

저투입 소필지 정밀살포용 무인헬리콥터의 기체개발 - 기체요소의 개념설계 및 시작기 -

구영모 석태수 신시균 이채식 강태경

Mechanical Development of an Unmanned Helicopter for Precise Small-scaled ULV Aerial Application - Conceptual Design and Prototype -

Y. M. Koo T. S. Seok S. K. Shin C. S. Lee T. G. Kang

Abstract

Present chemical application method using a power sprayer has been labor intensive, costly and ineffective. Therefore, a small agricultural unmanned helicopter was suggested to replace the conventional spray system. In this study, conceptual design for developing the helicopter and a consequential prototype were reported. The overall conceptual design was initiated by deciding the type of agricultural helicopter, as the single rotor helicopter with a tail system. As the first step of the designing, an air-cooled, 2-stroke engine was selected and a prototype transmission was designed by determining the rotating speed of main rotor shaft. A 'pusher' type tail rotor system was adapted to balance the reaction torque and reduce the power use. The tail boom length was designed to avoid the rotating trajectory of the main rotor. The RF console consisted of the engine control, attitude control, and emergency control modules. Assembling the prototype concluded the mechanical development of the agricultural helicopter.

Keywords : Aerial application, Unmanned helicopter, Single rotor helicopter, Tail rotor system, Radio frequency control

1. 서론

지난 3~40년간 농작업의 기계화와 자동화가 추진되어서 노동 강도와 노동 투하시간이 줄어들고 있으나 방제작업의 경우 아직도 상당 부분에서 인력에 의존하고 있다. 노지채소 및 과수의 경우 방제작업에 각각 10a(0.1 ha = 1,000 m²) 당 5~9 및 10~18시간의 많은 노동력 투하를 필요로 하고 있다(농촌진흥청, 2004). 수도작의 방제작업은 병해충 방제작업의 시기가 무더운 여름철이며 호스를 끌면서 작업자가 직접 눈에 들어가 작업을 하기 때문에 농약에 직접 노출되기 쉬운 매우

힘들고 기피하는 생산과정이다.

병해충 방제작업의 생력화를 위한 연구개발이 끊임없이 추진되어 왔으나 아직까지 노동강도를 개선할 만한 기술이 보급되지 않고 있는 실정이다(박광호, 2004). 농업생산의 애로 사항인 방제시 과도하게 투하되는 노동력과 노동강도를 줄이기 위해 무인항공 농업기술이 방제작업, 파종 등에 제시되고 있다. 무인 헬리콥터가 병충해 발생에 대한 적기 방제, 지역 농업실정에 맞는 소규모 정밀 방제, 유인 항공기에 비해 적은 소음 및 비산 등의 장점이 다른 방제 방법에 비하여 우수한 것으로 평가되고 있다. 소규모 지역에서도 효율적으로 작업

This study was conducted by the research fund supported by a fund of Agricultural R&D Promotion Center (ARPC). This article was submitted for publication on 2007-12-18, reviewed on 2008-01-10, and approved for publication by editorial board of KSAM on 2008-03-28. The authors are Y. M. Koo, KSAM member, Professor, T. S. Seok, KSAM member, Assistant, S. K. Shin, Intern Researcher, Dept. of Bio-industrial Machinery Engineering, Kyungpook National University, Daegu, Korea, C. S. Lee, KSAM member, and T. G. Kang, KSAM member, National Institute of Agricultural Engineering, Suwon, Korea. Corresponding author: Y.M.Koo, Professor, Dept. of Bio-industrial Machinery Engineering, Kyungpook National University, Deagu, 701-702, Korea; Fax: +82-53-950-6780; E-mail: <ymkoo@knu.ac.kr>.

이 가능하며 작업자의 안전을 도모할 수 있어 일본의 경우 무인 헬리콥터에 의한 방제 면적이 계속적으로 증가하는 추세이고 우리나라도 조금씩 늘어나는 경향을 보이고 있다(Koo 등, 2006a).

소형 무인헬리콥터를 이용한 항공방제는 기술적으로 1/4 ha (50 m × 50 m) 정도의 최소면적에 적용이 가능하며, 경제적인 관점에서는 6~10 ha/batch 정도가 비용분기점으로 판단된다. 본 항공방제기술의 최대포장능률은 50~80 ha/day 정도이며 수도작에 주로 적용하고 있으나 전작 및 과수에도 적용을 확대해가고 있다. 민수분야에 무인항공기가 가장 확산된 사례는 일본에서 무인 헬리콥터를 농업용으로 활용하고 있는 것을 들 수 있고, 대표적인 것이 야마하의 Rmax로서 언론, 영화 및 공중감시까지 적용범위를 넓혀가고 있다(Koo 등, 2006b).

Seok 등(2006)은 농용헬리콥터의 핵심요소인 동력부의 엔진을 선별하고 성능을 평가함과 동시에 헬리콥터 설계목표에 적절한 트랜스미션의 제원을 설계하고 제작하였다. 연구에서 최적 출력 조정시 약 6,000 rpm에서 최대 가용출력을 얻을 수 있을 것으로 분석되었고, 이에 대응한 적절한 감속비로 메인 로터 구동용 트랜스미션을 설계 제작하였다. Koo 등(2006a)은 메인 블레이드의 유상하중에 대한 성능을 시험하기 위하여 로터 헤드부를 제작하고 양력을 측정하였다.

현재 방제작업의 노동집약적, 비효율적, 작업 기피성 등을 고려할 때 방제작업에 대한 노동강도가 큰 수도작 및 전작을 중심으로 무인 항공방제 기술의 도입이 필요하였다. 따라서 본 연구에서는 농용 소형무인 헬리콥터를 개발하는 데 필요한 기체요소의 총괄적 개념설계를 제시하고 시작기를 구성하려 하였으며, 기체요소별 구체적 성능의 평가 및 연구는 후속 논문에 기술하기로 하였다.

2. 재료 및 방법

헬리콥터 시스템은 그림 1에 보인 것 같은 역할에 따라 동력부, 로터부, 테일·기대부 및 조종부로 나누어 구성되고 각 모듈은 상호 유기적인 관계를 유지하며 연동된다. 동력부는 최대 마력 혹은 토크가 발생하는 회전수에서 상용할 수 있도록 유지되어야 하며 적절한 기어비를 사용하여 메인로터축의 최적 회전수를 제공한다. 메인로터축의 회전수는 블레이드의 유체역학적인 행태와 관계하여 적절한 피치 각의 범위에서 失速(stall)없이 필요한 양력을 발휘해야 한다. 또한 로터부는 조종부의 신호에 따라 비행에 필요한 조향 및 자세유지를 제공하며 반토크를 상쇄하기 위하여 테일로터의 추력을 발생시킴과 동시에 비행방향을 조종하는 yaw각의 제어를 제공한다. 따라서 적절한 추력의 범위는 테일로터의 형상, 회전속도 그리고 피치각의 조절에 의해서 구현된다. 로터부와

테일부의 작동은 서보모터에 의해 행해지며 자이로 및 감시 센서들에 의해서 조종부가 자세제어를 위하여 판단한다. 제어부는 상태감시를 통하여서 비상제어 과정으로 돌입할 수 있다. 상기한 네 가지 모듈은 서로 최적의 범위에 있도록 상호 연동되며 제어되도록 설계되어야 한다.

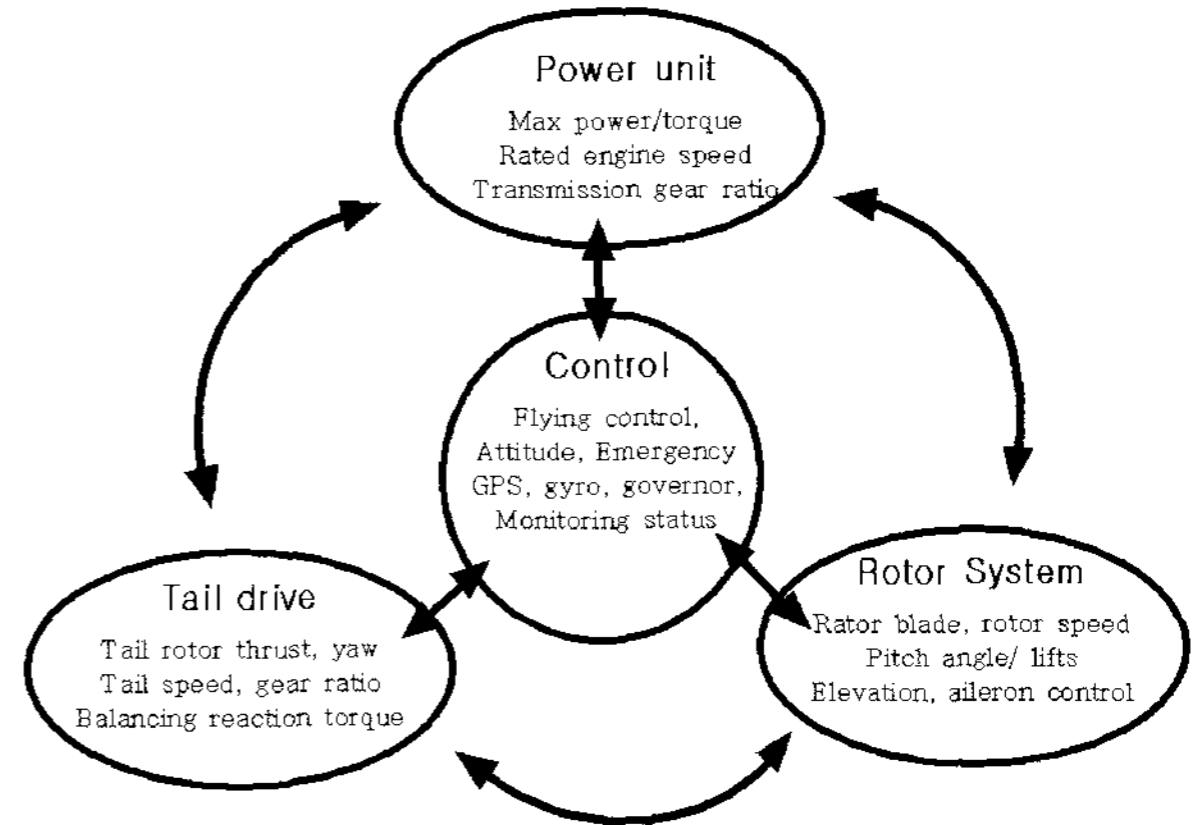


Fig. 1 Modules in the agricultural helicopter system and their related functions, power unit, rotor system, tail & fuselage and RF control.

가. 설계목표

농용 헬리콥터의 유효포장능률이 50~80 ha/day 임을 고려할 때, 750 ha/yr의 손익 분기점을 넘어 방제가능기간(약30~40일)중 약 2,000 ha의 작업면적이 가능하다 (Koo 등, 2006a). 헬리콥터의 운용이익은 작업인원과 농로를 따라 이동하는 기동성에 의하여 큰 영향을 받으며 최소의 작업자(2명)가 소형 승합차(i.e., 타우너, 봉고, 카니발 등)를 이용하여 살포작업을 운용할 때 최대의 편의성과 최대이익을 얻을 수 있다. 따라서 헬리콥터의 운반자중은 60~70 kgf(589-687 N)을 넘지 않으며, 유상하중 20-30 kgf(196-294 N)을 포함하면 총중량 100 kgf(981 N) 이내에서, 운반 부피(길이×폭×높이)는 3000×1000×1000(mm) 이내에서 구현해야 한다. 따라서 본 연구의 설계목표는 유상하중 20 kgf(196 N)이상, 총중량 100 kgf(981 N)이내, 길이 3,000 mm의 정도의 테일 로터형 무인 헬리콥터를 개념 설계하고 제작하는데 있다.

나. 설계지침

본 연구가 개발할 농용 무인 헬리콥터는 고가(高價) 고기능의 항공기를 지양하고 최소의 필요기능을 갖는 실용가(實用價) 헬리콥터로서 개발하여 농약사용의 절감과 작업자의 노동 강도를 현저히 줄이려는 목표를 갖고 있으며, 개인 또는 영농법인이 구매하여 상업적으로 이익을 얻으며 운용이 가능하도록 해야 한다. 또한 항공법 시행규칙 제14조 6항(초경량비행장치)의 범위 : 2006년 8월 18일 개정)에 의하면 “동력 무인비행

장치”는 사람이 탑승하지 아니하는 것으로서 연료의 무게를 제외한 자체무게 150 kg 미만(일본의 경우는 100 kg)인 무인 비행기 또는 무인회전의 비행장치로 규정하고 있으므로 총중량을 규정 이하로 유지하여 항공법에 저촉되지 않도록 한다.

다. 개념설계 및 시작기 제작

농용 무인 헬리콥터의 개념설계의 수순은 다음과 같았다. 동력부의 경량 고출력엔진의 선정으로부터 설계가 시작되며, 테일 시스템의 형식을 결정하고 메인로터의 직경과 선속도의 범위를 예상하여 메인로터축의 회전수를 설계함으로써 트랜스미션의 기어비와 동력전달 기어열을 설계하였다. 동력부에는 헤드 냉각법, 클러치형식, 발전장치 등을 고려하였으며, 로터헤드부에는 스와시 플레이트를 구성하였다. 로터단면의 에어포일을 창성 제작하여 적용하며 헤드 그룹에 장착하도록 설계하였다. 테일부는 메인로터의 궤적을 피하여 붐을 설계하였고 반토오크를 상쇄하는 테일로터의 추력을 발생하도록 구성하고 용량에 맞는 서보를 구성하였다. 제어부는 상용 서보 및 센서를 선정하여 구성함으로써 70 MHz(미지정) 대역에서 테일부와 로터부의 조종을 제어하였다. 구성된 시작기는 시험비행을 통하여서 구현하였으며 제원과 전경을 보고하였다. 시작기의 구체적인 성능과 연구결과는 각 모듈로 구분하여 후속 논문에 상세히 보고 될 것이다.

3. 결과 및 고찰

가. 헬리콥터 형식의 선정과 구조

헬리콥터의 기본 형태는 로터의 반작용 토크를 어떻게 상쇄시키는가에 따라 다양한 형식이 가능하고, 설계초기 구동장치의 복잡성, 활용성, 안정성 및 공기역학적 효율 등을 고려하여 결정할 수 있다. 헬리콥터가 실용화 및 검증되어 현재까지 사용되는 형식은 단일 로터, 동축 로터, 양축 로터 및 앞뒤 로터 등 네 가지 정도로 요약된다(조, 2004).

현재 헬리콥터 중에서 가장 일반적인 형태는 한 조의 메인로터와 테일로터로 구성되어 있는 단일 로터(single rotor) 헬리콥터이다. 이 헬리콥터는 로터가 하나이기 때문에 조종이나 동력전달이 비교적 간단하다는 장점이 있는 반면, 양력의 발생에 전혀 기여하지 못하는 테일로터는 제자리비행에서 전체동력의 5~10%를 소모하는 결점이 있다. 그러나 다른 형태에 비해 구조가 간단하기 때문에 중량에서의 이득이 동력의 손실을 상쇄한다.

결론적으로 헬리콥터의 자중대비 동력의 효율성과 설계의 간단성을 고려하여 본 연구에서는 블레이드의 받음각(collective pitch)과 로터 축에 대한 경사각(cyclic pitch)을 조정할 수 있

는 한 조의 블레이드로 이루어진 메인로터와 테일로터로 구성된 단일 회전날개 헬리콥터를 연구와 개발의 대상으로 선정하였다.

나. 원동기의 선정과 트랜스미션 설계

헬리콥터가 비행할 때 소비하는 동력은 유도동력(induced power), 형상동력(profile power) 및 유해동력(parasite power) 등으로 구성된다. 유도동력은 로터의 추력을 얻는데 필요한 동력으로 제자리 비행할 때 메인로터의 60~85%정도를 차지한다. 헬리콥터의 속도가 증가하면서 유도동력은 줄어든다. 로터 회전면에서 일어나는 유동의 모멘텀 이론에 의하여 헬리콥터의 전진속도가 빨라지면 원통형 관을 따라 흐르는 공기유량이 점점 많아 저서 일정 추력을 유지하기 위해 로터가 해야 하는 일의 양이 적어진다. 이러한 이유로 최적속도에서의 유도동력은 제자리 비행할 때 보다 오히려 감소한다(박, 1992). 농용 헬리콥터는 서행하므로(15~25 km/h, 약 10 knot) 따라서 제자리 비행의 특성을 갖게 된다. 따라서 유도동력을 감소시킬 수 있는 설계가 중요하다.

1) 적정 원동기의 선발

항공기 엔진은 그 용도와 임무에 따라 다르나 일반적으로 경량 고출력 특성을 가져야 한다. 엔진의 선발 과정은 종합적인 설계 및 실험을 거쳐야 가능하지만, 본 연구에서는 벤치마킹의 대상이 있어서 동급의 엔진을 선택하여 수급할 수 있었다. 현재 일본에서 운용되고 있는 농용 무인헬리콥터 Rmax (Yamaha motors Co., Ltd. Shizuoka, Japan)는 가솔린과 윤활유의 혼합 연료를 사용하여 21 PS의 출력을 낼 수 있는 246 cc, 2-stroke 수냉식 대향엔진을 탑재하고 있어 엔진의 선발과 트랜스미션의 설계의 기준으로 삼았다.

농용 소형 헬리콥터 개발 연구의 목적에 부합한 엔진은 공냉식 2-stroke 원동기로서 실제 수급이 가능한 엔진이며, 두 실린더의 총 배기량이 240 cc로서 최대 20 PS의 출력을 발휘할 수 있고 자중이 8.0 kgf(78 N)으로 비교적 가볍다. 그림 2에 보인 선발된 엔진의 하단부에는 시동모터가 장착되었으

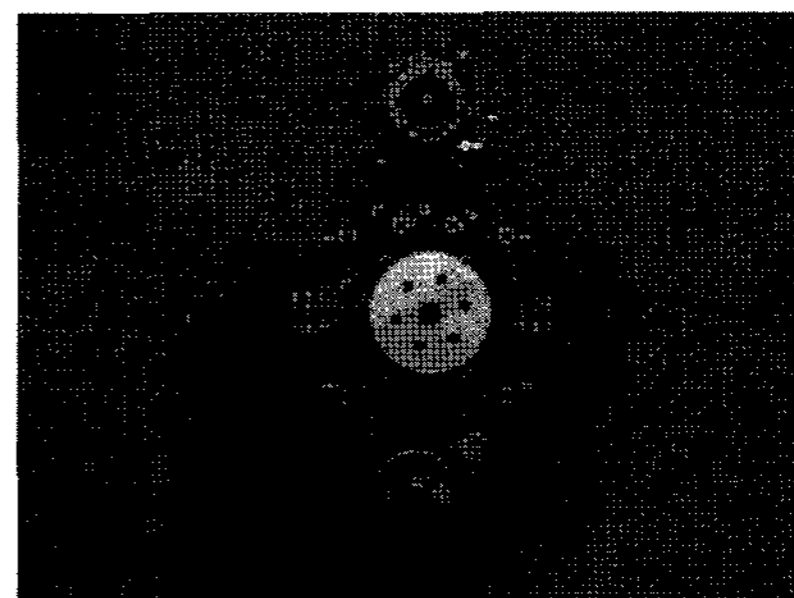


Fig. 2 A selected engine for the unmanned agricultural helicopter.

며, 실린더가 대향형식으로 엔진 자체의 진동을 상쇄하는 효과를 갖고 있어 항공용으로 적합하였다.

2) 트랜스미션의 설계

동력부는 엔진, 클러치, 발전기, 부가장치(배기, 냉각, 점화)와 트랜스미션 등으로 구성되며, 트랜스미션의 개념설계는 메인로터축의 회전속도를 결정함으로써 시작된다. 메인로터의 끝단에서의 속도가 실속이나 와류진동을 일으키는 정도의 선속도가 되지 않도록 제한하며 양력을 효율적으로 생성할 수 있는 속도에 의하여 결정된다. 메인로터 끝단의 선속도의 범위는 블레이드의 효과적인 양력 발생과 소음에 대한 제한으로 결정되며, 또한 압축성 유체의 과도한 항력을 고려하여 0.4~0.45 마하의 범위에서 유지해야하므로 메인로터의 적절한 회전속도의 범위가 계산되었다.

설계목표에 따라 트랜스미션과 동력부의 장치들을 설계하였고 그 결과를 아래 도면에 보였다(Fig. 3). 그림은 선발된 엔진과 제작된 트랜스미션까지의 동력전달 계통을 나타내는 조립도로써 엔진부, 클러치, 시동기어, 발전기, 메인로터축, 테일동력 전달부, 테일부 플렌지등을 포함하고 있다. 동력부 장치의 크기는 약 (L×W×H)620×200×270 mm였으며, 메인로터 축의 길이는 총 400 mm으로 프레임은 바닥으로부터 500 mm 높이에 이른다.

엔진의 동력은 감속 2단 기어열을 통하여 메인 로터 축으로 전달하며, 테일부의 구동을 위하여 증속 2단 기어열을 트랜스미션 케이스에 일체시켜 설계하였다. 엔진의 최적 회전속도에서 최대마력이 발휘될 것으로 예상되므로 트랜스미션을 거친 후의 메인로터 축에서 감당할 토크의 크기는 18,000 N·cm 정도로 설계되었다. 클러치는 원심식을 채택하여 오토로테이션 기능과 안전한 시동이 가능하도록 하였으며 적절한 회전속도에서 동력의 단속(斷續)이 가능하도록 하였다. 발전기를 설치하여 70~120 W의 발전이 가능하도록 하였다.

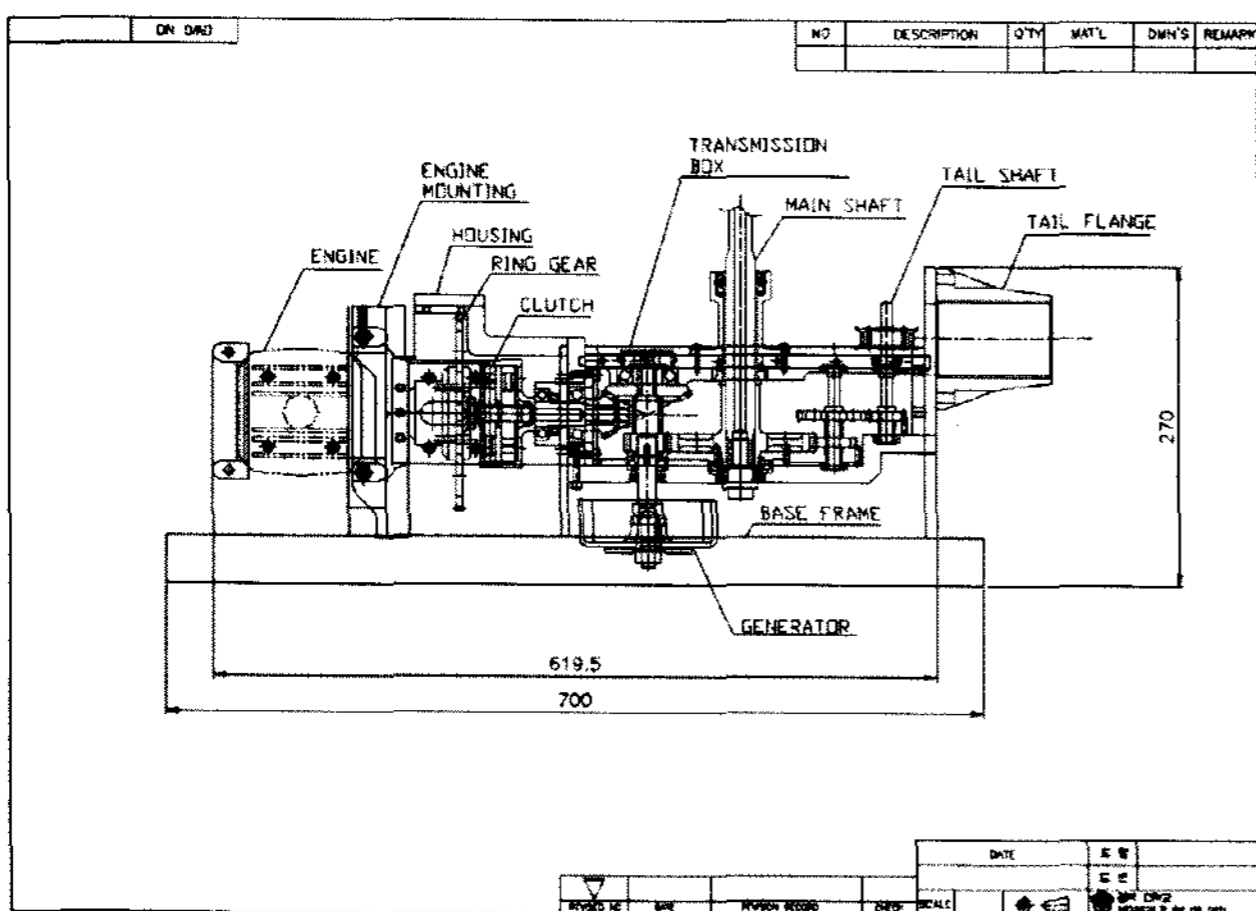


Fig. 3 Assembly drawing of the designed power unit with a transmission.

다. 로터의 선정과 로터부 설계

1) 로터의 운동과 역학

2개의 블레이드를 갖는 로터 시스템은 기구학적 이유로 기계적 플래핑 힌지가 없다. 이러한 로터에서는 블레이드 뿌리와 허브에서 충분한 구조강도를 가져 응력이 안전한 수준 이내로 유지될 수 있도록 설계되어야 한다. 기계적인 힌지의 구조를 대신하여 블레이드를 유연한 재료를 사용한 힌지 없는 로터로 선정하였다. 이렇게 유연한 힌지 없는 로터는 힌지를 가진 로터와 비슷한 정도로 플래핑 하므로 유연한 힌지가 있는 것처럼 취급될 수 있다. 이러한 로터는 강성로터(rigid rotor)로 분류 되지만 실제적인 플래핑 특성에 견주어 볼 때 강성이 힌지의 역할을 한다. 본 연구의 블레이드 형태는 유연한 강성로터 시스템으로 설계하였다(김, 2000).

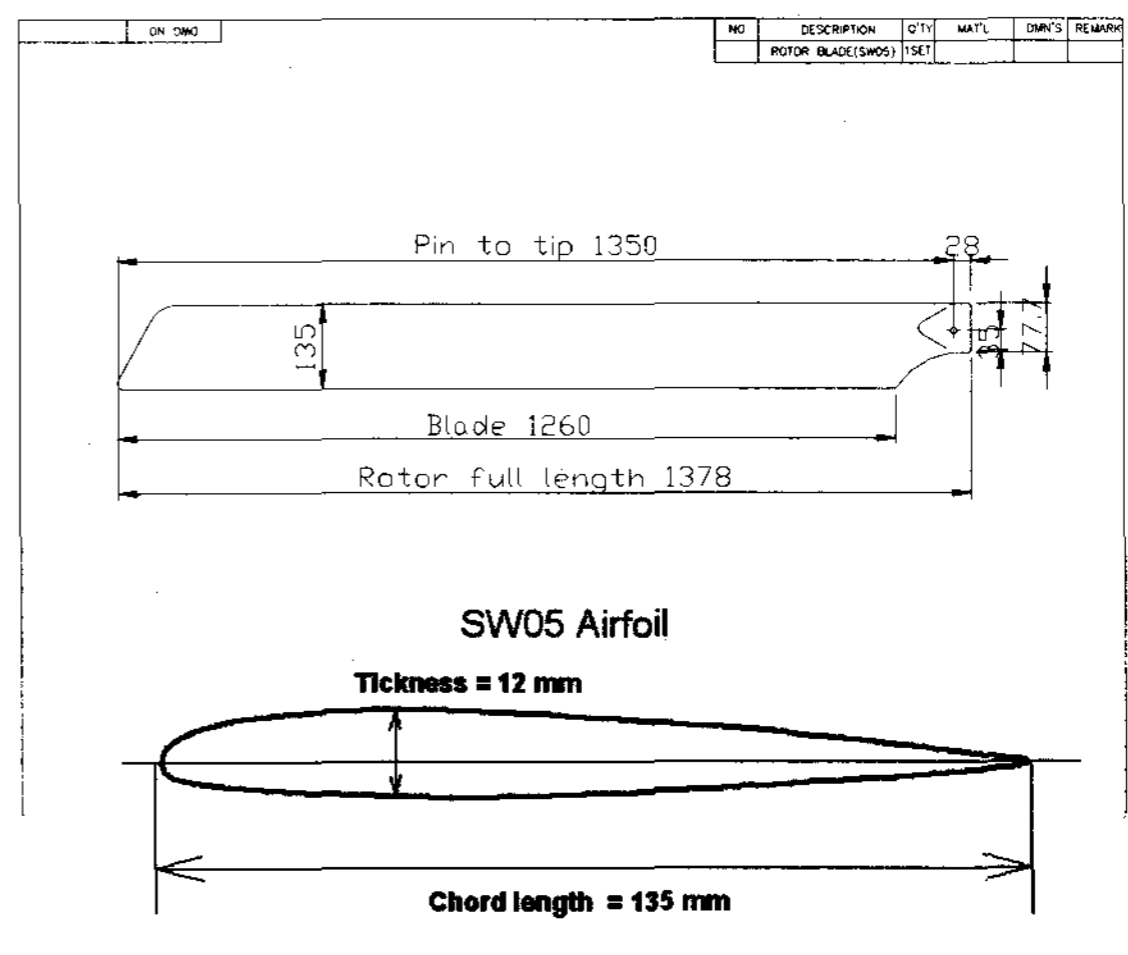


Fig. 4 Drawing of the main rotor and the feature of airfoil (SW05).

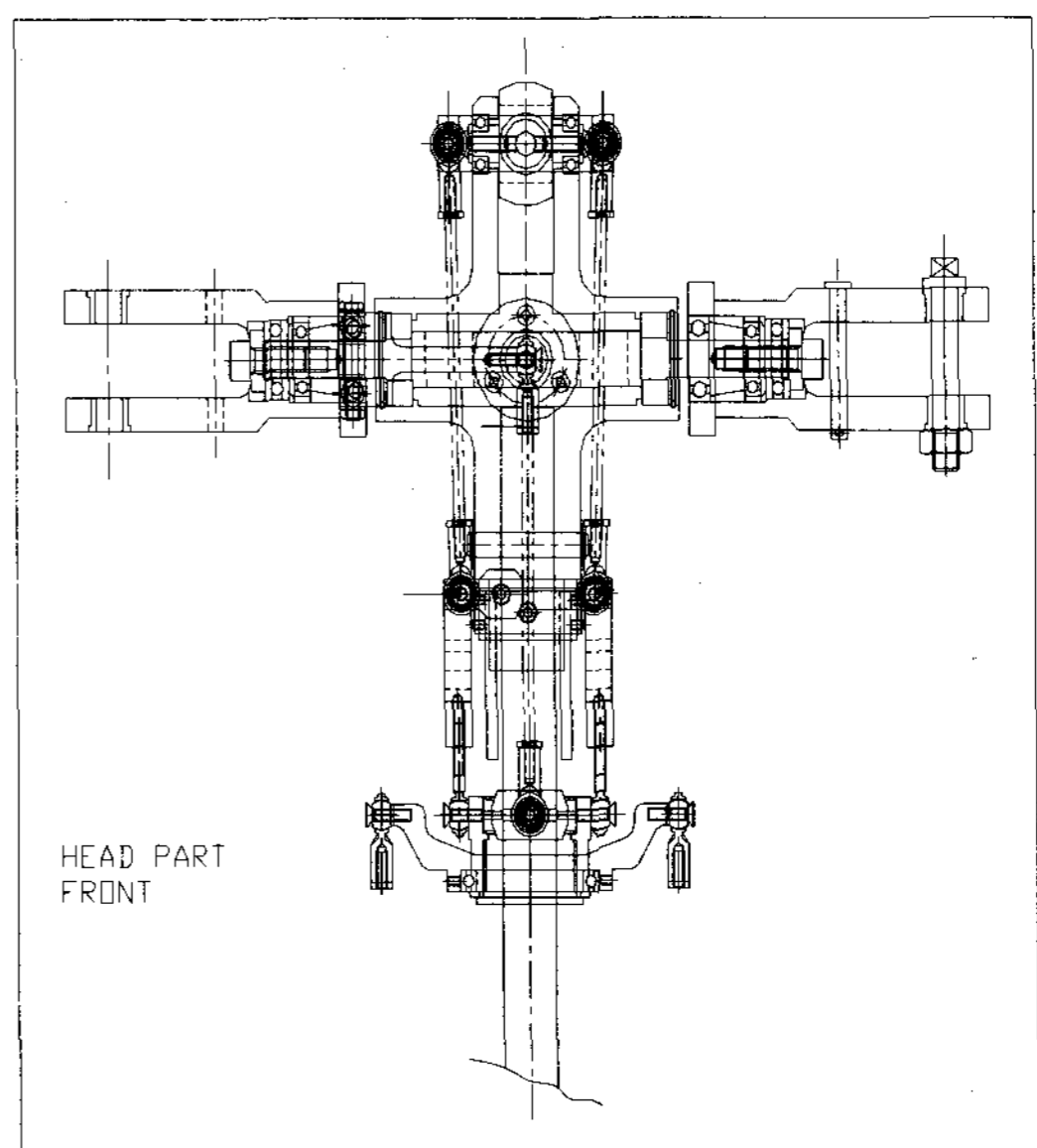


Fig. 5 Rotor head design of the rotor grip and swash plate.

2) 로터 블레이드 및 헤드의 설계

최적의 로터란 구동토크에 대한 로터 양력이 크고 넓은 비행 선속도영역에서 높은 효율이 유지되는 형태이다. 이 특성에 기여하는 요인으로는 로터단면의 에어포일 형상, 비틀림 및 전체 회전면의 면적에 대해 블레이드가 차지하는 면적비인 고풍비 등이다(박, 1992).

그림 4는 메인로터의 제작도로서 블레이드의 총길이는 1,378 mm로 하였으며, 로터 끝단으로부터 그립 방향으로 비틀림 각을 주어서 각도를 증가시켰다. 이는 선속도가 상대적으로 느린 회전중심 영역에서 양력의 성능을 높이려는 의도였다. 블레이드 단면인 에어포일(airfoil: SW05)의 앞단과 끝단을 잇는 시위길이 (chord length)는 135 mm이며 두께는 12 mm였다.

헬리콥터의 로터 헤드부는 로터 블레이드를 고정하는 장치로서 로터의 회전과 함께 피치의 각도를 변화시켜 양력을 조절하는 핵심 부분이다. 그림 5에서는 헤드부의 조립도와 블레이드가 장착되는 헤드 상단에 스테빌라이저가 설치된 모습을 나타내고 있다. 헤드부 하단의 스와시(swash)를 통하여 블레이드의 받음각을 조정하기 위한 기구를 여러 개의 로드 엔드를 링크로 연결하여 구성하였다. 블레이드의 회전에 의해 발생된 원심력을 극복하는 동시에 피치조정을 위해 로터 그립이 미세한 각도로 조정 되도록 고안 설계되었다.

라. 테일부 및 기대(機臺)의 설계

1) 테일로터 형식의 선정

헬리콥터의 메인로터는 공기의 저항을 이기고 회전하기 때문에 메인로터의 회전과는 반대방향으로 기체가 회전하려는 반작용 토크가 발생한다. 이러한 反토크를 상쇄시키려고 테일로터의 추력을 기체가 돌려고 하는 방향과는 반대로 작용시켜 평형토크를 발생시킨다. 실제로 반 토크는 메인로터의 회전속도나 피치, 비행 시 조건 등에 의해서 항상 변하게 되므로, 조종시스템은 자이로(gyro)의 반응에 따라 움직임 감지하면서 기체의 자세를 제어하게 된다(이, 1996). 따라서 테일부를 포함한 기대부는 조종 시스템과 관련하여 기체의 자세유지의 주된 역할을 한다. 상기한 헬리콥터 형식의 선정 과정에서 본 연구는 단일 로터 헬리콥터를 개발의 대상으로 삼았으므로 구현하기에 편리하고 비교적 동력을 적게 필요로 하는 테일로터 방식을 택하였다.

테일로터 시스템의 형식은 추력의 상대적 방향에 따라서 ‘미는형’(pusher)과 ‘끄는형’(tractor)으로 구분된다. 두 방법의 수직안정판에 대한 테일로터의 상대적 위치에 따라 공기 유동의 상호 간섭은 다르게 나타난다. 즉, 수직 안정판에 공기를 부는 식(tractor)으로 장착되어 있는 경우 테일로터를 지난 공기의 유도 속도는 지나기 전의 공기 속도보다 빠르기 때

문에 항력이 더 크므로, 토크 상쇄를 위한 테일로터의 유효추력이 줄어든다. 테일 로터 직경에 대한 수직안정판까지의 상대거리와 로터의 원반면적에 대한 테일핀의 간섭면적은 저항에 커다란 영향을 주는 변수임을 고려할 때, 미는형(pusher)의 저항은 비교적 작게 된다(박, 1992). 따라서 본 연구에서는 미는 형식의 테일로터 시스템이 선정되었다.

2) 테일로터의 설계

테일로터의 위치와 요구되는 추력의 공기역학적 설계에 대해 yaw moment의 조건들을 정할 때에 다음과 같은 일반적인 특징을 설계에 고려한다(이 등, 2003).

- ① 테일로터의 지름은 메인로터의 1/5~1/6정도가 알맞다.
- ② 테일로터 선단의 선속도는 소음에 원인이 되므로 마하 0.5~0.6 이하로 유지한다.
- ③ 테일로터의 적정한 소비동력은 메인로터에 의한 소비동력의 5~15% 정도로 예상한다.
- ④ 테일로터는 전복 모멘트(roll moment)를 줄이기 위해 메인로터 높이에 가깝게 설치한다.
- ⑤ 메인로터 허브에 의해 발생한 난류에 의한 후류간섭을 최소화해야 한다.
- ⑥ 농용 헬리콥터와 같이 지면 부근에서 저속 또는 제자리 비행을 하는 경우 반사류의 간섭으로 인한 테일 로터의 성능저하에 대비해야 한다.
- ⑦ 테일로터 위쪽의 회전방향을 헬리콥터의 후미 쪽으로 향하도록 한다(Leishman, 2002).

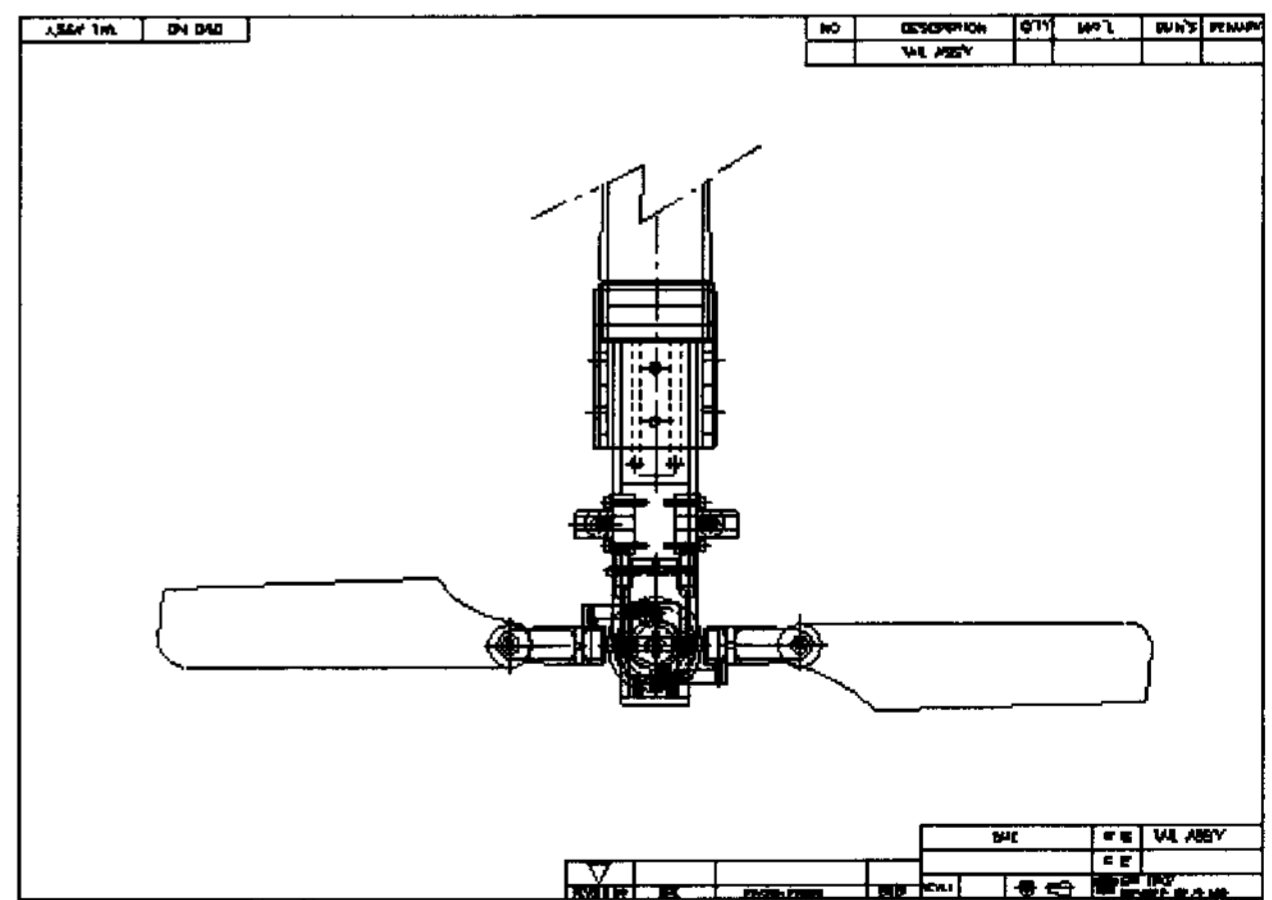


Fig. 6 Tail rotor and belt driving system.

그림 6에 보인 로터 구동부를 길이 200 mm, 폭 40~45 mm의 테이퍼형 테일 로터 블레이드를 이용하여 구성하였으며, 테일로터로의 동력전달은 트랜스미션에서 벨트 구동에 의해

테일 로터의 풀리 축으로 전달하였다. 테일로터의 피치각 조정을 위한 러더서보(rudder servo)는 자이로(gyro)와 연동하여 헬리콥터의 토오크 균형을 유지하는 역할을 한다. 설계 제작된 테일 로터는 직경이 560 mm 로서 ‘미는형’의 설계를 통하여 반토크 상쇄를 위한 유효동력을 줄였으며, 꼬리 날개의 선속도는 마하수 0.5~0.6로서 메인 로터의 선속도를 상회한다.

3) 테일붐과 기대의 구성

테일붐은 동체가 끝나는 부분에서 후미까지를 말하며 테일 로터 구동축을 보호하고 헬리콥터 기대의 종축을 형성한다. 테일붐 끝단의 축에 테일 로터가 장착되고, 수평 및 수직안정판이 설치되어 순항속도에서 비행의 안정성에 기여한다. 테일붐의 길이는 반토크를 상쇄하는 테일로터의 추력의 크기를 결정하며 메인로터의 회전반경 밖에 설치하여 테일로터의 궤적과 간섭을 피하게 한다. 붐의 길이는 벨트구동부의 설계와 연동 되지만 너무 길면 무게 중심이 뒤로 이동하면서 헬리콥터의 이륙안정성과 자중의 증가로 이어진다. 역학적 관계에서 테일붐은 헬리콥터의 roll moment에 의한 비틀림과 추력에 의한 굽힘모멘트를 감당하도록 설계되었다.

헬리콥터의 기대부는 동력부와 테일부를 연결구성하여 역학적 힘과 모멘트의 평형을 이루어 기본기체를 형성한다. 또한 기체부의 힘의 평형은 조정부와 연동이 되어 역학적인 관계에 의해서 자세유지와 운동의 원활한 수행을 가능케 한다. 시작기로서 개발된 헬리콥터는 무게중심이 메인로터 축에 오도록 기체의 장치들을 적절히 배치하였다.

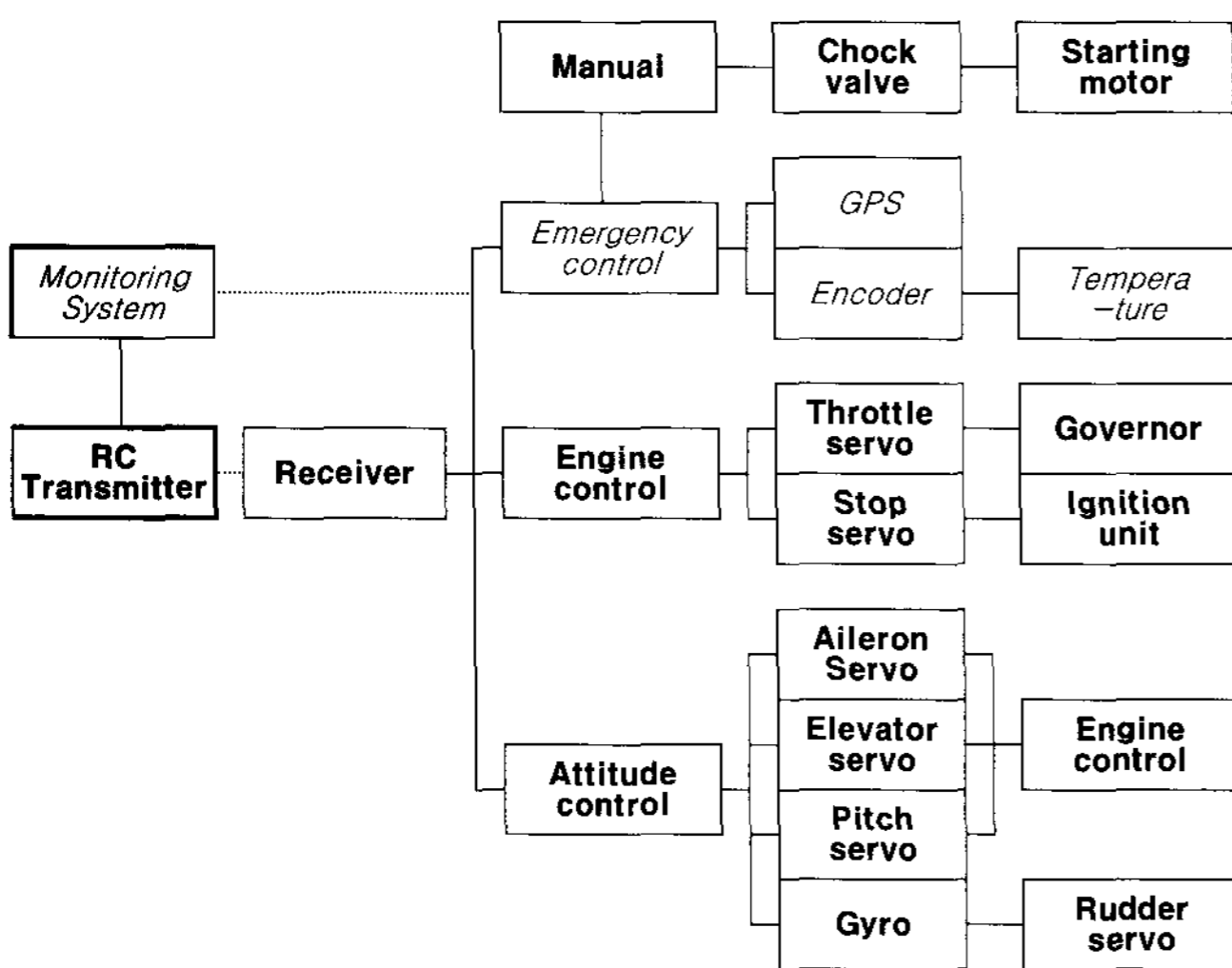


Fig. 7 Schematic of helicopter RF control system through a transmitter and receiver with sensors and servos (The systems written in italic was not referred in this article).

마. RF 제어부 구성

그림 7의 제어 구성도에서 RF 제어부는 엔진 조정역, 자세

제어역 및 비상 제어역으로 나뉘어져있고 송신기는 조종기에 장착이 되어 채널별로 각각을 독립적 또한 연동으로 제어할 수 있다. 엔진의 쇼크와 시동장치는 수동으로 구성하여 무선 채널의 수를 줄였으며, 엔진조정역에서 스로틀(throttle)과 엔진 정지서보를 제어하고 거버너와 함께 엔진의 회전속도를 자동조정 하도록 구성하였다. 자세 제어역에서는 기체의 좌·우 자세조정을 위한 에일러론(aileron) 서보와, 기수의 오르내림을 조정하기 위한 엘리베이터(elevator) 서보, 메인로터의 피치를 제어하기 위한 피치(pitch)서보, 자이로에 의한 요(yaw) 운동을 제어하기 위한 러더(rudder) 서보를 제어하도록 구성하였다. 비상제어역에는 GPS장치와 엔진 헤드온도 센서 및 엔코더를 장착하여 비상시 서행하강의 모드가 작동하도록 하도록 구성하였는데 상세 내용은 후속 논문에 소개하기로 하였다.

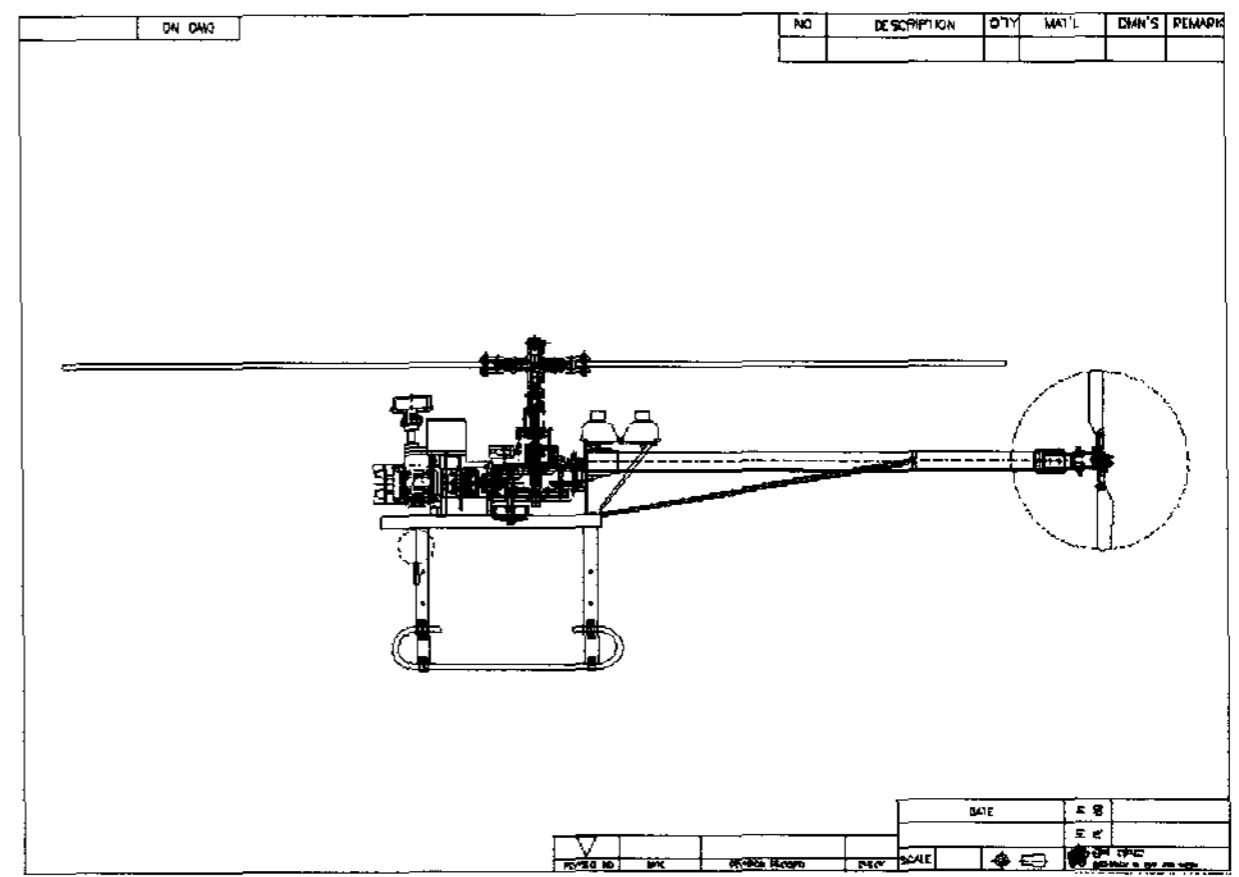


Fig. 8 Assembly drawing of the prototype agricultural helicopter.

바. 시작기의 제원

본 연구에서 개발된 헬리콥터의 치수는 로터를 포함한 총 길이(tip to tip)는 3,800 mm, 동체길이는 2,400mm, 높이는 900 mm, 폭은 720 mm 정도였다. 그림 8에 보인 바와 같이 시작기를 구현하였는데 로터직경은 3,015 mm 자중은 65 kgf (638 N)으로 총양력은 100 kgf(981 N)정도로 예상하였다. 개발된 헬리콥터는 지상 2.5 m 정도의 높이에서 시험 비행하여 양호한 구간 고도 비행성능을 보였다. 시각적으로 비행자세의 안정성과 동작의 신뢰성을 목시하였고, 헬리콥터의 착륙시 기대 및 스키드의 강도도 적당한 것으로 판단되었다.

4. 요약 및 결론

본 연구에서는 작물생산에 필수적인 병해충 방제작업 시 발생하는 작업자의 농약중독을 피하고 방제작업이 차지하는 과도한 노동력을 줄이기 위한 목적으로 농용 무인 헬리콥터

를 개발하는데 있어, 필수적인 총괄적 기체요소의 기계역학적 개념설계를 제시하고 이에 따른 시작기를 구성하였다.

개념설계는 개발목표 헬리콥터의 형식을 선정함으로써 시작되었고, 자중대비 동력의 효율성과 설계의 간단성을 고려하여 한 조의 메인로터와 테일로터로 구성되어있는 단일 회전날개 헬리콥터를 개발의 대상으로 선정하였다.

동력부의 설계는 엔진 자중에 대한 출력비가 높으며 진동상쇄 효과가 있는 항공용 2사이클 공냉식 대향엔진을 선발함으로써 구현하였다. 엔진의 동력은 2단 감속 기어열을 구성하여 메인로터 축으로 전달하였으며, 테일로터의 구동을 위하여 증속 2단 기어열을 트랜스미션과 일체로 설계하였다.

시작기에 사용된 메인로터 블레이드의 길이는 1,378 mm였으며 비틀림 각을 주어서 유체역학적 효율을 증가시켰다. 로터헤드의 형태는 유연한 강성로터 시스템을 채택하였고 스와시(swash)를 통하여 로터의 받음각을 조정하기 위해 원심력을 극복하고 피치조정이 가능한 로터 그립을 고안한 결과 로터의 최종 회전직경은 3,015 mm였다. 반토크를 상쇄시키는 테일부는 미는 형식의 테일로터 방식을 채택하여 항력을 줄였고, 테일붐은 비틀림과 추력에 의한 굽힘모멘트를 감당하도록 설계하였으며, 제어부와 함께 자세제어역할을 감당하도록 구성 하였다. 각 기체 요소별 구체적인 성능평가 및 제어부의 비상제어 연구는 후속 논문에 제시하기로 하였다.

참 고 문 헌

1. Koo, Y. M., C. S. Lee, T. S. Soek, S. K. Shin, T. G. Kang, S. H. Kim and T. Y. Choi. 2006a. Aerial application using a small RF controlled helicopter (I) -status and cost analysis-. Journal of Biosystems Eng. 31(2):95-101. (In Korean)
2. Koo, Y. M., T. S. Soek, S. K. Shin, C. S. Lee and T. G. Kang. 2006b. Aerial application using a small RF controlled helicopter (III) -lift test and rotor system-. Journal of Biosystems Eng. 31(3):182-187. (In Korean)
3. Leishman, J.G. 2002. Principles of Helicopter Aerodynamics. Cambridge University.
4. Soek, T. S., Y. M. Koo, C. S. Lee, S. K. Shin, T. G. Kang and S.H. Kim. 2006. Aerial application using a small RF controlled helicopter (II) -development of power unit- Journal of Biosystems Eng. 31(2):102-107. (In Korean)
5. 김재욱. 2000. 헬리콥터의 구조와 작동원리. <http://airheli.com/>
6. 농촌진흥청. 2004. 작목별 작업단계별 노동투하시간. 수원.
7. 박광호. 2004. 무인항공기술 도입 가능한가. 농약정보지(2004. 9월호).
8. 박춘배. 1992.(R.W. Prouty 원저) 헬리콥터의 이해. 경문사. 서울.
9. 이강희. 1996. 파일럿 핸드북III - 헬리콥터 조종사. 비행연구원. 서울.
10. 이수갑, 최기영, 장세명(S. Newman 원저). 2003. 헬리콥터 공학. 도서출판 인터비전. 서울.
11. 조진수. 2004. 한양대학교 공과대학 응용유체역학 자료. <http://aero.hyu.ac.kr/>