속출력 기준	
수직상승률 ft/min	450~550 @4000ft/95°F	500 @SL/ISA+20°C	30분 이상 출력(IRP) 기준	
제자리비행 능력 ft	-	5,000 @ISA+20°C	OGE, 30분 이상 출력(IRP) 기준	
측배풍속도 knots	35	35		
항속시간 hour	2.3	2.3 이상 @SL/ISA+20°C		
OEI 성능	착륙조건	안전착륙가능 @4000ft/95°F	60ft Hover 시 안전착륙가능 @SL/ISA+20°C	30초 이상 출력 기준
	이륙조건	IGE 이륙가능 w/o payload @4000ft/95°F	60ft Hover 시 안전이륙가능 @SL/ISA+20°C	30초 이상 출력 기준
기동성	선회율 deg/sec	3 @4000ft/95°F	3 @SL/ISA+20°C	최대순항속도
	천이기동 하중계수 g	0.0~3.5	0.0~3.0	
소음	외부소음 62~90dB @250/Y200ft	CAN7 적용 At Takeoff 89 -3 EPNdB At Flyover 88 -3 EPNdB At approach 92 -1 EPNdB	UTTAS or CAN7 Trade-off 필요	

3. 중형 헬기 로터 시스템 초기형상 설계

표 1의 요구조건 중 13명을 수송하며 항속시간 2.3 시간을 만족하는 중형 헬기의 주임무중량은 약 15,000 lb로 추산된다.^[4] 따라서 본 연구에서는 주임무중량이 15,000lb인 중형 헬기의 주로터 및 반토크장치에 대한 초기 외형설계를 수행하였다.

가. 로터 시스템 설계 절차

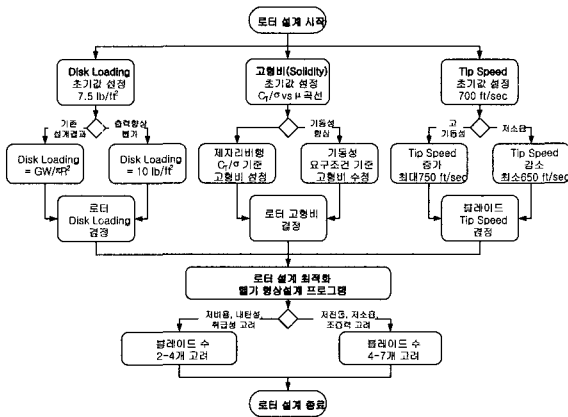
일반적으로 헬기 로터 시스템의 설계 절차는 아래 그림 1과 같다.



[그림 1] 로터 설계 순서도

위의 순서도에 따르면 로터 설계 과정은 초기 형상 설계가 완료되면 블레이드 설계 단계와 허브 설계 단계로 나누어진다. 블레이드 설계는 에어포일 및 형상 설계를 수행하여 공력학적인 해석을 통해 블레이드의 성능을 해석하고, 블레이드 내부 구조설계 수행 후 구조/동력특성 해석 과정을 거쳐 원하는 동특성의 설계 구현 여부를 판단한다. 허브 설계도 블레이드 설계와 마찬가지로 구조/동특성 해석 과정을 거친 후 설계결과를 확인하여 원하는 동특성의 설계 구현 여부를 확인한다. 로터 블레이드와 허브의 설계가 각각 완료된 후 블레이드, 허브 간의 통합 설계가 이루어지며 성능, 비행성, 동특성 해석을 통한 확인 과정을 거쳐서 로터 설계가 완성된다.

이 중 본 논문에서 중점적으로 다루게 될 주로터 초기 설계 과정을 상세히 작성하면 다음 그림 2와 같다.^[1]



[그림 2] 로터 시스템 초기 형상설계 절차

나. 주요 형상 변수

헬기의 형상이 결정되면 다음과 같은 로터 시스템의 주요 설계변수의 변화에 따라 헬기의 성능 및 제원이 결정된다.^[1]

- 로터 블레이드 수(Number of Blades)
- 회전면 하중(Disk Loading)

$$D.L. = \frac{GW}{\pi R^2}, \quad \text{lb/ft}^2$$

GW : 헬기 총중량, R : 로터 반경

- 깃끝속도(Tip Speed)

$$V_{tip} = \Omega \cdot R, \quad \text{ft/sec}$$

Ω : 로터 회전각속도

- 깃면 하중(Blade Loading)

$$C_T/\sigma = \frac{T}{\rho \pi R^2 V_{tip}^2 \sigma}$$

$$(C_T/\sigma)_{HOVER} = \frac{GW(1 + D_v/GW)}{\rho \pi R^2 V_{tip}^2 \sigma}$$

$$= \frac{D.L. (1 + D_v/GW)}{\rho V_{tip}^2 \sigma}$$

D_v : 동체 수직항력, σ : 로터 고형비

T : 로터 추력, ρ : 공기밀도

- 블레이드 비틀림각(Blade Twist)
- 블레이드 에어포일(Airfoil)

이와 같은 로터 시스템의 주요 설계값을 설정할 때

에는 제자리 비행성능 요구조건, 전진비행성능 요구조건, 기동 요구조건, 소음 및 진동 요구조건을 만족할 수 있는 최적의 형상이 되도록 하여야 한다.

다. 로터 시스템 형상 Baseline 선정

본 연구에서는 주임무 중량 15,000lb급에 대해서 형상 Baseline을 설계하였다. 기존 헬기 자료를 바탕으로 헬기 제원 Database를 구축하였으며^[5,6], 이를 바탕으로 주로터 시스템의 일부 설계변수 초기값을 선정하였다. 또한, 헬기 로터의 기동시 추력 및 소음 요구조건으로부터 해석적인 수식을 생성해서 로터형상을 계산하는 방식, 기존의 형상설계 프로그램을 이용하는 계산 방식 및 현용 헬기들의 자료를 바탕으로 하는 추세식^[7]을 이용하여 계산하는 방법 등을 이용하여 로터시스템 초기형상을 설계하였다.

1) 주로터 시스템

가) 초기값 선정

형상 Baseline을 선정하기 위해 먼저 깃끝 속도, 회전면 하중, 블레이드 면적, 블레이드 가로세로비 등의 변수들에 대한 초기값 선정이 필요하다.

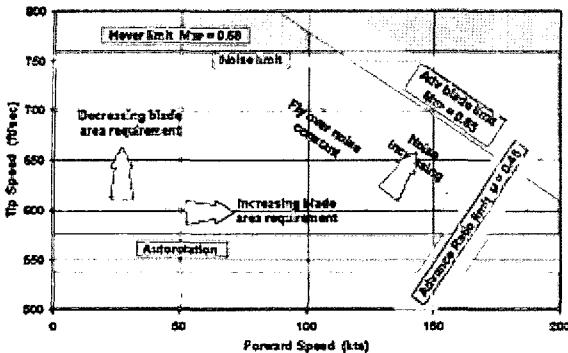
(1) 깃끝 속도(Tip Speed)

중형 헬기 로터 블레이드의 깃끝 속도 초기값을 선정하기 위해 조사한 깃끝 속도의 속도 영역별 장점은 다음의 표와 같다.^[1]

[표 2] 깃끝 속도 영역별 특성

낮 음	높 음
<ul style="list-style-type: none"> • 소음 감소 • 제자리 비행성능 향상 • 전진 비행시 전진 블레이드 압축성 효과 감소 	<ul style="list-style-type: none"> • 로터, 트랜스미션 중량 감소 • 전진 비행시 후퇴 블레이드 실속 지연 • 블레이드 면적 감소

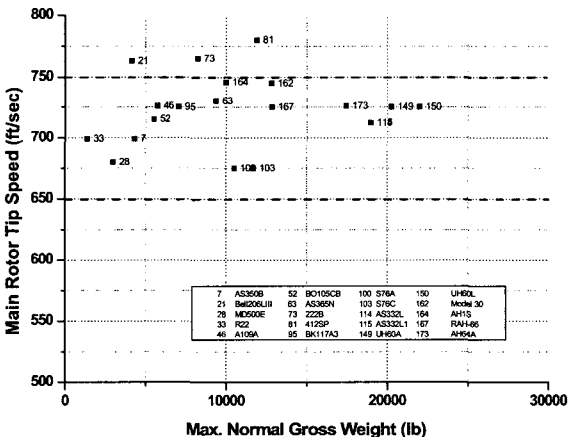
이러한 특성들 중에서 소음과 전진 블레이드의 압축성 효과로 인한 항력 급증 현상, 그리고 Autorotation 특성 등에 의해 대략적으로 고려할 수 있는 깃끝 속도의 범위가 정해질 수 있으며, 이는 다음 그림과 같다.^[8]



[그림 3] 블레이드 깃끝 속도 허용 영역

현용 헬기들의 경우 대부분 위 그림에서 나타난 영역 내의 깃끝 속도를 적용하고 있으나, 최근에 와서는 전산유체역학의 발달에 따라 소음발생을 최소화할 수 있는 깃끝 형상 설계가 가능하게 되었다.

소음규제의 강화로 인한 깃끝 속도의 변화는 다음 그림과 같은 거의 일정한 분포를 보이고 있다.^[5,6]



[그림 4] 현용 헬기의 주임무 중량 vs. 주로터 깃끝 속도 분포도

이러한 깃끝 속도의 영역별 장점과 허용 영역, 현용 헬기 사용 현황을 바탕으로 선정하게 되는 기동형 중형 헬기 주로터 깃끝 속도는 650~750ft/sec의 범위 내에서 고려하기로 하며, 이후 계산들의 깃끝 속도 입력값으로는 최근 강화된 소음 규제(CAN7 등)를 고려하여 기준 깃끝 속도로 680ft/sec를 설정하였다.

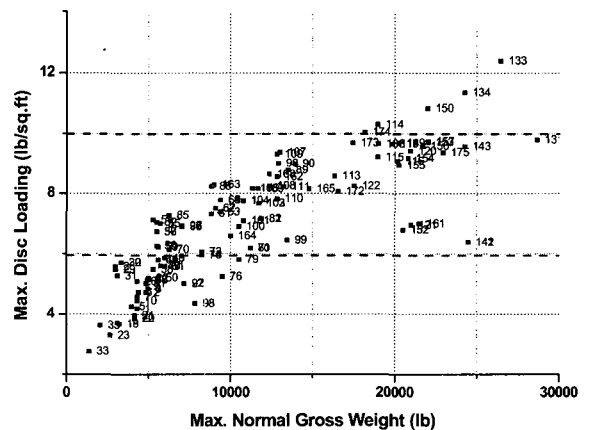
(2) 회전면 하중

회전면 하중은 주로터 회전면의 면적당 걸리는 하중값을 나타내며 회전면 하중값의 영역별 장점은 다음 표와 같다.^[1]

[표 3] 회전면 하중 영역별 특징

낮 음	높 음
<ul style="list-style-type: none"> • 제자리 비행성능 향상 • 유도 속도 감소 • Autorotation시 하강 속도 감소 • 블레이드 단위 면적당 중량 감소 	<ul style="list-style-type: none"> • 로터 크기 감소 • 로터 허브, 트랜스미션 중량 감소 • 전진비행시 허브 항력 감소

현용 헬기의 중량별 최대 회전면 하중의 분포를 나타내면 다음 그림과 같다.^[5,6]



[그림 5] 현용 헬기의 주임무 중량 vs. 최대 회전면 하중 분포도

이러한 자료들을 바탕으로 기동형 중형 헬기 주로터 회전면 하중은 6~10lb/ft²의 범위를 고려하여 8lb/ft²으로 결정하였다.

(3) 블레이드 면적

블레이드 면적은 제자리 비행 성능, 전진 비행 성능, 기동, 소음 등의 요구조건에 의해 영향을 받는 형상 변수이며, 이 중 기동과 소음 요구조건이 지배적이다.^[9] 관련 요구조건을 정리해 보면 다음의 표와 같다.

[표 4] 블레이드 면적 관련 요구조건

항목		중형 헬기	비고
OEI 성능	착륙조건	60 ft Hover 시 안전착륙 가능	@SL/ISA+20°C, IRP 기준
	이륙조건	60 ft Hover 시 안전이륙 가능	
가동성	선회율 (deg/sec)	3	@SL/ISA+20°C, 최대순항속도
	천이기동계수 (g)	0.0~3.0	
소음		CAN7 적용	

위의 요구조건을 만족하는 블레이드 면적을 계산하기 위해 다음의 로터 깃면하중계수식을 이용한다.^[10]

$$C_T/\sigma = \frac{GW \times g \times \frac{1}{\cos\beta}}{\rho A_b V_{Tip}^2}$$

GW : 헬기 총중량, g : 천이기동계수,
 β : Bank Angle, ρ : 공기 밀도,
 A_b : 블레이드 면적, V_{Tip} : 깃끝 속도

선회각(Bank Angle)이 30°, 45°, 천이기동계수가 3.0g가 되는 세 가지 경우에 대해서 블레이드 면적 계산을 수행하였다. 깃면하중계수 C_T/σ는 BERP III 블레이드 자료를 사용하였으며, 깃끝 속도는 680ft/sec를 사용하였다.

계산된 결과는 다음의 표와 같다.

[표 5] 입력 조건별 블레이드 면적

Case	입력 조건	블레이드 면적 (ft ²)	비고
#1	30° Bank Turn	143.4	4.9°/sec or 2.0g
#2	45° Bank Turn	167.1	7.5°/sec or 2.4g
#3	3.0g 천이기동	218.9	11.0°/sec

(4) 블레이드 가로세로비

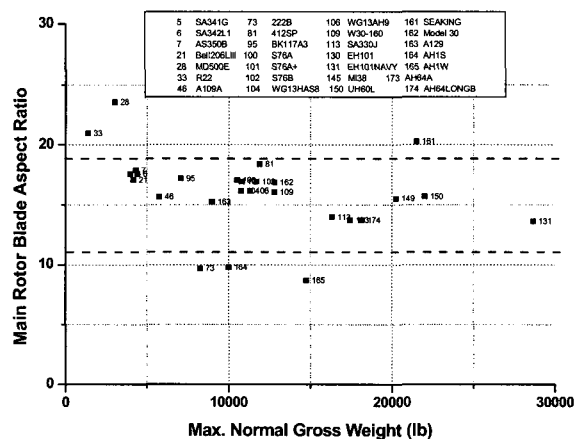
날개의 가로세로비(Asspect Ratio)는 날개 시위 길이에 대한 스패ن(Span)의 비이다. 헬기는 블레이드(날개)의 회전을 통해서 양력 및 추력을 얻는 경우로, 스패는 로터 반경으로 대체될 수 있다. 가로세로비가 클수록 유도 항력이 줄어서 양항비가 증가되는 효과를 보이는 반면, 구조적으로 취약할 수 있는 특성을 나타낸다. 유도 항력은 유도 속도로 인해 발생하는 물리력으로 헬기 로터의 경우 유도 속도가 클수록 즉, 가로세로비가 작을수록 제자리비행 특성이 좋은 반면, 전진비행시 후퇴 블레이드에서 실속이 발생할 가능성이 높아진다.^[11] 로터 블레이드의 가로세로비는 로터 고형비(Solidity)의 역수에 비례하는 변수이다.

$$\text{Aspect Ratio } AR = \frac{R}{c}$$

$$\text{Solidity } \sigma = \frac{nc}{\pi R}$$

R : 로터 반경, c : 로터 블레이드 시위 길이,
 n : 블레이드 수

현용 헬기에서 주로터 블레이드 가로세로비 분포는 다음 그림과 같다.^[5,6]



[그림 6] 현용 헬기의 주임무 중량 vs. 주로터 블레이드 가로세로비 분포도

위 그림의 분포도를 바탕으로 하여 기동형 중형 헬

기 주로터 블레이드 가로세로비 채택 범위는 13~19 범위를 고려하기로 하며, 초기형상 설계기준값으로 16을 선정하였다.

나) Baseline 선정 결과

위에서 정한 초기값들을 이용하여 수식을 계산하거나, 기존 형상설계 프로그램을 이용한 계산, 현용 헬기 추세식을 이용한 계산 등의 방법을 통해 다음 표와 같은 중형 헬기 설계를 위한 주로터 형상 Baseline을 선정하였다.

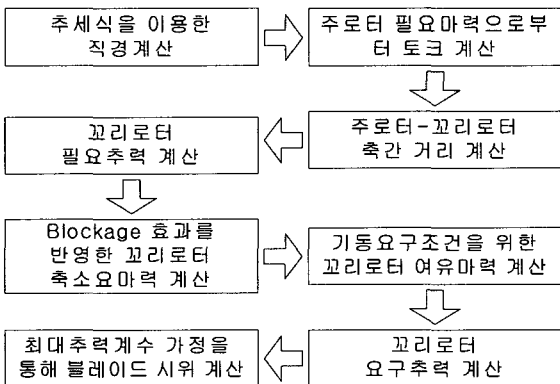
[표 6] 중형 헬기 주로터 형상 Baseline 선정 결과

항목	4-Blade 로터	5-Blade 로터
주입무 중량(lb)	15,000	
깃끝 속도(ft/sec)	715	
직경(ft)	49	48
시위(ft)	2.02	1.65
회전면 하중(lb/ft ²)	7.95	8.23
가로세로비	12.13	14.54
고형비	0.105	0.109

2) 반토크 시스템

가) Conventional 꼬리로터 외형설계

본 절에서는 중형 헬기의 반토크 시스템 설계 대안 중 Conventional 꼬리로터 형상에 대한 외형설계를 수행하였다. Conventional 꼬리로터 형상은 위에서 선정된 주로터 Baseline 선정 결과를 바탕으로 다음과 같은 과정을 거쳐서 계산된다.



[그림 7] 꼬리로터 외형설계 과정

이러한 과정을 거친 꼬리로터 Baseline 선정 결과는 다음 표 7과 같다.

[표 7] 중형 헬기 꼬리로터 외형설계 결과

항목	설계값
직경(ft)	9.7
고형비	0.186
블레이드 시위(ft)	0.709
블레이드 수	4
비틀림각(°)	8
깃끝속도(ft/sec)	650

4. 성능해석

중형 헬기 로터 Baseline 선정 결과에 대한 기존 성능해석 프로그램을 이용한 성능해석을 실시하여 그 결과가 체계성능 요구도를 만족하는지를 확인하였다.

가. 엔진 및 동력전달장치 특성

성능해석을 위해서는 로터에 동력을 제공 및 전달하는 엔진과 동력전달장치의 출력값 및 전달손실값 등의 특성치가 필요하다.

이를 위해 엔진으로는 CTS800-50 터보샤프트 엔진을 적용했으며, 특성은 다음 표와 같다.^[12]

[표 8] 15,000lb급 헬기 엔진(CTS800-50) 특성

엔진수	비장착 출력(1 engine)			장착 손실
	MCP 출력 (SL/STD)	TOP 출력 (SL/STD)	OEI 출력 (SL/STD)	
2	1,467shp	1,591shp	1,724shp	15%

SL : 해면고도(Sea Level), STD : 표준대기(Standard Day)

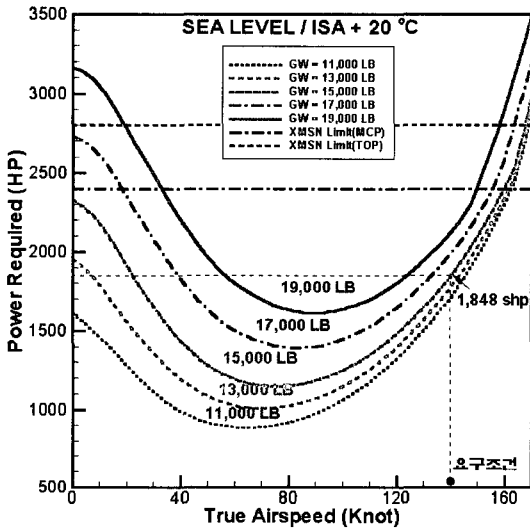
그리고, 동력전달장치는 유사급 헬기에 적용된 동력 전달장치의 특성치를 참고로 다음과 같이 설정하였다.

[표 9] 15,000lb급 헬기 동력전달장치 특성

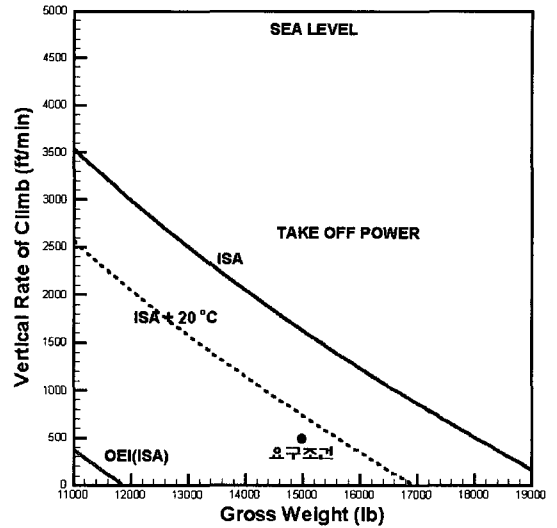
MGB MCP 출력(SL/STD)	2,400shp
MGB TOP 출력(SL/STD)	2,800shp
MGB OEI 출력(SL/STD)	1,500shp
트랜스미션 손실	4.5%

나. 성능해석 결과

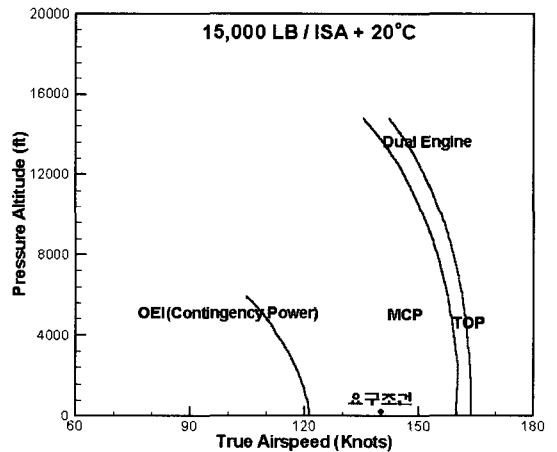
로터 시스템 설계결과에 대하여 중형 헬기 설계요
구조건인 최대순항속도 요구조건, 제자리 비행능력
요구조건, 수직상승률 요구조건 등의 만족도를 확인
하기 위하여 성능해석을 수행하였다. 성능해석 결과,
모든 성능요구조건들을 만족하였다.^[2]



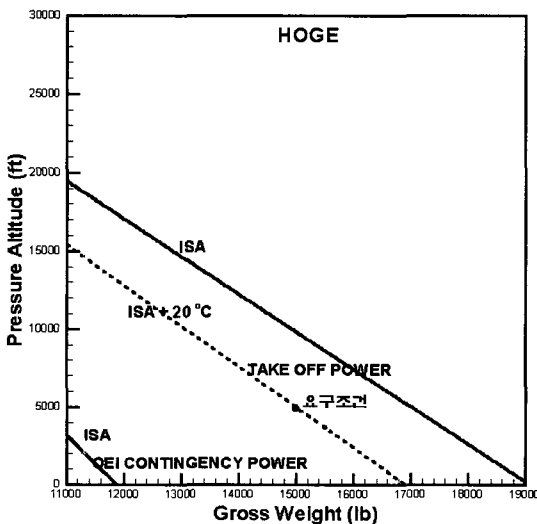
[그림 8] 비행속도별 필요마력



[그림 10] 중량별 최대 수직상승률



[그림 11] 압력고도별 최대 비행속도



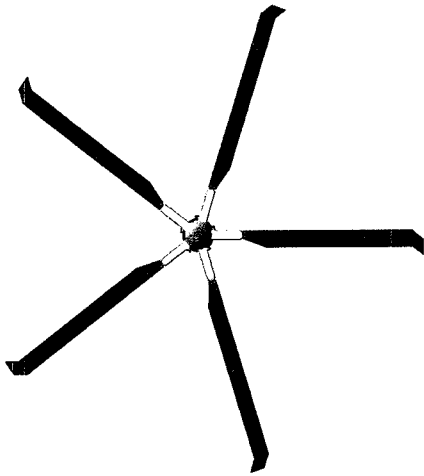
[그림 9] 중량별 제자리비행 상승한계

5. 로터 시스템 Baseline 형상 모델링

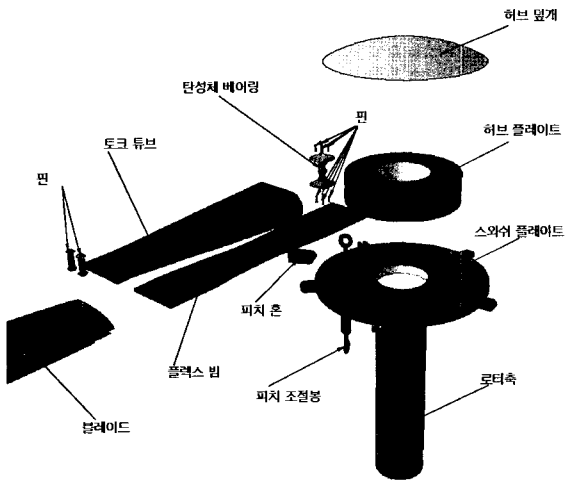
지금까지의 중형 헬기 로터 초기 설계 결과를 바탕
으로 하여 중형 헬기 로터 설계 대안들에 대한 형상
전산 모델링을 CAD를 이용하여 수행하였다.^[13]

가. 주로터 시스템

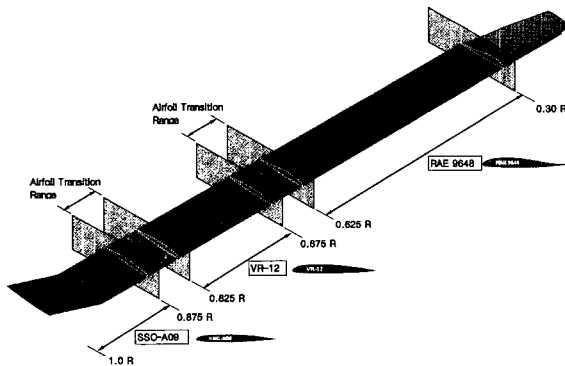
주로터 시스템에 대해서 고려한 형상 대안은 세 가
지이며, 이 중 대표적인 형상은 다음 그림들과 같다.



[그림 12] 주로터(Hingeless Hub)

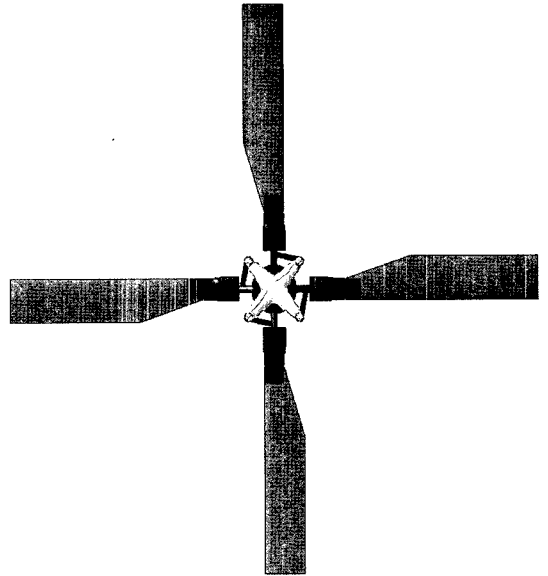


[그림 13] 주로터 허브(Hingeless Type)

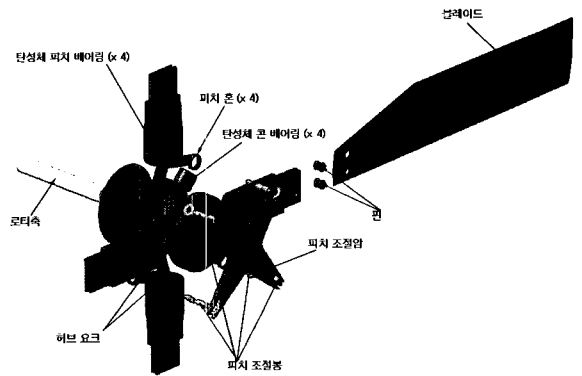


[그림 14] 주로터 블레이드 익형 배치

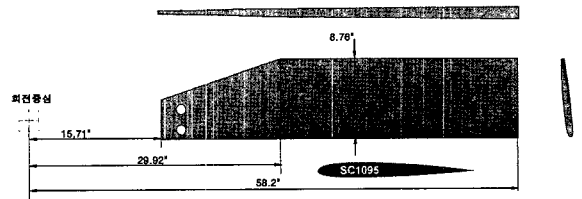
나. 반토크 시스템
Conventional 꼬리 로터 형상 Baseline 모델링 결과는 다음 그림들과 같다.



[그림 15] 꼬리 로터



[그림 16] 꼬리 로터 허브



[그림 17] 꼬리 로터 블레이드

7. 결론

본 연구에서는 헬기 전체의 형상설계 특성을 결정하는 구성품인 로터 시스템의 형상설계 과정을 수립하고, 주입무중량 15,000lb급의 중형헬기 로터 시스템에 대한 개념설계를 수행하였다. 이를 위해 현용 최신 헬기 자료를 활용하여 초기 형상 변수값을 선정한 후, 해석적인 수식, 기존의 형상설계 프로그램, 그리고 현용 헬기들의 제원 추세를 이용하여 헬기 로터의 기동시 추력 및 소음 등 제반 요구조건이 충족되도록 로터 시스템 초기형상을 설계하였다.

로터 초기 설계 결과 및 상세연구 결과를 바탕으로 성능 해석을 수행하였으며, 그 결과 모든 성능요구조건이 만족됨을 확인하였다. 또한, 로터 설계 대안들에 대한 형상 전산 모델링을 CAD를 이용하여 모델링함으로써 설계결과를 가시화하였다.

본 연구를 통해서 수립된 현용 헬기 Database 및 로터 시스템 초기 형상 설계 기법은 헬기 개념설계 및 차세대 회전익기 로터설계 등의 분야에 폭넓게 활용될 수 있을 것이다.

참 고 문 헌

- [1] 김용상, 임종봉, 오우섭, 소형헬기 외형설계, 기술보고서, 국방과학연구소, 1996.
- [2] 오우섭, 김준모, 헬기 성능해석 연구, 국방과학연구소, 2003.
- [3] "System Specification for Utility Tactical Transport Aircraft System", U.S. Army Materiel Command, 1972.
- [4] 김덕주, 임종봉, 이진영, 군용 헬기 중량예측에 관한 연구, 국방과학연구소, 2003.
- [5] Jackson, P., Jane's All The World's Aircraft 2002-03, Jane's Publishing Company, LTD., 2002.
- [6] FI/DMS Military Aircraft Forecast, FI, 2002.
- [7] Rand, O., Khromov, V., "Helicopter Sizing by Statistics", American Helicopter Society 58th Annual Forum, Montreal, Canada, June 11 ~ 13, 2002.
- [8] GKN Westland Seminar Programme for The Korea Aerospace Institute, 1999.
- [9] 국방과학연구소-GKN Westland 헬기공동설계 연구(HDS) Vol. 3, 1997.10~1998.4.
- [10] Prouty, R. W., Helicopter Performance, Stability, and Control, Malabar, FL Krieger Publishing, 2002.
- [11] [AMCP-706-201] Engineering Design Handbook, Helicopter Engineering, Part One, Preliminary Design, Department of Army Headquarters United States Army Materiel Command, 1974.
- [12] CTS800-50 Turboshaft Engine Pamphlet, Light Helicopter Turbine Engine Company, 2002.
- [13] (주)퓨전테크, CIES(주), CATIA V5 이론에서 실기까지, 응보출판사, 2003.