

## 論文

## 사이징 프로그램 개발을 통한 다중 비행 모드 Canard Rotor/Wing 항공기의 형상 최적설계

김종환\*, 김민지\*, 이재우\*\*, 이창진\*\*

### Design and Optimization Study on the Multi Flight Modes Canard Rotor/Wing Aircraft with Development of Sizing Program

Jong-Hwan Kim\*, Min-Ji Kim\*, Jae-Woo Lee\*\* and ChangJin Lee\*\*

#### ABSTRACT

A design study was conducted for a new concept aircraft(Canard Rotor/Wing: CRW) that has the capability of dual mode flight, a rotorcraft and a fixed wing mode. The CRW can show a vertical take off/landing and a high speed/efficiency cruise performance simultaneously. It is not surprising to develop a new sizing code for this class of aircraft because conventional sizing codes developed solely for either the rotary wing or the fixed wing aircraft are not adequate to design a dual mode aircraft operated both by the rotary wing through tip jet efflux and the fixed wing lift. Thus, a new design code was developed based on the conventional sizing code by adding some features including rotor performance, duct flow, and engine flow analysis, hence could eventually predict the performance of reaction driven rotor, the flight performance and the flight characteristics. The various design parameters were investigated to find their influences on the flight performance then, a small UAV(Unmanned Aircraft Vehicle) of 1500 lbs class was optimally designed to have minimum weight using the developed sizing code.

#### 초 록

본 연구에서는 회전익 항공기의 수직 이/착륙 성능과 고정익 항공기의 고속/고효율 순항 비행 성능을 모두 가지는 Canard Rotor/Wing 항공기 최적 형상설계를 수행하였다. CRW 항공기의 특징인 로터/날개 가변 방식과 로터 회전 시 팁 제트를 통하여 회전력을 얻는 점 때문에 기존의 회전익 또는 고정익 사이징 프로그램만으로는 바로 적용이 어렵고 Reaction Driven 로터에 대한 해석 모듈의 추가와 회전익/고정익 비행 모드 해석이 혼합되어야 한다. 따라서 기존의 사이징 프로그램을 바탕으로 로터 성능, 덕트 유동, 엔진 유동 해석 코드를 연결하여 Reaction Driven 로터 성능 해석이 가능하게 하였으며, 비행체 외형상 특징과 임무별 비행특징이 반영되도록 사이징 프로그램을 개발하였다. 1500 lbs 급 소형 무인기에 대하여 비행체 사이징을 수행하고 성능에 크게 영향을 미치는 설계변수를 파악하여 최적화 문제를 구성하였고 전역적 최적화 기법을 이용하여 최소 중량을 가지는 CRW 항공기의 최적형상을 도출하였다.

**Key Words :** Canard Rotor/Wing(카나드 항공기), Reaction Driven Rotor(반작용 구동 로터), Hover/Conversion/Forward Flight(제자리/혼합/순항비행), Optimum(최적화)

† 2004년 5월 29일 접수 ~ 2004년 10월 1일 심사완료

\* 정희원, 건국대학교 항공우주공학과 대학원

\*\* 정희원, 건국대학교 항공우주공학과

연락처, E-mail : jwlee@konkuk.ac.kr

서울시 광진구 화양동 1번지

## 1. 서론

헬리콥터는 수직 이/착륙 및 호버링 성능이 우수하여 정찰, 수송, 구조, 전투 등 여러 임무를 담당하고 있다. 그러나 고정익기에 비하여 회전익기는 전진 간의 충격파와 후진 간의 실속 현상으로 전진 비행속도의 한계를 가지게 된다. 이를 위하여 회전익기의 순항성능을 개선하기 위한 것의 모양을 바꾸는 등의 연구가 이루어져 왔으나 전진 비행 시 회전하는 로터에 의하여 양력을 내는 방식으로는 크게 성능을 향상시키지 못하였다. 따라서 이를 위한 대안으로 고정익과 회전익의 장점을 조합한 하이브리드형 비행체의 개념이 연구되고 있다. 헬리콥터의 수직 이/착륙 및 호버링 성능과 고정익기의 고속 순항비행 성능을 두루 갖춘 비행체 개념 중 CRW(Canard Rotor/Wing) 항공기는 시스템이 간단하면서 회전익/고정익/혼합 비행의 세 가지 모드를 통하여 요구되는 임무성능을 만족시키는 신개념 비행체라 할 수 있다[1].

CRW 항공기는 수직 이/착륙 및 호버링을 위하여 로터를 회전시키는데 엔진에서 나오는 고압의 배기가스를 로터의 끝단을 통하여 분출시키는 Reaction Driven 방식을 사용한다. 이는 기존의 헬리콥터에서 사용하는 축을 통한 동력 전달 방식과 달리 로터의 토크가 동체로 전달되지 않기 때문에 트랜스미션뿐만 아니라 헬리콥터 운용에 어려움을 가져오는 꼬리 로터도 필요 없게 된다 [1]. 그러나 엔진에서 나오는 배기가스가 여러 방향으로 운동하는 관을 따라 이동되어야 하기 때문에 로터의 효율을 높이기 위하여 이와 같은 관에 대한 설계가 중요하게 고려되어야 하며, 내부 구조물로 인하여 것의 형상이 제한되는 단점을 가지게 된다.

CRW 항공기는 전진 비행을 위하여 로터 디스크를 기울이고 이 속도에 따른 잉여 동력을 후방 노즐로 분출시켜 전진 속도를 더욱 증가시킨다. 천이 속도에 이르게 되면 로터의 동력을 차단하고 고정시키며, 이 후부터 로터는 고정된 날개 형태가 되고 후방 제트 노즐을 통한 추력으로 비행을 하게 된다. 천이 상태에서는 귀날개와 수평 꼬리날개의 양력을 최대로 하고 이 두 양력면을 이용하여 수평 비행이 가능하게 된다. 주 날개가 완전히 고정되면 세 개의 양력면에서 적절히 양력이 배분되어 비행을 유지하게 된다[3]. 천이 비행 시 수평비행을 유지하기 위하여 귀날개와 수평꼬리날개의 크기를 결정하고 이보다 빠른 비행 속도에서 주익의 양력면이 추가되기 때문에 붙임

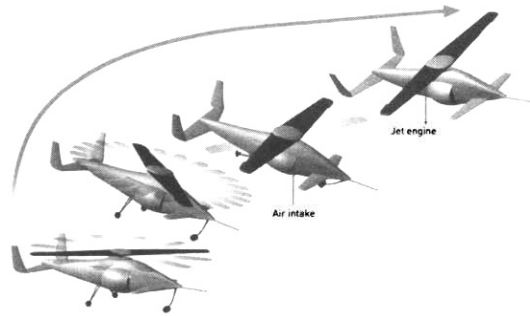


그림 1. CRW 항공기와 비행모드[2]

각을 조절한다고 하더라도 어느 정도 양력면이 오버사이징 될 것을 예측할 수 있다.

CRW 항공기는 Reaction Driven 방식에 의한 로터 추력과 순항 시 로터를 고정시켜 세 개의 양력면을 이용하는 특징을 가지고 있으며[1], 이는 형상 설계시 반드시 고려되어야 하는 사항으로 기존의 회전익기 또는 고정익기 설계 틀로는 적용할 수 없기 때문에 새로운 프로그램의 구성이 필요하다.

본 논문에서는 CRW 형상 항공기 설계를 위하여 시스템 특징 및 기존 코드를 분석하고 이에 알맞은 해석코드를 구성한 후, CRW 항공기 형상 사이징 프로그램을 개발 및 검증하고 이를 이용하여 1500lbs 급 소형 무인기의 이륙중량을 최소화하는 설계최적화를 수행하고자 한다.

## II. CRW 항공기 사이징 프로그램 개발

### 2.1 Reaction Driven Rotor 성능

일반적으로 헬리콥터는 로터 및 기체에서 필요로 하는 동력에 알맞은 엔진 가용 동력을 선택하고 중간에 기어박스를 통하여 필요한 토크를 내도록 함으로써 엔진 및 로터의 크기를 결정하게 된다. 그러나 Reaction Driven 시스템은 엔진과 로터가 하나의 터빈과 같은 구조로 되어있어 공기역학적, 열역학적 인자 사이의 의존성이 매우 높기 때문에 이에 대한 좀 더 자세한 접근이 필요하다[4].

Reaction Driven 로터의 필요 동력(HP)은 로터의 추력을 내기 위하여 로터 끝단에서 분출하는 가스의 힘과 끝단의 속도( $V_T$ )의 곱에 비례하며, 이는 다음과 같이 표현된다.

$$HP = \frac{\dot{m}_j (V_j - V_T) V_T}{550} \quad (1)$$

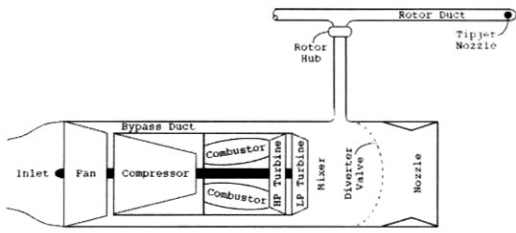


그림 2. Reaction Driven Rotor 추진 시스템[4]

여기에서 분출가스의 속도( $V_j$ )는 식(2), (3)과 같이 로터 허브에서의 전압력( $P_o$ )과 전온도( $T_o$ )에 의하여 좌우되며, 질량유량( $\dot{m}_j$ )은 로터에 필요한 토크( $Q$ )와 분출가스 속도, 그리고 로터 반경( $R$ )에 따라 결정된다. 따라서 로터의 성능을 결정하기 위하여 로터 형상뿐만 아니라 엔진 배기가스의 열역학적 인자들도 상호 연관관계를 가지게 된다[4,5].

$$V_j = \sqrt{(1-e)V_o^2 + V_T^2} \tag{2}$$

$$V_o = \sqrt{2R_{gas} \left(\frac{\gamma}{\gamma-1}\right) T_o \left(1 - \left(\frac{P_\infty}{P_o}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}\right)} \tag{3}$$

$$\dot{m}_j = \frac{Q}{(V_j - V_T)R} \tag{4}$$

$V_o$  : 로터 허브 유체속도

$P_\infty$  : 대기 압력

$R_{gas}$  : 가스 상수

$\gamma$  : 비열비

$e$  : 덕트 내 마찰에 의한 가용에너지의 손실률

본 논문에서는 로터의 필요 질량 유량과 엔진의 가용 질량 유량을 일치시켜주는 방법을 사용하여 로터 및 엔진 설계 인자를 결정하였다.

### 2.2 추진 시스템 사이징 과정

엔진 배기가스 조건이 결정되면 이 값을 이용하여 로터 끝단 분출 속도와 로터 회전속도를 유지하는데 필요한 질량유량을 구하고 로터 추력 및 로터의 효율을 구한다. 엔진에서 나오는 질량유량이 로터 및 비행체에 요구되는 질량유량을 만족하도록 엔진의 크기를 조정하거나 엔진 파라미터를 변경함으로써 로터에서 필요한 질량유량의 크기를 조절할 수 있다.

즉 엔진 바이패스 비, 압축비, 터빈입구온도

등의 변화에 따라 가스의 열역학적 상태량이 변하게 되고 로터 허브를 지나 갖의 끝단에서 분출되기 전까지 압력 손실이 존재하게 된다. 덕트는 외부와 열 교환이 없는 단열로 가정하며, 따라서 절대 온도는 일정하다. 식(2), (3)에 따라서 제트의 분출 속도가 계산되면 식(4)에서 로터 회전에 의하여 요구되는 질량유량이 계산된다.

엔진과 로터의 크기는 요구되는 성능을 만족시키는 형상이어야 하며, 회전익의 호버링, 회전익/고정익의 혼합 비행, 고정익 순항 비행의 세 가지 모드에서 비행조건을 만족시켜야 한다. 따라서 세 가지 모드에 대하여 각 로터의 형상과 엔진의 크기 및 사이클 파라미터 등을 구하고 모든 조건을 포괄할 수 있는 형상 및 조건을 선택하게 된다. 혼합 비행 시에는 앞쪽 귀날개와 뒤쪽 수평 꼬리날개에서의 양력 발생을 제외한 나머지 필요 양력을 로터의 추력을 통하여 얻을 수 있어야 한다. 이때 전진 비행 시 요구되는 엔진 배기가스의 후방 분출량을 제외한 나머지 질량유량으로부터 로터의 충분한 회전력을 얻기 위하여 천이비행 시의 필요 질량유량을 계산하게 된다.

그림 3은 본 연구를 통하여 제안된 CRW에 적용 가능한 추진 시스템의 사이징 과정이다[6].

로터는 호버링 조건을, 앞쪽 귀날개와 수평 꼬리날개는 천이비행 시 조건을 만족시키는 형상을 구하게 된다. 호버링 조건에서는 엔진 배기가스 대부분이 로터 끝단으로 분출되고 천이비행에서는 일부만이 로터로 가고 대부분이 후방 노즐로

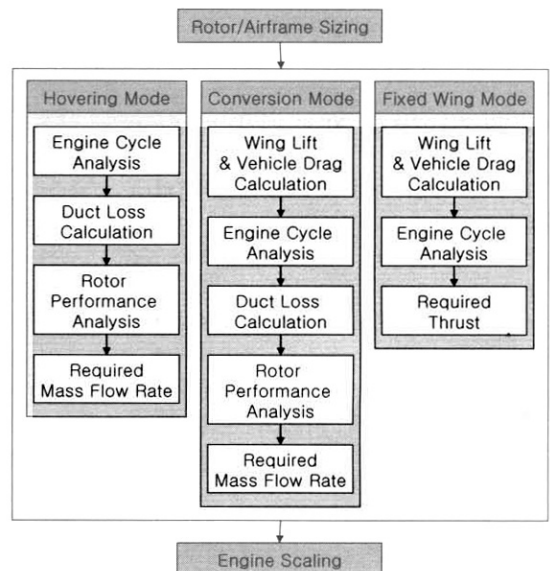


그림 3. 추진 시스템 사이징 과정

분출되며 고속 순항 비행 시에는 모든 배기가스가 후방노즐을 통하여 분출된다. 사이징을 위한 각 조건에서의 배출가스 배분량은 표 1과 같다.

표 1. 사이징을 위한 엔진 배기가스 배분

	로터	측면노즐	후방노즐
호버링	70%	30%	0
혼합비행	20%	0	80%
고정의비행	0	0	100%

### 2.3 사이징 프로그램 구성

본 사이징 프로그램의 구성을 위하여 기존의 헬리콥터 사이징 코드[7]를 분석하고 Reaction Driven 로터를 해석하기 위하여 필요한 해석 모듈을 추가 하였다. 엔진 사이클 해석을 통하여 엔진 코어 부분과 바이패스 되는 부분이 서로 섞이는 부분, 즉 가스가 로터로 올라가는 부분의 열역학적 인자를 구하고 관을 따라 로터 허브로 이동하는 동안의 전압력 손실을 구하게 되며, 이 가스의 열역학적 상태로부터 로터에서 필요한 질량유량을 구하는 부분을 각각 모듈로 구성하였다. 엔진 사이클 해석을 위하여 참고문헌[8]의 OnX/OffX 코드를 사용하였고 흐름의 마찰효과와 굽은 관에 의한 덕트에 따른 손실은 Fanno-line Theory에 압축성 유동장 관계식을 적용하여 구성하였다. 또한 로터의 성능계산은 운동량 보존이론(Momentum Theory)을 이용하여 유도속도를 구하고 깃 요소 이론(Blade Element Theory)을 이용하여 추력과 토크를 구하게 된다.

식 (5)에서 유도속도를 수렴시켜 구하게 되고 이는 균일 흐름을 가정한 것으로 식(6)과 같이 실제 흐름과 유사하도록 보정하는 Glauert 방식을 이용하였다. 전진비(Advance Ratio:  $\mu$ )와 처음 구한 유도속도( $v'$ )로부터 Inflow Ratio( $\lambda$ )를 계산하며, 로터 반경 방향 위치( $r$ )와 회전 방향 위치( $\Psi$ )에 따라 유도속도를 다시 계산한다[4].

$$v' = \frac{T}{(2\pi R^2 \rho) \sqrt{[(V \cos \alpha)^2 + (V \sin \alpha + v')^2]}} \quad (5)$$

$$v = v' \left( 1 + \frac{(\frac{4}{3})(\frac{\mu}{\lambda})(\frac{r}{R}) \cos \Psi}{1.2 + (\frac{\mu}{\lambda})} \right) \quad (6)$$

회전의 모드에서 항력은 로터의 유도항력, 형상항력, 동체의 유해항력 등으로 구분되고, 고정익 모드에서는 세 개의 양력면 및 동체에서 발생 되는 형상항력과 마찰항력 그리고 날개의 유도항

력으로 구분된다. 구한 형상의 항력 데이터를 이용하여 로터 및 엔진의 필요 추력량을 구하고 이를 바탕으로 엔진의 크기를 결정하게 된다. 공력 모듈에서는 양력 선 이론(Lifting Line Theory)을 이용하여 양력면의 양력 및 유도항력을 계산하고 항력 부분에서는 주날개, 수평꼬리날개, 귀날개, 로터 허브, 동체, 후방동체 등 각 구성부의 습윤 면적에 대하여 난류 및 층류 경계층을 가정하고 레이놀즈 수에 따른 표면 마찰항력을 구하며, 두께비에 따른 형상 인자(Form Factor)로부터 형상 항력을 예측한다. 여기에 기저항력, 착륙장치항력, 플랩 효과를 고려한 경험식을 더하여 전체 비행체 항력을 예측하게 된다.

공력 및 추진 데이터를 이용하여 총중량에 기반 하여 형상의 크기가 결정되면 각 비행체 구성에 따른 무게를 예측하여 이를 합한 공허중량을 구한다. 비행체를 이루는 중량은 그림 5와 같이 분류할 수 있다.

비행체 공허중량을 예측한 후 주어진 임무 형상에 대하여 임무 해석을 수행한 후 필요 연료량을 구한다. 수직 이/착륙 및 호버링과 같은 회전익 임무 시에는 각 비행 조건에서 로터 필요 동

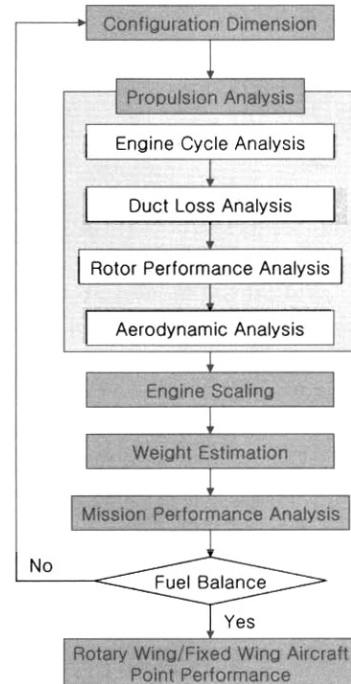


그림 4. 전체 프로그램 흐름도

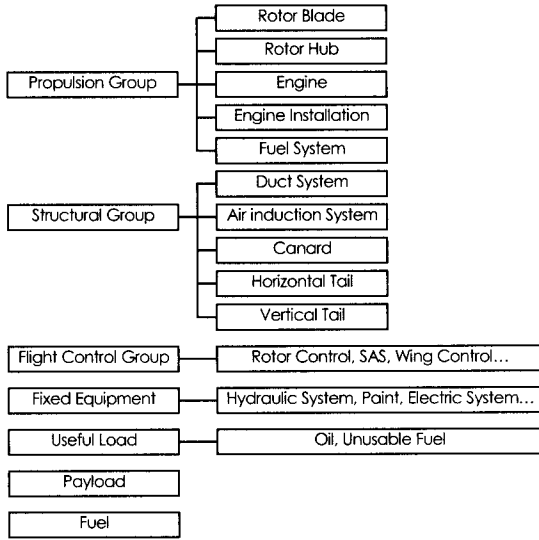


그림 5. CRW 항공기 중량 분류

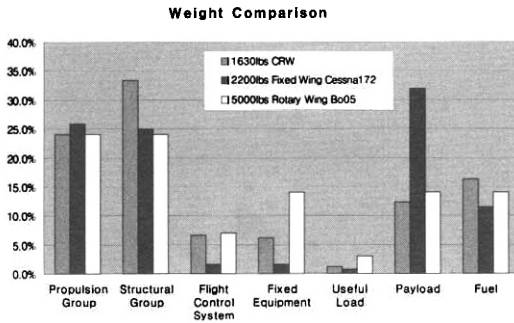


그림 6. 회전익/고정익 중량비교

력에 따른 추진 시스템의 연료 소모량을 계산하며, 상승, 순항, 로이더, 하강 등의 고정익 임무 시에는 각 비행 조건에서 예측된 항력을 바탕으로 필요 추력을 내기 위한 연료 소모량을 계산한다. 이와 같이 계산된 항공기 전체 중량이 처음 가정된 총 중량에 수렴할 때까지 총 중량을 변경하는 과정을 거치게 된다.

사이징을 통하여 외형 및 중량을 결정한 후 성능 분석을 수행하여 각 비행 조건에서의 비행체 성능을 예측한다. 회전익 모드에서는 Reaction Driven 로터 해석을 통하여 고도 및 온도, 중량변화에 따른 잉여 동력을 구하게 되며, 이를 바탕으로 호버링 한도, 실용상승한도, 가속도, 수직 상승률 등에 대한 성능을 계산할 수 있다. 고정익 모드에서는 세 개의 양력면과 일반적인 제트추진 방식의 항공기에 대한 항력과 가용 추력을 계산한 후, 이 잉여 추력으로부터 상승률,

최저/최대 속도, 시간, 거리, 가속도 성능 등을 계산할 수 있다.

CRW 항공기 사이징 프로그램 검증은 위하여 유사기종 비행체의 구성요소별 중량을 그림 6에 나타내었다. 다른 비행체와 비교하여 특히 구조 무게가 크게 나타나는 것을 알 수 있으며, 이는 고정익 모드에서의 양력면이 혼합모드에서 안정적인 비행을 하기 위하여 크게 사이징 된 것으로 보여 진다. 따라서 타당한 사이징 결과를 도출한 것으로 보인다. 그러나 실제로 CRW 항공기의 유사기종에 대한 데이터의 부족과 임무형상의 차이로 인하여 프로그램 검증에 어려움이 있다.

### III. CRW 최적화 설계

#### 3.1 CRW 형상 사이징

X-50 Dragonfly 항공기의 형상 파라미터와 Williams F107-WR-101 엔진 데이터[9] 그리고 그림 7과 같은 예제 임무형상을 바탕으로 사이징을 수행하였다. 이외에 카메라 장비 탑재를 위하여 Payload 200 lbs와 주익 익형의 두께 비 0.22, 디스크 하중 13.3 lbs/ft<sup>2</sup>, 깃 끝 속도 720 ft/sec, 디스크 추력 대 중량 비 1.13을 가정하였다. 블레이드 하중 계수( $C_T/\sigma$ )는 전진 비행속도 120 knots에서 전진비 0.27에 0.11을 사용하였으며,  $C_T$ 는 추력계수,  $\sigma$ 는 고폭비 이다. 엔진 사이클 해석 조건으로 질량유량 13.9 lbm/sec와 바이패스비 1.0, 압축비 13.6, 터빈 입구온도 2800° R을 초기 입력 값으로 하였다. 이를 바탕으로 한 사이징 결과는 다음과 같다.

고도와 마하수에 따른 엔진 성능 데이터를 이용하여 각 비행 모드에서 로터 추진 및 일반 고정익 제트 추진 시스템의 성능을 예측하여 보았다. 엔진에서 나온 가스는 덕트에 의한 전압력 손실을 가지며, 로터 원심력에 의하여 속도가 증

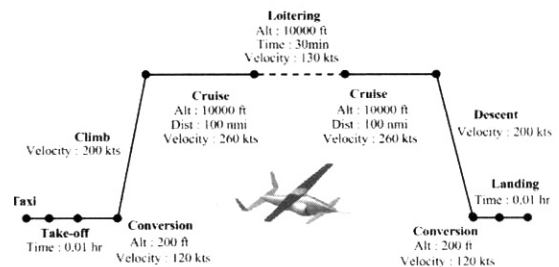


그림 7. 임무형상

가한다. 회전익 모드 전진비행 시에는 귀날개와 수평 꼬리날개가 분담하는 양력을 제외한 추력을 로터가 담당하게 되고 비행체 전진비행에 따른 항력은 후방 노즐을 통하여 필요 추력으로 계산된다. 이와 같이 천이 속도에서는 제트 분출량과 분출 속도 그리고 로터 회전속도가 작게 되고 로터 추력도 초기값의 20%까지 줄어들게 되며, 대부분의 가스가 후방 노즐을 통하여 전진방향 추력에 사용되고 있음을 알 수 있다.

표 2. 추진 시스템 성능 예측

Condition (Same Engine Cycle) (Same Engine Parameter)	Hover	Rotary Wing Fwd. Flight	Fixed Wing Flight Cruise
Flight Mach Number	0.01	0.17	0.4
Flight Altitude (ft)	100	200	9843
Ambient Temp. (°R)	561.5	561.1	526.8
Ambient Pressure (psi)	14.6	14.5	10.1
Total Temp. at Mixer (°R)	1450	1449	1453
Total Pressure at Mixer (psi)	32	33	26
Mach Number at Mixer	0.62	0.61	0.64
Engine Thrust (lbs)	770	663	647
Specific Thrust (lb <sub>f</sub> /lb <sub>m</sub> /sec)	56.3	48.5	47.4
TSFC (1/hr)	1.13	1.06	1.16
Total Pressure at Hub (psi)	27	27.4	-
Fluid Velocity at Hub (ft/s)	957	956	-
Jet Velocity (ft/s)	1134	936	-
Rotor Thrust	1861	412	-
Rotor Torque	1484	37.6	-
Required Mass Flow (lb <sub>m</sub> /sec)	18.33	1.0	-
Required Afterward Thrust (lbs)	-	505	768
Rotor Forward Thrust (lbs)	-	36	-
Engine Scaling Factor	1.34	0.8	1.19

표 2의 결과에 따르면 처음 가정된 엔진의 성능을 높이기 위하여 호버링 조건에 맞도록 엔진의 크기를 증가시킬 필요가 있다. 엔진에서 나온 동력이 로터의 동력으로 이어지기까지 덕트에 따른 에너지 손실로 인한 전체적인 효율은 0.61~0.64의 값으로 Reaction Driven 시스템이 일반적

인 Shaft Driven 시스템의 효율 값 0.8~0.9에 비하여 작은 값을 가지고 있음을 볼 수 있다. 표 3은 각 부분별 중량 비율을 나타내고 있다.

표 3. 중량 예측

중량요소	lbs	%
Rotor System	92	5.6
Engine System	299	18.3
Canard, Tail	134	8.2
Fuselage, Landing Gear	410	25.1
Flight Control System	108	6.6
Fixed Equipment, Useful Load	120	7.4
Fuel Weight	266	16.3
Operational Weight Empty	1429	87.7
Payload Weight	200	12.2
Gross Weight	1629	

주어진 임무에 대한 해석을 수행하여 표 4와 같이 총 262 lbs의 연료량이 예측 되었으며 1629 lbs의 총중량에 표 5와 같은 형상을 도출하였다.

표 4. 임무에 따른 연료 소모량

Mission	Fuel Consumption (lbs)	Weight Fraction	Weight (lbs)
Take-Off	3.3	0.998	1626
Conversion	7.2	0.997	1622
Climb	24.3	0.989	1605
Cruise	113.0	0.944	1516
Loiter	164.6	0.965	1464
Cruise	245.5	0.944	1383
Descent	259.4	0.989	1369
Conversion	263.6	0.997	1365
Landing	265.2	0.999	1364

표 5. 결과 형상

Rotor Diameter	12.5 ft
Solidity	0.132
Blade Area	16.209 ft <sup>2</sup>
Blade Loading	0.11
Canard Area	18.3 ft <sup>2</sup>
Wing Loading	40.2 lb/ft <sup>2</sup>

### 3.2 설계 변수 민감도 해석

구성된 해석 및 사이징 프로그램을 이용하여 회전속도, 디스크 하중, 바이패스 비 등 주요 설계 변수에 대하여 중량에 미치는 각각의 영향성

을 살펴보았다.

일반적으로 헬리콥터 로터의 깃 끝 회전속도는 전진 비행 시 전진 깃의 충격파와 후진 깃의 실속을 방지하는 범위에서 결정하며 상위 한계는 대략 725 ft/sec 정도가 된다[10]. 그러나 CRW 항공기의 경우 비행속도 60 knots 부근부터 로터 회전속도를 줄이는 점과 로터 익형이 일반 헬리콥터에 비해 두꺼운 점을 고려하여 로터 깃 끝 회전속도를 결정하게 된다.

본 연구에서는 가정된 로터 회전 속도에 따라 제트 분출 속도, 로터 토크, 요구동력 등이 변하고 해석 결과 750 ft/sec에서 엔진의 최소 질량 유량이 요구되는 것으로 나타났다.

작은 동력으로 충분한 로터 추력을 내기 위하여 디스크 하중이 매우 작기 때문에 기체가 커지고 기동성이 떨어지게 된다. 그러나 터빈 엔진의 발달과 함께 엔진 중량당 출력이 커져 작은 디스크 면적으로도 충분한 추력을 낼 수 있게 되었다. 이로써 로터 디스크 하중은 계속 증가하여 왔으나 디스크 하중이 과도하게 클 경우 유도속도가 커지게 되어 엔진 동력이 충분히 커야 한다는 설계상 부담과 이착륙 및 자동회전 성능상의 단점으로 인하여 현재 대부분 10 lb/ft<sup>2</sup> 이하의 값을 가지고 있다[10].

본 연구에서 설계 기본 형상으로 삼고 있는 모델은 디스크 하중이 13.3 lb/ft<sup>2</sup>로서 로터 효율이 떨어지는 점을 감안하고 항공기 중량 증가를 제한하고자 할 때 작고 가벼우면서 출력이 큰 고성능의 엔진이 필요하게 된다. 추진시스템 해석 및 사이징을 통하여 디스크 하중이 증가함에 따라 로터의 직경은 감소하고 엔진무게는 증가함을 볼 수 있었고 로터 무게의 감소보다 엔진무게의 증가가 크고 허브 항력의 증가와 전체 중량이 증가하는 단점이 나타났다.

Reaction Driven Rotor 구동을 하기 위한 제트 분출을 위하여 터보 팬 또는 터보 제트 엔진을 사용하게 되며 로터로 가스를 이송하는 부분의 온도에 따라 Hot, Warm, Cold Cycle의 세 가지로 구분할 수 있다. 이 때 가스의 온도가 높을수록 에너지는 크고 온도에 따라 동일한 로터 형상에 대하여 분출되는 제트의 속도와 로터 회전속도가 달라진다. 제트 분출 속도에 대한 로터 회전 속도의 비와 전체 추진 시스템의 무게를 고려한 터빈 효율은 일반적으로 엔진 코어 부분과 바이패스된 흐름을 섞어 800° F 정도에서 분출시켰을 때 가장 좋은 것으로 알려져 있다[11]. 따라서 반작용 구동 로터의 최적 효율을 위하여 적정 바이패스 비를 가지는 엔진을 사용한다.

바이패스 비를 증가시키면 연료 소모율이 줄고 동시에 비추력도 감소한다. 따라서 동일한 임무에 대하여 연료량이 줄어들 수 있으나 필요 추력을 만족시키기 위하여 엔진 무게 증가가 요구되어 결과적으로 다른 값들이 고정된 상태에서 바이패스 비가 0.4~0.5 범위의 값에서 항공기 중량이 최소가 되는 것으로 나타났다.

다음은 각 설계 변수의 변화에 따른 총중량과 양항비의 변화를 살펴본 것으로 순항 속도는 주어진 범위 내에서 결과 값에 영향이 적은 것으로 나타났다. 그림 8, 9는 각 설계 변수의 변화에 따른 총중량(목적함수)과 양항비(설계 제약조건)의 변화를 보여주고 있으며, 순항속도는 주어진 범위 내에서 결과 값에 영향이 적게 나타나 설계변수에서 제외되었다. 또한 그림 8에서 바이패스 비의 값의 변화가 불규칙하게 나타났지만 바이패스 비가 증가함에 따라 총중량이 증가하는 경향

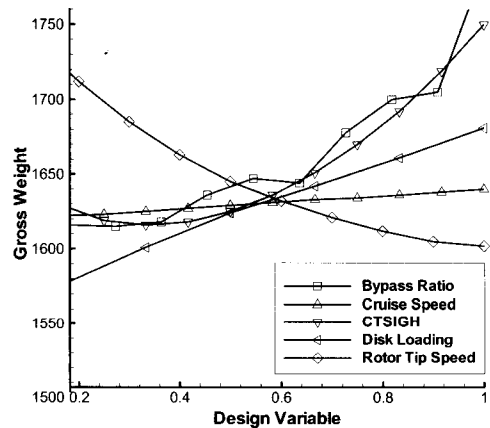


그림 8. 설계 변수 변화에 따른 총 중량 변화

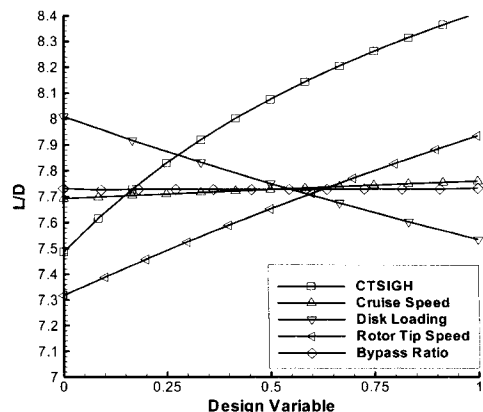


그림 9. 설계 변수 변화에 따른 양항비 변화

성이 올라가기 때문에 좀 더 세부적인 문제점이  
라 볼 수 있으며, 이는 추후 고쳐 나가도록 하겠  
다. 그림 8, 9의 설계변수는 범위의 상한값으로  
무차원화 되었다.

### 3.3 CRW 형상 최적화

구성된 해석 분야로 형상을 정의하고 면적, 길  
이 등을 계산하는 형상해석 모듈과 전진 비행 시  
기체의 양력/항력을 계산하는 공력해석 모듈, 로  
터 및 후방 노즐을 추력을 계산하는 추진해석 모  
듈, 기체 구성부의 개별 중량 및 항공기 공허 중  
량을 예측하는 중량 모듈 그리고 임무해석 모듈  
이 있으며 최적화 모듈과 연결된 데이터 흐름은  
그림 10과 같다.

초기 설계 단계에서 개략적 형상 정보와 항공  
기 전체 크기를 결정할 때 성능 요구조건을 만족  
시키면서 최소 중량을 갖는 설계 변수 선택을 위  
하여 다음과 같이 문제를 구성하였다. 즉 중량  
관점에서 Payload 요구를 만족시키는 최소 총  
중량과 성능 면에서 일정 수준 이상의 양항비,  
순항속도, 추력 대 중량 비를 갖는 항공기 설계  
변수를 찾게 된다. 정찰용 소형 무인기에서 요구  
되는 Payload는 영상 촬영 및 송수신 장비로  
200 lbs 정도로 하며 순항 속도 270 knots 이상  
이륙 시 추력 대 중량비 1.13 이상의 고성능을  
가정하였다.

Minimize:

$$F(X) = \text{Take-Off Gross Weight}(lbs), GW$$

Subject to:

$$G(X) = \text{Lift over Drag Ratio, } (L/D)_{Cruise} \geq 7.7$$

Design Variables:

$$X_i : i=1, \dots, 6 \text{ (6개)}$$

- $X_1 = \text{Disk Loading } (lb/ft^2), W/A$
- $X_2 = \text{Rotor Tip Speed } (ft/sec), V_{TIP}$
- $X_3 = \text{Bypass Ratio, } BPR$
- $X_4 = \text{Blade Loading, } C_T/\sigma$

- $10. \leq W/A \leq 16.$
- $600. \leq V_{TIP} \leq 800.$
- $0.35 \leq BPR \leq 1.5$
- $0.06 \leq C_T/\sigma \leq 0.2$

Cruise Speed (kts),  $V_{Cruise} = 270.$

Payload (lbs),  $W_{Payload} = 200.$

Thrust over Weight Ratio,  $(T/W)_{Hovering} = 1.13$

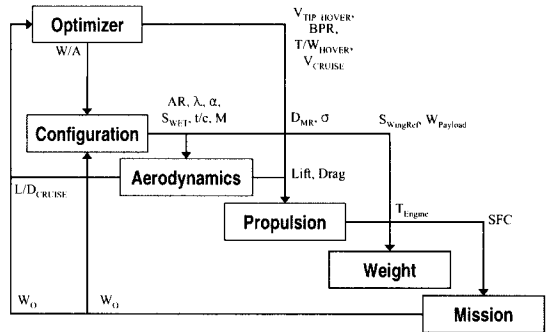


그림 10. 해석 모듈 간 데이터 흐름도

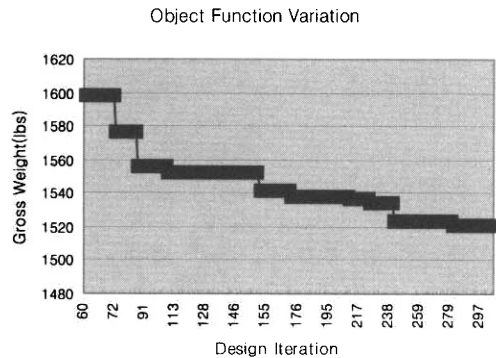


그림 11. GA 최적화 (목적함수 수렴)

로터 디스크 하중과 깃 끝 회전속도는 회전기  
설계에서 먼저 고려되어야 할 설계 변수로 기  
존의 헬리콥터 들이 총중량에 따라 그 값에 많은  
차이를 보이고 있으며[12], 바이패스 비는 로터  
효율의 최적 조건이 엔진 설계 인자와 직접적인  
관련이 있기에 중요시 고려되는 설계변수이다.  
이와 더불어 사이징 시 초기 성능 요구사항으로  
제시되는 순항속도, 유상하중과 이착륙 성능의  
기준으로 로터 추력 대 중량 비를 설계 변수로  
선정하였다.

최적화 알고리즘으로는 주어진 설계 공간 전  
역에 대한 탐색을 수행하는 유전자 알고리즘에  
일반적인 상용 프로그램으로 Genocop III[13]를  
사용하였으며, 이를 SQP 알고리즘[14]의 구배법  
결과와 비교 하였다. 이는 유전자로 표현되는 설  
계 변수 값을 변화시켜 가면서 개선된 목적함수  
를 찾아 나가는 방법으로 구배법에 비하여 초기  
값에 의존하지 않고 설계 공간의 비선형성에 대  
한 영향이 적으며 전역적 최적화를 도출할 확률  
이 높은 특징이 있다[15].

표 6의 최적화 결과를 보면 구배 정보를 이용  
한 경우와 유전자 알고리즘을 사용하여 최적화를



수행한 경우를 비교하여 보면 총 중량은 차이가 적었으며, 바이패스 비는 구배 정보를 이용한 경우가 더 좋았고 디스크 하중과 깃 끝 속도는 유전자 알고리즘을 사용한 경우의 값이 크게 나왔다. 그러나 구배 정보를 이용한 경우엔 초기값을 달리 하여 최적화를 수행할 때마다 값의 차이를 보였다. 따라서 유전자 알고리즘을 통하여 신뢰성 있는 최적화 결과를 얻을 수 있었다.

표 6. 최적화 결과

Variables	GBM(SQP)	GA
$W/A$ ( $lbs/ft^2$ )	7.66	10.22
$V_{TIP}$ ( $ft/sec$ )	747.	788.3
$BPR$	1.39	0.82
$C_T/\sigma$	0.12	0.12
$TOGW$ ( $lbs$ )	1536.	1521.
$L/D$	8.48	8.14
Function Call	22	63000

날개 하중의 증가는 디스크 면적의 감소를 의미하며 분출 질량유량의 필요량을 증가시켜 결국 엔진 무게 증가에 크게 기여하기 때문에 결과적으로 설계 변수가 작아지는 방향으로 진행 하였고 로터 회전 속도는 제트 분출 속도를 빠르게 하여 요구 동력의 증가보다 필요 질량유량이 작아지는 부분까지 변화한 값을 얻었다. 그러나 결과 값 788  $ft/sec$ 의 값은 실제 운용 가능 여부에 대해 검토가 필요하며 동일한 추력에 대하여 제트 질량유량을 적게 하면서 로터 회전 속도를 빠르게 하는 고 효율 로터 추진 시스템 설계의 필요성을 재차 확인하였다. 제트 분출 속도에 영향을 미치는 바이패스 비는 다른 설계 변수의 변화에 따라 민감하게 변화하고 본 문제에 대해 0.8 정도에서 전체 중량을 최소화 시키는 것으로 나타났다.

#### IV. 결 론

본 연구를 통하여 Reaction Driven 로터와 회전익/고정익 가변 비행 모드 방식의 항공기 sizing 개념을 정립하였다. 기존의 헬리콥터 sizing 코드에 본 방법에 필요한 해석 모듈들을 추가하여 전체 프로그램을 구성하였고 2000  $lbs$  이하 소형 항공기에 대해 sizing을 수행하여 세 가지 비행 모드를 만족시키는 형상을 도출하였다. 성능조건을 만족시키며 중량을 최소화 시키는 설계 변수 조합을 탐색하여 CRW 형상 항공기의 최적

설계를 수행하였다. 향후 정확성이 높은 해석 모듈로의 업그레이드 또는 실험 데이터를 이용한 코드 튜닝 작업을 통해 프로그램 신뢰성을 높일 수 있을 것이다.

#### 후 기

이 논문은 2003년 건국대학교 학술진흥연구비 지원에 의한 논문이며 연구비 지원에 감사드립니다.

#### 참고문헌

- 1) Clark A. Mitchell and Barbara J. Vogel, "The Canard Rotor Wing (CRW) Aircraft - A New Way To Fly", AIAA Symposium, 2003.
- 2) www.newscientist.com "Helicopter-Plane Hybrid Ready For Take-Off", May 2002.
- 3) Ramon Lopez, "X-50 Dragonfly Poised For Takeoff", *Aerospace America*, Apr. 2002.
- 4) Jimmy C. M. Tai, "A Multidisciplinary Design Approach To Size Stopped Rotor/Wing Configuration Using Reaction Drive And Circulation Control", Doctoral Thesis, Georgia Institute of Technology, 1998.
- 5) William A. Crossley and John W. Rutherford, "Sizing Methodology for Reaction-Driven, Stopped-Rotor Vertical Takeoff and Landing Concepts", AIAA Paper 93-4856, International Powered Lift Conference, 1995.
- 6) 김종환, "다중 비행 모드를 갖는 Canard Rotor/Wing 항공기 최적 설계에 관한 연구", 공학 석사학위 논문, 건국대학교 항공우주공학과 2004.
- 7) Rosenstein K. A. Stanzone and J. S. Wisniewski, "User's Manual For HESCOMP", *The Helicopter Sizing And Performance Computer Program*, Boeing Vertol Company, 1979.
- 8) Jack D. Mattingly, William H. Heiser and David T. Pratt, "Aircraft Engine Design", AIAA Education Series, 2002.
- 9) Alan W. Schwartz, Kenneth R. Reader and Ernest O. Rogers, "An Unmanned Air Vehicle Concept With Tipjet Drive", 1990.
- 10) Donald M. Layton, *Helicopter Conceptual Design*, AIAA Professional Studies Series Correspondence Course, Sep. 1991 ~ Mar. 1992.

11) Head, R.E., "Warm Cycle Propulsion for the 1990's Heavy Lift Helicopters", Rotary Wing Propulsion System Specialist Meeting of the AHS, Williamsburg, Virginia, Nov. 1982.

12) 김준호, "비용, 중량 및 성능 분석을 통한 헬리콥터 최적설계에 관한 연구", 공학 석사 학위 논문, 인하대학교 항공공학과 1998.

13) Michalewicz, Z., "Genetic Algorithms + Data Structures = Evolution Programs", Springer-Verlag, 1996.

14) "DOT Users Manual", Vanderplaats Research & Development Inc., 1995.

15) 전권수, 이재우, "효율적 제품설계를 위한 다분야 통합 최적설계기법 고찰", 한국항공우주학회지, 제 29권 제 5호, 2001년 8월.