

A-2

스마트 무인기 기술개발  
Smart UAV Technology Development

수직이착륙 무인기 체계개념연구  
Pre-concept Design Study of VTOL UAV

건국대학교

과 학 기 술 부

# 제 출 문

과학기술부 장관 귀하

본 보고서를 스마트 무인기 기술개발사업 과제 (세부과제 “수직이착륙 무인기 체계개념 연구”) 의 보고서로 제출합니다.

2003 . 7 . 28

주관연구기관명 : 건국대학교  
항공우주공학과

주관연구책임자 : 윤 광 준  
연 구 원 : 변 영 환  
구 남 서

연 구 조 원 : 박 경 훈  
김 규 범  
이 제 동  
이 진 호  
황 희 철

## 보고서 초록

과제관리번호	A-2	해당단계 연구기간	2002.11.16~ 2003.6.30	단계 구분	1차년도/1단계
연구사업명	중 사업명	21세기 프론티어 연구개발사업			
	세부사업명	스마트 무인기 기술개발사업			
연구과제명	중 과제명	스마트 무인기 기술개발사업			
	세부(단위)과제명	수직이착륙 무인기 체계개념 연구			
연구책임자	윤 광 준	해당단계 참여연구원수	총 : 8 명 내부 : 3 명 외부 : 5 명	해당단계 연구비	정부: 50,000 천원 기업: 0 천원 계: 50,000 천원
연구기관명 및 소속부서명	건국대학교 항공우주공학과		참여기업명		
국제공동연구	상대국명 :		상대국연구기관명 :		
위탁연구	연구기관명 :		연구책임자 :		
요약(연구결과를 중심으로 개조식 500자 이내)				보고서 면수	48
<p>현재 스마트 무인기 본 과제에서는 1차적으로 CRW형의 스마트 무인기 개발에 중점을 두고 있다. 이 경우 가장 중요한 것이 고온 연소 가스의 손실 없는 유동과 고온 구조 설계라 할 수 있다. 이러한 관점에서 볼 때 본 연구의 가장 중요한 연구 성과는 소형 터보 제트 엔진의 연소가스를 이용한 팁제트 추력 측정이다. 공기 압축기를 이용한 팁제트 분사 실험을 통하여 팁제트 분사 이론을 파악한 후 추력 5kg 급 소형 제트엔진의 팁제트 분사 실험을 수행하고 제트 로터 설계 시 가장 중요한 기밀 유지기술, 노즐 설계 기술, 시험 장치 설계 기술 등의 정립에 노력하였다. 이는 국내 처음으로 시도된 것으로 향후의 유사 실험에 대한 기초 자료를 제공하고 유사 시험 수행시 시행착오와 시간을 줄일 수 있다.</p> <p>또한 R/C급 팁제트 로터의 설계 및 해석을 완료하였다. 힌지를 사용하기 어려운 팁제트 로터의 설계에 있어서는 로터 회전에서 발생하는 진동의 적절한 차단이 필수적이다. 현재 보잉사의 CRW의 초도 비행이 연기되고 있는 것은 로터의 진동이 허브를 통해 전달되어 기체에 심각한 손상이 발생하기 때문으로 알려지고 있다. 본 연구에서는 가스 덕트 때문에 발생하는 허브 부분의 강성을 적절히 제어하여 로터 진동 전달을 억제하기 위한 방법을 고안하였다. 티터링 형식의 로터에 탄성체를 이용한 진동 감쇠 설계를 사용하면 로터 진동이 허브로 전달되는 것을 적절히 차단할 수 있을 것이다.</p> <p>기존 설계 분석을 통해 도출된 팁제트로터 자이로플레인의 기본 개념설계는 CRW 형태의 스마트 무인기의 예비 기종으로 검토될 수 있을 것이다.</p>					
색인어 (각 5개 이상)	한 글	팁제트 로터, 면내 추력, 티터링 형식, 노즐목 이론, 혼합 블레이드 요소 이론, 팁제트 로터 자이로플레인			
	영 어	Tip-jet Rotor, In-plane Thrust, Teetering Type, Nozzle Throat Theory, Combined Blade Element Theory, Tip-jet Rotor Gyroplane			

# 요 약 문

## I. 제 목

수직이착륙 무인기 체계개념 연구

## II. 연구개발의 목적 및 필요성

### 1. 연구개발 목적

수직이착륙 무인기 기본 체계개념 개발을 위하여 기존 수직이착륙 항공기 조사, 분석을 수행하고 축소형 틱제트 로터의 설계/제작/추력 시험을 통하여 기본 개념 설계를 제시함

### 2. 연구개발 필요성

제트엔진 이용 틱제트 로터를 이용한 수직이착륙 무인기 개발사업의 토대가 되도록 기본 체계 개념 제시

## III. 연구개발의 내용 및 범위

1. 기존 수직이착륙 항공기 조사 및 분석
2. 수직이착륙 무인기의 기본 개념 설계 제시
3. 축소형 틱제트 로터의 설계 및 구조해석
4. 압축기와 제트 엔진을 각각 사용한 틱제트 로터 설계, 제작 및 면내 추력 측정
5. 지상 시험용 호버 스탠드 설계 및 제작

#### IV. 연구개발결과

##### 1. 기존 수직이착륙 항공기 조사 및 분석

틸트 로터, 테일 시터, 자이로플레인, CRW 등 국내외 상용화 또는 개발 중인 수직 이착륙 무인기의 자료 조사 및 분석

##### 2. 수직이착륙 무인기의 기본 개념 설계 제시

회전익과 고정익의 설계 방법에 따라 수직이착륙과 고속 비행이 가능한 틱제트 로터 자이로플레인의 기본 개념 설계

##### 3. 축소형 틱제트 로터의 설계 및 구조해석

면내 추력, 수직 추력과 토크 및 소요 동력 계산을 과정을 통해 틱제트 로터의 1/4 축소형 모델을 설계하고 하중분포를 적용하여 구조적 안전성을 확인

##### 4. 압축기와 터보 제트 엔진을 각각 사용한 틱제트 로터 설계, 제작 및 면내 추력 측정

필요한 질량유동 측정 및 제작 가능성을 확인하고 면내 추력 측정, 비교.

상용 소형 압축기, RC용 소형 제트 엔진을 축소형 모델에 적용하여 틱제트 로터의 면내 추력 측정

##### 5. 지상 시험용 스탠드 설계

틱제트 로터의 회전 시험을 수행하기 위한 호버 스탠드의 설계 및 제작

#### V. 연구개발결과의 활용계획

본 연구의 결과는 스마트 무인기 기술개발사업의 토대가 되는 기본 체계개념 정립의 일환으로 활용될 것임.

# S U M M A R Y

## I. Subject

Pre-concept Design Study of VTOL UAV

## II. Objectives and Importance

For the development of basic conceptual design of the VTOL UAV, the specifications of existing UAV have been investigated and analyzed. Then, experiments on the in-plane thrust of tip-jet rotor powered by small compressor and turbo-jet engine have been performed. Finally, the rotation test of blade-like Y duct was done successfully. The design tips of optimum duct systems, which plays an important role in this type of tip-jet rotor, were described. The whole process of the research would be a valuable reference on development of full size tip-jet rotors.

## III. Scope and Contents

1. Investigation and analysis of existing VTOL UAV
2. Presentation of basic concept design for tip-jet rotor gyro-plane
3. Design and structural analysis of a reduced scale tip-jet rotor
4. Design and manufacture of a simplified reduced scale tip-jet rotor with small compressor and turbo-jet engine and measurement of the in-plane thrust test
5. Design and setup of the hover stand for the future test

## IV. Results and Suggestion for Application

The results of this research can be used as the basically conceptual design data for 'Development and Research of Smart UAV' in KARI.

# C O N T E N T S

Chapter 1 Introduction	\ 7
Chapter 2 State of technical development	\ 9
Chapter 3 Research scope and results	\ 13
Section 1. Basic conceptual design of tip-jet rotor gyroplane	\ 13
Section 2. Design and performance analysis of reduced scale tip-jet rotor	\ 21
Section 3. Structural analysis of reduced scale tip-jet rotor	\ 28
Section 4. In-plane horizontal thrust test	\ 35
Section 5. Design and setup of hover stand	\ 44
Section 6. Conclusion	\ 46
Chapter 4 Achievement of research development goal and external contribution	\ 47
Chapter 5 Application plan of Research Development Result	\ 47
Chapter 6 Information acquired from foreign countries	\ 47
Chapter 7 References	\ 48

## 목 차

제 1 장 연구개발과제의 개요	\ 7
제 2 장 국내외 기술개발 현황	\ 9
제 3 장 연구개발수행 내용 및 결과	\ 13
제 1 절 팁제트 로터 자이로플레인의 기본 개념설계	\ 13
제 2 절 축소형 팁제트 로터의 설계 및 성능 해석	\ 21
제 3 절 축소형 팁제트 로터의 구조해석	\ 28
제 4 절 면내 추력 시험	\ 35
제 5 절 호버 스탠드 설계 및 제작	\ 44
제 6 절 결론	\ 46
제 4 장 목표달성도 및 관련분야에의 기여도	\ 47
제 5 장 연구개발결과의 활용계획	\ 47
제 6 장 연구개발과정에서 수집한 해외과학기술정보	\ 47
제 7 장 참고문헌	\ 48

## 제 1 장 연구개발과제의 개요

무인 비행체(Unmanned Aerial Vehicle)란 사람이 탑승하지 않은 상태로 부과된 임무를 수행하는 비행체를 말한다. 예를 들어 사람이 접근하기 어려운 지역 혹은 전쟁시 적진에 비밀리에 침투하여 정보 수집 등을 수행하는 것이 주목적이며, 다양한 임무 수행을 위하여 기체 내부에 첨단장비를 탑재하게 된다.

미국을 비롯한 선진국에서는 군사적 목적을 위해 오래전부터 다양한 형태와 임무에 따른 무인비행체의 개발을 진행해 왔으며, 현재까지 수많은 기술발전을 지속하고 있다. 현재 대부분의 무인비행체 연구가 고정익을 위주로 이루어지고 있으나, 미국 DARPA(Defence Advanced Research Projects Agency)의 i-STAR와 같은 회전익 무인비행체의 연구도 활발히 진행되고 있다. 그리고 고정익과 회전익의 특성을 접목시킨 무인비행체의 연구에 많은 관심이 새롭게 일어나고 있는 추세이며, 미국 Boeing사의 CRW(Canard Rotor Wing)가 대표적이다.

회전익 비행체 즉, 헬리콥터의 경우는 일반적으로 엔진에서 발생하는 회전력을 이용하여 로터를 회전시켜 추력을 얻는 방식으로 로터 회전에 의한 반토크가 동체에 작용하게 된다. 이로 인하여 꼬리 로터가 필수적으로 요구된다. 하지만, 틱제트 로터의 경우 반토크가 생기지 않게 되어 꼬리 로터가 필요없다는 이점이 있다.

CRW는 블레이드의 틱에서 연소가스를 분사하여 로터를 회전시키고 얻어진 양력으로 상승비행을 하게 된다. 얻어진 양력과 추진력으로 전진비행을 하면서 회전익을 정지시키고 이를 고정익으로 사용하여 비행을 지속한다는 개념이다. [1]

국내에서도 한국항공우주연구원을 중심으로 CRW와 유사한 개념의 무인비행체 연구가 진행되고 있으며, 이러한 연구를 통해 국내 무인기 산업의 기술적 측면, 경제·산업적 측면 그리고 사회·문화적 측면 등 다방면으로의 발전이 기대된다.

### ◆ 기술적 측면

21세기 항공우주 산업의 한 축을 담당하게 될 스마트 무인기 설계를 설계, 제작하기 위해서는 개별 소요 기술의 연구, 개발 뿐 아니라 요구 조건을 만족하는 체계 종합 기술이 필요하다. 요구 조건과 국내·외의 기반 기술을 종합하고 예측하여 다양한 각도에서 최상의 성능을 낼 수 있는 무인기를 설계하고 이의 모델을 제작하여 비행시험을 수행하는 것은 실물 스마트 무인기 개발의 초석이 될 것이다.

### ◆ 경제·산업적 측면

2001년 Frost & Sullivan의 발표에 따르면(아래 도표 참조) 세계 무인기 시장은 2001년부터 10%이상 성장하여 2012년에는 년 100억 달러의 시장 규모가 형성될 것으로 전망하였다. 국내의 경우 공군의 연구 자료에 의하면 2010년까지 민수용 약 180대, 2050년까지 군사용 0,000대의 수요가 있으므로 이를 국내에서 개발, 보급하면 항공우주 산업 발전 및 국내 경기에 기여할 것이다.



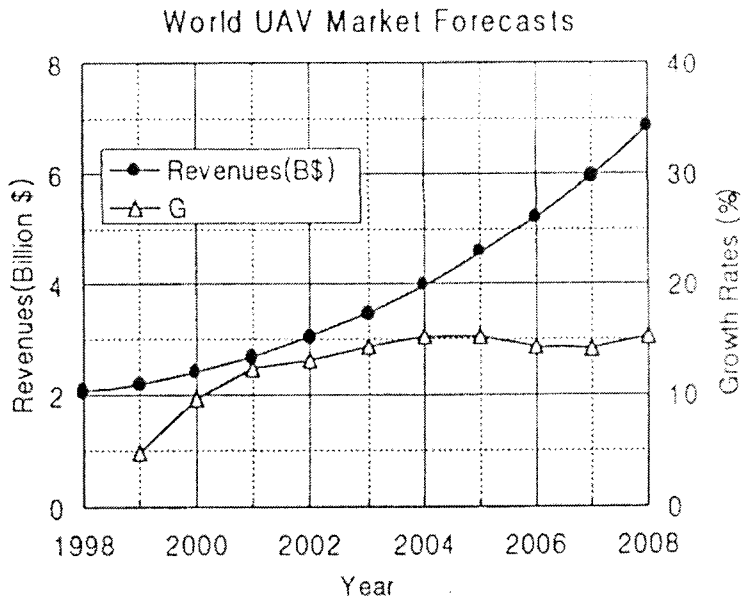


그림 1 무인기 시장의 추세 곡선

◆ 사회·문화적 측면

스마트 무인기가 성공적으로 개발되면 정찰, 폭격 등과 같은 군사적 임무 뿐 아니라 환경 감시, 통신 중계, 기상 관측 등 민간 부분에도 활용될 것이다.

본 연구에서는 스마트 무인기 사업의 중요성을 충분히 인식하고 이의 성공에 기여하기 위하여 틱제트 로터에 기반을 둔 새로운 수직이착륙 무인기의 개념을 도입하고 이의 구현에 필요한 핵심 기술을 검증하기 위한 실험을 수행하였다.

먼저 한국항공우주연구원의 RFP를 만족하는 틱제트 로터 자이로플레인의 개념 설계를 수행하고, 이에 사용되는 틱제트 로터의 축소형 모델을 설계한다. 이를 기반으로 틱제트 로터의 구현 가능성을 확인하기 위하여 소형 압축기와 소형 터보 제트 엔진을 이용한 면내 추력 시험을 수행하였다. 소형 터보 제트 엔진의 경우, 초킹 현상의 방지와 기밀이 유지되는 덕트 시스템의 설계가 핵심 설계 기술임을 확인하였다. 이를 바탕으로 최종적으로 확인 시험을 수행하였다.

또한, 안전한 지상 회전 시험을 위하여 호버 스탠드를 설계, 설치하였다.

## 제 2 장 국내외 기술개발 현황

선진 각국에서는 일찍이 UAV에 대한 필요성을 인식하여 연구, 개발이 수행되었으며 상용화 및 실전 배치되었다. 근래에 수직이착륙 무인기의 필요성이 대두됨에 따라 여러 갈래의 연구가 수행되고 있다. 여기에서는 본 과제와 관련성이 많은 기종에 대하여 설명한다.

- Eagle Eye

이글 아이(Eagle Eye)는 두 개의 틸트 로터를 이용하며, 전체가 복합재료로 이루어진 무인 비행체이다. 이글 아이는 틸트 로터 시스템을 이용하여 해군에 의해 요구되는 수직 이착륙거동을 만족시키면서, 고정익 비행기의 속도로도 운항이 가능하다. 주요사양으로는 최대 이륙중량이 2,250lb, 실용상승한도(service ceiling)가 14,500ft, 최대 순항속도가 165kt이다. 1986년 Bell사와 Boeing사의 협력으로 고안되었으며, 이후 Bell사가 독자적으로 개발을 수행하였다.

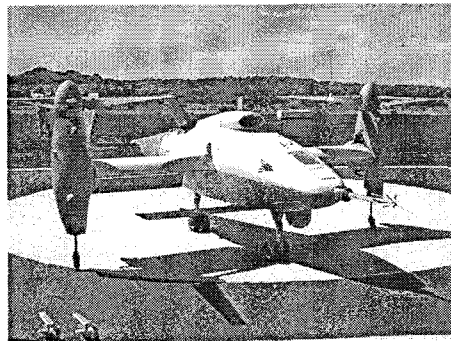


그림 2 Eagle Eye

- Heliwing

헬리윙은 테일 시팅(tail-sitting)을 이용한 수직이착륙의 개념을 테스트하고자 설계/제작된 무인 비행체이다. Boeing사에 의해 1993년에 개발이 시작되었고, 1995년도에 최초의 시험비행을 하였다. 이 비행체는 고정 날개/로터를 이용하여 고속 수평비행이 가능하다. 헬리윙은 서로 반대방향으로 회전하는 두 개의 로터를 이용하여 수직 이륙을 하며, 헬리콥터와 같은 정지비행(hovering)을 하다가, 천이속도(transition speed)에 다다를 때까지 수직상태에서 수평가속을 하게 된다. 천이속도에 다다르면 재래식 항공기들과 같이 수평 날개의 형태로 비행하기 위해 피치(pitch)를 바꾸게 된다. 수평비행 모드에서는 200kt의 속도로 비행이 가능하고, 총중량은 1,200lb, 유상하중은 200lb이다. 17ft라는 비교적 작은 날개길이를 갖기 때문에 한 대의 페리급 프리깃함(Perry-class frigate)에 한 대의 헬리콥터에 더하여 4대의 헬리윙 탑재가 가능하다.

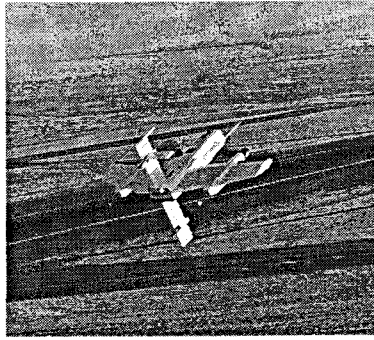


그림 3 Heliwing

- Gyroplane

Cartercopter사가 개발한 '자이로플레인'(Gyroplane)은 헬리콥터와 비행기의 장점을 결합한 무인 비행체이다. 일반적으로 비행기는 운항 속도가 빠르지만 활주로가 없으면 이용하기 어렵다. 반면 헬리콥터는 좁은 공간만 있으면 아무 곳에서나 이착륙이 가능하지만 비행기에 비해 속도가 느린 단점이 있다. 이 비행체는 각각의 장점을 모아 이런 단점을 해결한 것이다. 자이로플레인은 프로펠러 회전축인 로터의 회전속도를 줄이고, 여기에다 동체 뒤에 추진 프로펠러를 달고, 양옆으로는 비행기와 같은 날개를 달아 양력을 얻는 방법으로 비행속도를 증가시켰다. 자이로플레인은 평균 5백63km/h의 비행속도를 갖으며, 순항속도로 최고 8백4km/h까지도 가능하다. 자이로플레인은 기존 헬리콥터보다 적은 비용으로 2배나 먼 거리를 비행할 수 있다. 미항공우주국(NASA)는 이 연구에 100만 달러가 넘는 지원을 하고 있다. <http://www.cartercopters.com>에 자세한 설명이 있다.

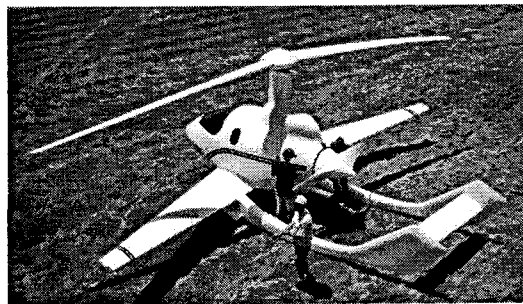


그림 4 Gyroplane

- i-STAR

i-STAR는 Allied Aerospace에 의해 개발중인, 덕트를 이용한 회전익 형태의 무인 비행체이다. General Dynamics에 의해 개발된 LADF(Lift Augmented Ducted Fan)기술을 이용하여 수직이착륙과 정지비행, 전진비행을 하며, 자율 비행제어 시스템(autonomous flight control system)을 탑재하고 있다. 또한, 에어포일 형태의 덕

트를 이용하여 빠른 전진비행을 가능하게 하였다. 직경 9in의 소형에서부터 대형까지 자유로운 크기로 제작이 가능하다. 2000년도에 DARPA와 US Army로부터 4년 동안 1,500만 달러의 지원을 약속 받아 개발 중에 있다.

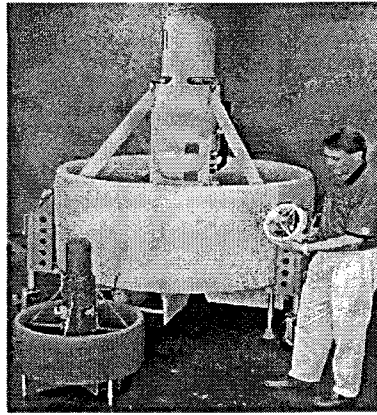


그림 5 i-STAR

- CRW

드라곤 플라이는 수직 이륙시에는 로터의 회전을 이용하여 헬리콥터와 같이 이륙하고, 수평 비행시에는 로터를 고정시켜 고정익의 형태로 비행하는 무인 비행체이다. 재래식 터보팬 엔진을 이용하며, 정지 비행과 천이(transition)시 전환밸브(diverter valve)를 이용하여 로터 끝단의 분사 가스를 조절한다. 가스분사의 반작용으로 로터를 구동시키기 때문에 반토크 장치와 동력전달장치가 필요 없다. 때문에, 무게감량, 단순성, 유지비용 경감의 이점을 갖는다. 반발력 구동을 이용한 날개/로터 시스템은 350kt의 속도로 500nm의 거리를 비행할 수 있게 한다. 1993년 McDonnell Douglas와 NASA에 의해 처음 연구되었고, 1998년 보잉과 DARPA에 의해 CRW 개념의 구현과 3년간의 연구결과가 발표되었다.

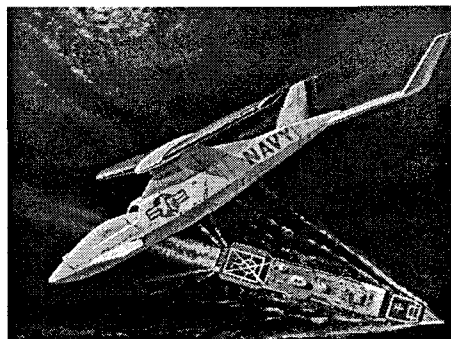


그림 6 Dragonfly

- Yamaha

Yamaha Motor사에 의해 개발된 산업용 무인 헬리콥터이다. 비행안정성 확보와 자율비행을 위해 자세감지기(attitude sensor)와 비행형태 조절기(flight pattern control model) 그리고, GPS(Global positioning system) 감지기와 통신 모뎀을 탑재하고 있다. 액체연료를 이용하여 30kg의 하중을 탑재한 채 10km 혹은 90분의 비행이 가능하며, 실시간 화상전송의 기능을 갖고있다. 1980년도부터 연구가 수행되어 Yamaha R50이 개발되었고, 1997년도부터는 Rmax 기종이 대중화되었다. 자세한 정보는 <http://www.bve.com.cn/eair/RMAX/rmax.html>에 소개되어 있다.



그림 7 Yamaha

국내의 경우, 무인기의 경우 국방과학연구소가 개발한 비조가 대표적이며 사격 표적이나 농업용 무인기가 개발, 제작되고 있으나 수직 이착륙 무인기는 아직 개발 사례가 없다.

## 제 3 장 연구개발수행 내용 및 결과

### 제 1 절 팁제트 로터 자이로플레인의 기본 개념설계

한국항공우주연구원에서 제시한 설계 요구조건을 만족시키는 최적의 수직이착륙 무인기 체계 정립을 위하여 기존 설계 개념을 벤치 마킹하여 최적의 개념설계를 도출하였다.

그림 8은 본 연구에서 개념 개발할 팁제트 자이로플레인콥터의 형상을 개략적으로 도시한 그림이다. 로터의 직경보다 작은 주날개를 가지며, 덕트를 갖는 푸쉬어 형태의 프로펠러 추진 장치를 갖는 형태이다. 덕트 없는 프로펠러 추진과 2개의 수직미익에 수평미익이 붙는 형태를 가지는 것을 1차 목표로 하였다.

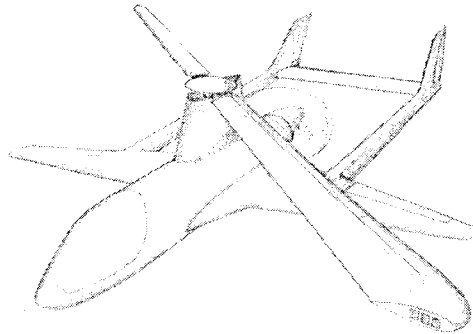


그림 8 팁제트 로터 자이로플레인 개략도

#### 1. 수직상승을 위한 로터의 개념설계

우선, 2개의 로터의 반경(R)을 4m, 시위길이(C)를 0.4m로 설정하고, 회전수( $\Omega$ )를 300 rpm으로 선정하여 계산을 시작한다.

(가) 최대 중량과 탑재 엔진의 출력 선정

$$\text{최대 중량, } W_0 = 300 \text{ (kgf)} = 3000 \text{ (N)}$$

$$\text{엔진 출력, HP} = 80 \text{ (HP)}$$

(나) 연료 소모량 예측

왕복엔진의 경우 연료소모율(sfc = specific fuel consumption)을 0.5 (lb/HP/hr)로 근사하면 연료 중량,

$$W_f = \text{sfc} \times \text{HP} \times \text{hr} = 0.5 \times 80 \times 3 = 120 \text{ (lb)} = 54 \text{ (kgf)} = 540 \text{ (N)}$$

그러나, 수직 이륙 및 착륙을 제외한 비행에서는 로터를 구동하지 않으므로, 연료

중량은 다음 항의 고정익 비행 조건에서 결정되는 연료 중량을 택하여야 한다.

(다) 운용 하중(UL = useful load)

$$UL = \text{유상 하중} + \text{연료 중량} = 40 + 54 = 94 \text{ (kgf)} = 940 \text{ (N)}$$

(라) Disk Loading

$$DL = W_o/\pi R^2 = 3000/(\pi \times 16) = 60 \text{ (N/m}^2\text{)}$$

(마) 혼합 블레이드 요소 이론을 이용한 수직상승을 위한 추력, 토크, 출력 계산

$C_{L_e} = 5.7 / \text{rad}$ ,  $C_{D_o} = 0.01 / \text{rad}$ ,  $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$ 으로 설정하고, 다음의 수식으로부터 추력과 토크 및 출력을 계산한다. [7]

$$T = C_T \rho A (\Omega R)^2 \quad (1)$$

$$Q = C_Q \rho A (\Omega R)^2 R \quad (2)$$

$$P = C_P \rho A (\Omega R)^3 \quad (3)$$

여기서,

$$C_T = C_{L_e} \frac{\sigma}{2} \int_0^1 (\theta r^2 - \lambda r) dr \quad (4)$$

$$C_P = C_Q = \int_0^1 \lambda dC_T + \frac{\sigma}{2} \int_0^1 C_{D_o} r^2 dr \quad (5)$$

$$\sigma = \frac{Nc}{\pi R} \quad (6)$$

로터 블레이드가 일정한 피치각( $\theta_o$ )을 가지고, 유입공기가 균일한 경우에는

$$C_T = \frac{\sigma}{2} C_{L_e} \left( \frac{\theta_o}{3} - \frac{\lambda}{2} \right) \quad (7)$$

$$C_P = \lambda C_T + \frac{\sigma}{8} C_{D_o} \quad (8)$$

여기서,  $\lambda = \frac{\sigma C_{L_e}}{16} \sqrt{\left(1 + \frac{64}{3\sigma C_{L_e}}\right) \theta_o} - 1$  이고, 정지비행 때에는  $\lambda = \sqrt{\frac{C_T}{2}}$  이다. 이들 수식에 실험상수( $k$ )를 고려하고, 상승속도  $V_c$ 가 있는 경우에는 출력계수는 다음의 수식으로 변형된다.

$$C_P = \frac{k C_T^{2/3}}{\sqrt{2}} + \frac{\sigma}{8} C_{D_0} + \lambda_c C_T \quad (9)$$

$$\lambda_c = \frac{V_c}{\Omega R}$$

2개의 로우터의 반경( $R$ )이 4m, 시위길이( $c$ )이 0.4m로 설정하고, 회전수( $\Omega$ )가 300 rpm인 경우에  $C_{L_c} = 5.7 / \text{rad}$ ,  $C_{D_c} = 0.01 / \text{rad}$ ,  $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$ ,  $\theta_o = 8^\circ$ 에 대해서 계산된 추력과 출력은 각각 4140.7(N) = 414(kgf)와 75.4(HP)로 최대 중량 300kgf를 들어올릴 수 있고, 출력은 여유가 있다. 이때, 로터 효율(Figure of Merit)은 0.67정도가 된다. [7]

## 2. 전진 비행을 위한 개념설계

### (가) 로터의 양력 및 항력

전진 비행에서는 엔진의 동력이 로터에 전달이 안되므로, 로터가 소모하는 출력이 없으며, 다만, 전진 비행 상황에서는 로터의 항력이 작용하므로, 전진 비행에 필요한 출력을 계산할 때에 이 항력과 추력을 고려하여야 한다. 그러나, 간략한 계산을 위하여 본 제안서에서는 우선 이 양력과 항력은 무시하기로 한다.

### (나) 고정익 및 미익 개념설계

본 개념 설계에서는 주날개의 스펠은 4m로 하여 Ramyer가 제시한 수식을 사용하였다.

### (다) 무게의 추정

먼저 공허 중량비( $\frac{W_e}{W_o}$ )는 엔진 하나의 일반적인 항공기에 대해서 다음과 같다.

$$\frac{W_e}{W_o} = 2.36 \times W_o^{0.18} \quad (10)$$

여기서,  $W_o$ 는 이륙중량이고,  $W_e$ 는 공허중량이다.

위의 식에 초기 설계 중량으로 661.5 lb(300 kgf)를 대입하고 연료 중량비를 계산하였다. 연료 중량비 계산을 위한 임무 형상은 이륙, 상승, 순항, 선회, 착륙으로 잡고, 이륙, 상승, 착륙 연료 중량비는 각각 0.970, 0.985, 0.995로 하였다.

순항시의 연료 중량비는



$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = e^{-\frac{RaC}{V(L/D)}} \quad (11)$$

여기서  $\frac{W_i}{W_{i-1}}$ 는 각 임무 사이의 중량비이고,  $Ra$ 는 순항거리로서 60,960 ft(200 km)이고,  $C$ 는 연료소모율로서 프로펠러항공기의 비연료 소모율을 제트엔진 항공기에 대한 등가 비연료 소모율로 나타낸 것이다. 이는 다음의 수식으로 표현된다.

$$C = C_{bhp} \frac{V}{550\eta_p} \quad (12)$$

$V$ 는 순항속도로서 최고속도의 60%로 잡아서 273.31 ft/s(약 300 km/hr)이고,  $C_{bhp}$ 와  $\eta_p$ 는 각각 0.4, 0.8이다. 따라서  $C$ 는 0.2485/hr( $6.902 \times 10^{-5}$ /s)이다.  $L/D$ 는 우선 약 10으로 잡았고, 이때 순항시의 연료 중량비는 0.998이다. 순회시의 연료 중량비는

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = e^{-\frac{EC}{(L/D)}} \quad (13)$$

여기서  $E$ 는 항속시간으로 3시간(10,800 s)이다. 따라서 순회시의 연료 중량비는 0.928이다. 각 경우의 연료 중량비를 곱하면 전체 임무를 수행한 후의 중량비를 구할 수 있고, 이렇게 구한 값에 예비 연료량 6%를 고려하면 전체 연료 중량비 ( $W_f/W_o$ )가 나온다.

$$\frac{W_f}{W_o} = 1.06 \left( 1 - \frac{W_x}{W_o} \right) \quad (14)$$

여기서  $W_x/W_o$ 는 각 임무사이의 중량비를 곱한 비율이다. 위 식을 이용한 결과 전체 연료 중량비( $W_f/W_o$ )는 0.127이다. 그러므로 항공기의 총 중량은

$$W_o = \frac{W_{payload}}{1 - \frac{W_e}{W_o} - \frac{W_f}{W_o}} \quad (15)$$

에서 구할 수 있고 이때의  $W_o$ 는 630.9 lb로 계산된다. 이 값을 다시 초기 설계 중량으로 놓고, 위의 계산을 다시 반복하게 되면 항공기의 최대 중량은 약 645 lb (약 293 kgf)로 수렴하게 된다.

(라) 양력의 계산

익면하중을 구하기 위하여 실속속도를 계산하였다. 실속속도는 FAR23 규정에 의해서 12500 lb(약 5600 kgf)이하의 항공기는 61 kt(약 31.4 m/s, 약 103 ft/s)를 넘어서는 안 된다고 규정되어 있다.

고도는 해수면 고도를 기준( $\rho = 2.3769 \times 10^{-3}$  slugs/ft<sup>3</sup>)으로 하였고,  $C_{L_{max}}$ 는 플랩이 없는 통상적인 날개의 최대 양력 계수 1.2-1.5에서 1.2로 잡았다. 이륙시의 익면하중은

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \rho V_{stall}^2 C_{L_{max}} \quad (16)$$

이다. 이 계산 결과  $W/S$ 는 15.13 lb/ft<sup>2</sup> (약 725 N/m<sup>2</sup>)이 나온다. 이 값은 일반적인 하나의 왕복엔진을 탑재한 항공기의 익면하중인 17 lb/ft<sup>2</sup>과 비슷한 값을 가진다.  $W$ 가 645 lb이므로 날개 면적  $S$ 는 약 42.63 ft<sup>2</sup>(약 4 m<sup>2</sup>)이다.

순항속도를 300 km/hr(83.3 m/s),  $C_L$ 는 0.3(추정값)으로 하였을 때, 양력은

$$L = \frac{1}{2} \rho V_c^2 S C_L \quad (17)$$

이므로, 1140 lb(약 518 kgf)이다. 따라서, 현재 설정한 최대 중량으로 순항이 가능하며, 오히려 날개 크기를 줄일 수 있을 것으로 예상된다.

(마) 미익의 크기 결정

수직 꼬리 날개의 면적( $S_{VT}$ )과 수평 꼬리 날개의 면적( $S_{HT}$ )은 다음의 수식으로 계산할 수 있다.

$$S_{VT} = \frac{c_{VT} b_w S_w}{L_{VT}} \quad (18)$$

$$S_{HT} = \frac{c_{HT} \bar{C}_w S_w}{L_{HT}} \quad (19)$$

위 식에서  $c_{VT}$ ,  $c_{HT}$ 는 꼬리 부피 계수이며,  $b_w$ 는 날개의 스패,  $S_w$ 는 주날개의 면적,  $\bar{C}_w$ 는 주날개의 Mean Chord이고,  $L_{VT}$ ,  $L_{HT}$ 는 주날개의 0.25 코드에서 꼬리 날개의 25% 코드까지의 거리(즉, 모멘트 암의 길이)이다. 일반적으로 엔진이 뒤에 달린 경우의 모멘트 암은 동체의 약 45-50% 정도이므로, 동체 길이가 6 m인 경우 모멘트 암의 길이는 약 3 m이다.

꼬리 부피 계수는 일반적인 단발 항공기의 경우  $c_{HT} = 0.7$ ,  $c_{VT} = 0.04$ 이다. 이 값으로 계산한 꼬리 날개의 면적은 다음과 같다.

$$S_{VT} = \frac{c_{VT} b_w S_w}{L_{VT}} = \frac{0.04 \times 5 \times 4}{3} \approx 0.27 \text{ m}^2$$

$$S_{HT} = \frac{c_{HT} \bar{C}_w S_w}{L_{HT}} = \frac{0.7 \times 8 \times 4}{3} \approx 0.75 \text{ m}^2$$

(바) 항력의 계산

항공기의 유해항력계수를 구하는 식은 다음과 같다.

$$C_{D_0} = \sum (C_{f_c} \cdot FF_c \cdot Q_c \cdot S_{wet}) \frac{1}{S_{ref}} + C_{D_{wave}} + C_{D_{base}} + C_{D_{misc}} \quad (20)$$

순항속도가 300 km/h, 최대속도가 500 km/h이므로, 이 항공기는 비행속도가 초음속을 넘지 않기 때문에 조파저항과 동체의 끝부분에서 생기는 박리 현상에 의한 항력, 플랩이나 스피드 브레이크 등에 의한 기타 항력은 없는 것으로 가정하였다.

식 (20)에서  $C_{f_c}$ 는 Roskam이 제시한 그래프로 부터 약 0.008정도로 결정하였다. 날개와 꼬리 날개의 형상인자  $FF$ 값은 다음 식으로 구할 수 있다.

$$FF = \left[ 1 + \frac{0.6}{(x/c)_m} (t/c) + 100(t/c)^4 \right] [1.34M^{0.18} (\cos \Lambda_m)^{0.28}] \quad (21)$$

여기서  $(x/c)_m$ 은 날개시위 방향의 익형 최대 두께로써, 저속 익형의 경우는 0.3, 고속 익형의 경우에는 0.5를 사용한다. 비행 마하수( $M$ )가 0.5를 넘지 않기 때문에 0.3으로 결정한다. 익형의  $t/c$ 는 두께비로서 약 0.1로 결정하였다.  $\Lambda_m$ 은 후퇴각으로 저속에서 비행하기 때문에 후퇴각을 주지 않은 것으로 가정하여  $0^\circ$ 로 결정하였다. 따라서 주날개의  $FF$ 는 1.25이고, 꼬리 날개의 후퇴각은 약  $40^\circ$  정도로 가정하였을 때, 1.17이 나온다.

동체의 형상인자  $FF$ 값은 다음 식으로 구할 수 있다.

$$FF = 1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} \quad (22)$$

여기서  $f = \frac{l}{d}$  이고,  $l$ 은 동체의 길이,  $d$ 는 동체의 지름이므로, 동체 길이 6 m, 지름 0.6 m로 계산을 하면  $FF$ 는 1.085이다.

날개와 동체의 간섭인자  $Q$ 의 값은 1.0이고, 꼬리날개의 간섭인자 값은 1.04이다. 날개의  $S_{wet}$ 은 3.4, 동체의  $S_{wet}$ 은 2.5(대략적인 추정값), 수직 꼬리날개의  $S_{wet}$ 은 0.18, 수평꼬리날개의  $S_{wet}$ 은 0.778이다. 이 값들을  $C_{D_0}$  구하는 식에 대입하고  $C_{D_0}$ 를 구하면 0.016가 계산된다.

유도 항력  $C_{D_i}$ 를 구하는 식은

$$C_{D_i} = KC_L^2 \quad (23)$$

이다. 여기서  $K$ 는 유도항력인자이며, 이 값을 구하기 위해서 Oswald 스펠 효율 계수법을 사용하였다. Oswald 효율 계수법을 사용해서  $K$ 를 구하는 공식은

$$K = \frac{1}{\pi AR e} \quad (24)$$

이며, 여기서  $AR$ 은 종횡비로서 스펠이 5m일 때 6.25이고,  $e$ 는 Oswald 스펠 효율 계수로서 이 값은 날개의 후퇴각이  $30^\circ$  이하일 때

$$e = 1.78(1 - 0.045AR^{0.68}) - 0.64 \quad (25)$$

로 구할 수 있고 이렇게 구한  $e$ 값은 0.8615이고, 이 값을  $K$ 를 구하는 식에 대입하면  $K=0.059$ 로 계산된다.

앞에서 양력을 구할 때 가정한 양력 계수 0.3을 이용하면 식(23-25)으로 부터  $C_{D_i} \approx 0.005$ 가 계산된다. 따라서, 전체  $C_{D_0}$ 값은 유해항력과 유도항력의 합이므로 0.021이 되며, 순항시의 항력은 약 78.72 lb(약 35.7 kgf)이다.

#### (사) 소요 출력 계산

앞에서 계산한 양력과 항력으로 순항시의 양항비를 다시 계산해보면 약 14.5가 나오고, 이때 필요 추력은

$$T_R = \frac{W}{L/D} = \frac{3000}{14.5} = 206.9N \quad (26)$$

이고, 필요 출력은 다음과 같다.

$$P_R = T_R \times V = 206.9 \times 83.3 = 17234.77W = 23.45HP \quad (27)$$

따라서, 간략히 계산한 결과에 따르면, 현재 개념 설계된 무인기는 수직이착륙 및 고속의 수평비행이 가능할 것으로 판단된다.

이와 같은 방법으로 수직상승, 착륙 및 수평비행에서 소요되는 추력과 출력을 계산할 수 있으며, 블레이드의 피치 변화와 날개의 테이퍼를 고려한 상세 계산을 통하여 최종 형상을 결정한다.

### 3. 축소형 R/C 모델의 개념설계

축소형 RC 모델은 로터 반경(1m)을 축소하는 비율로 설계한다. 예를 들어 1/4로 축소하는 모델의 제원을 다음 표 1에 정리하였다.

표 1 축소형 R/C 모델의 기본 제원(1/4 모델의 경우)

항 목	실기 제원(1:1)	축소된 제원(1/4)
동체 길이	6 m	1.25m
로터 반경	4 m	1m
로터 코드	0.4m	0.1m
날개 스패	4 m	1
최대 수직 상승 중량	300 kgf	20 kgf
수직 상승 엔진 출력	80 HP	5 HP

실기와 동일한 로터 끝단 속도를 가지기 위해서는 축소기 로터의 회전 속도가 실기의 4배가 되어야 한다. 실기 로터의 회전수가 300 rpm이라고 하면, 축소기 로터의 회전수는 1200 rpm이 된다. 로터가 발생하는 추력은 식(1)로 표현되므로, 두 기체의 로터 끝단 속도( $\Omega R$ )가 같으면, 추력은 로터의 회전면적( $A = \pi R^2$ )에 비례한다. 따라서, 축소 모델의 로터 설계 추력은 실기 추력의 1/16이 된다. 이 경우, 축소기의 출력도 실기의 1/16이 됨을 알 수 있다. 그러므로, 축소 모델의 최대 중량과 엔진 출력을 각각 실기의 1/16로 예상하였다.

## 제 2 절 축소형 틱제트 로터의 설계 및 성능 해석

### 1. 관련 이론

(가) 노즐 목 이론 (Nozzle Throat Theory)

압축성 유체 역학의 노즐 유동 이론을 바탕으로 질량 유동, 정체 온도 및 정체 압력을 알면, 식 (28)로부터 필요한 노즐의 목면적을 구할 수 있다. [2]

$$A^* = \frac{1}{K} \frac{\sqrt{T_0}}{p_0} \dot{m} \quad (28)$$

$$K = \frac{\sqrt{2c_p}}{R_a} \left( \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right)^{0.5} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (29)$$

언어진 노즐의 목면적과 유입되는 압축공기의 유량을 적용하여 식(30)~(34)로부터 수평 면 내 추력, 제트 분사속도 및 동력을 각각 계산할 수 있다. 수평 면내 추력은 분출가스 모멘텀과 압력 차이의 합으로부터 계산할 수 있다. [3, 4, 8]

$$T_h = \dot{m}(V_{jet} - V_{tp}) + A^*(p^* - p) \quad (30)$$

$$V_{jet} = \sqrt{\gamma R_a T^*} \quad (31)$$

$$T^* = 0.833 T_0 \quad (32)$$

$$p^* = 0.528 p_0 \quad (33)$$

$$V_{tp} = R\Omega \quad (34)$$

블레이드 팁에서의 회전속도를 구하기 위해 로터 내부의 모멘트 평형으로부터 식(35)과 같은 운동방정식을 유도한다.

$$I\dot{\Omega} = RT_h - \int r \left( \frac{1}{2} \rho c V_{tip}^2 C_D \right) dr \quad (35)$$

식(35)의 1계 미분방정식을 풀면 시간에 따른 틱제트 로터의 회전속도를 구할 수 있다. [6]

(나) 혼합 블레이드 요소 이론 (Combined Blade Element Theory)

헬리콥터 운동역학의 혼합 블레이드 요소 이론에 의하면 유입비(Inflow Ratio), 추력 계수(coefficient of thrust) 및 토크 계수(coefficient of torque)는 다음 식에 의해 계산할 수 있다.

$$\lambda = \frac{\sigma C_{L_0}}{16} \left( \sqrt{1 + \frac{64\theta}{3\sigma C_{L_0}}} - 1 \right) \quad (36)$$

$$C_T = \frac{\sigma}{2} C_{L_0} \left( \frac{\theta}{3} - \frac{\lambda}{2} \right) \quad (37)$$

$$C_Q = \frac{\kappa C_T^{1.5}}{\sqrt{2}} + \frac{\sigma}{8} C_D + C_T \frac{V_C}{V_{tip}} \quad (38)$$

앞서 계산된 로터 팁에서의 회전속도를 식(1)~(3)에 대입하여 수직 추력, 블레이드 항력에 의한 토크 및 소요 동력을 계산할 수 있다. [7]

(다) 양력 분포 및 모멘트

로터의 회전에 의한 양력 분포는 고정익의 분포와는 달리 로터의 중앙에서 반경 방향으로 그림 9와 같이 2차 곡선의 형태를 나타낸다.

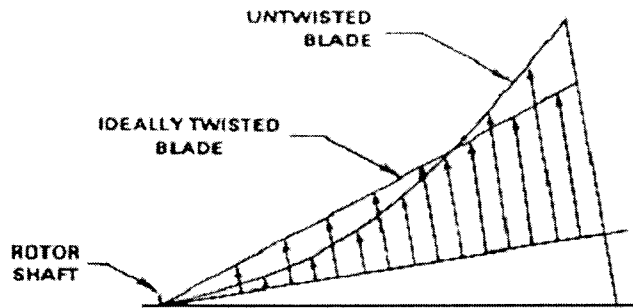


그림 9 블레이드 반경에 따른 양력분포

이를 적분하면 로터의 회전에 의해 발생하는 양력을 계산할 수 있으며, 다음의 식(39)와 같이 나타낼 수 있다.

$$L = \frac{1}{2} \rho c \Omega^2 C_L \int_0^R r^2 dr \quad (39)$$

블레이드 반경 방향에 따라 불균일한 양력분포가 발생하게 되어 로터에는 모멘트가 작용하게 된다. 트위스트가 없는 블레이드의 경우에 로터에 적용되는 모멘트는 식(40)과 같이 계산된다. [7]

$$M_L = \frac{3}{4} RL \quad (40)$$

(라) 코닝각 (Corning Angle)

로터의 회전운동에 의해 양력이 발생하며 원심력 또한 동시에 작용하게 된다. 코닝각이란 그림 10과 같이 불균일하게 발생하는 양력으로부터 발생하는 모멘트와 원심력에 의해 발생하는 모멘트가 동가를 이룰 때, 디스크 면과 회전하는 블레이드 사이에 형성되는 각도를 의미하며, 다음의 식(41)과 같이 표현된다. [7]

$$\beta = \frac{9L}{4M_W(R\Omega)^2} \quad (41)$$

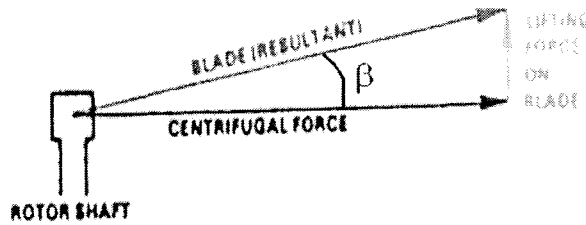


그림 10 코닝각의 개념도

(마) 마찰과 열이 있는 1차원 정상 유동

블레이드 내부 덕트에서 연소가스의 흐름에 대하여 1차원 정상 압축성 점성 흐름으로 간주한다. 유입되는 배기가스의 초기 조건을 식(42)에 적용하여 출구에서의 배기가스의 조건을 산출한다. 여기서는 로터 회전에 의한 원심력은 무시한다. [9]

$$\frac{dM}{dr} = \frac{\gamma M^2}{2} \frac{M \left( 1 + \frac{(\gamma-1)M^2}{2} \right)}{1 - M^2} \left( \frac{4f}{D} \right) \quad (42)$$



## 2. 세부 설계

참고 문헌의 설계 사안을 참고하여 기본적인 설계 감각을 얻고자 간단히 초기 로터 설계를 실시하고 공력 성능을 계산해 보았다. 익형은  $NACA63_3018$ , 코드길이는 10 cm, 로터 반경은 1m 그리고 고온 압축공기를 사용함을 가정하여 설계하였다. 표 2와 그림 11은 수행했던 초기 설계에 대한 결과를 보여준다. [13]

표 2 초기 설계 및 성능 추정

압축비	피치각 ( $^{\circ}$ )	질량 유동 ( $m^3/min$ )	노즐 목면적 ( $Cm^2$ )	제트 속도 ( $m/s$ )	블레이드 팁 속도 ( $rpm$ )	수평 면내 추력 ( $N$ )	수직 추력 ( $N$ )	요구 동력 ( $HP$ )
3	8	2.45	0.87	379.5	2180	15.3	948	24.0
		4.90	1.74		2508	30.6	1255	36.6
		7.35	2.61		2704	45.8	1459	45.9

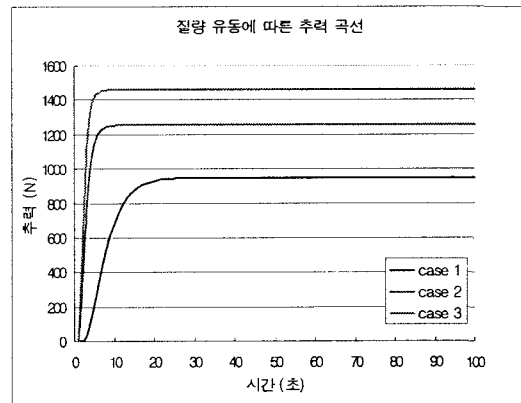
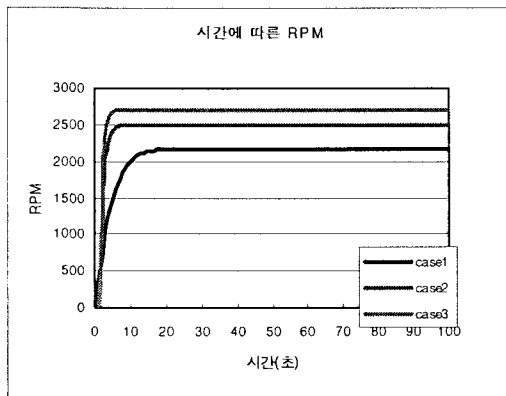


그림 11 로터 회전수 및 수직 추력 추정 곡선

초기 설계 사안을 바탕으로 축소형 모델을 설계하고 성능 해석을 하였다. 해석 결과, 필요 이상으로 많은 추력이 예상되었다. 잉여 추력 발생을 줄이고, 팁제트 로터 성능 해석의 편의를 위해 단위 질량 유동에 대한 재설계를 수행하였다.

설계된 팁제트 로터는 블레이드, 유관 및 노즐, 허브(탄성 패킹 포함)의 세 부분으로 구성된다. 일차적으로 구조적 안전성과 회전에 대한 안정성을 고려하여 설계하였다. 첫째, 플랩의 안정성을 위해 시소(Teetering Type) 형식의 로터로 설계하였다. 둘째, 회전익의 무게 중심과 탄성축의 위치가 일치되도록 대칭 익형의 공력 중심에 맞추어 관을 삽입하였다. 셋째, 리드-래그(lead-lag) 힌지를 대신하여 탄성 패킹을 삽입하였다.

다음으로 팁제트 로터를 구성하는 각 부분에 작용하는 하중 형태를 고려하여 구조적으로

안전한 형상이 되도록 설계하였다. [5]

(가) 압축기 (Compressor)

로터의 회전을 위한 동력원으로 압축기 선정이 최우선으로 결정되어야 한다. 충분한 수평·수직 추력을 발생시킬 수 있는 압축 공기량을 배출할 수 있도록 선정하되 상용화된 제품의 규격에 맞추어 선정하였다.

초기 설계에서는 계산상의 편의를 위해 단위 체적에 대한 질량 유동으로 설정하였다.

표 3 압축기 사양 선정

압축기	압축비	3
	질량 유동 ( $m^3/min$ )	1

(나) 블레이드의 설계 (Blade)

블레이드 내부에 유관을 삽입하기 위해 두꺼운 형태의 익형을 선정하였다.

회전익과 고정익의 두 가지 모드에서 사용되기 위해서는 타원형의 익형이 요구되지만, 본 설계에서는 초기에 제안했던 사항에 의거하여 팁제트 로터 자이로플레인에 적용할 수 있는 로터 형태로 설계하였다. 참고문헌의 설계에서 사용된  $NACA63_3018$ 을 토대로 설계하였다.

블레이드의 외피는 직조형 탄소섬유 복합재료  $\pm 45^\circ$  두 층으로 이루어진다.

표 4 로터 블레이드의 형상 데이터

블레이드	익 형	$NACA63_3018$
	로터 반경 (m)	1
	코드 (m)	0.08
	두께 (mm)	14.4
	피치 각 ( $^\circ$ )	2.7
	Root Cutout (%)	19

(다) 유관 및 노즐의 설계 (Pipe & Nozzle)

유관 및 노즐은 압축공기가 유입, 분사될 때 압력에 의한 압축응력 및 열응력에 견디고, 블레이드에 작용하는 양력과 원심력에 의해 파괴가 생기지 않도록 스테인리스 스틸 재질로 선정하였다.

블레이드 내부의 유관은 주로 양력에 의해 발생하는 굽힘 모멘트를 받게 된다. 제작과 구매의 편의를 위해 규격품을 중심으로 선정하였으며, 식(44), (45)에서 계산된 굽힘 모멘트에

대한 안전율로부터 유관의 치수를 결정하였다.

노즐 직경은 식(28)의 노즐 목 면적 계산식으로부터 계산하였다.

$$X = \frac{d}{D} \tag{43}$$

$$\sigma_{pipe} = \frac{32M_L}{\pi D^3 (1 - X^4)} \tag{44}$$

$$M.S. = \frac{\sigma_{sts}}{\sigma_{pipe}} - 1 \tag{45}$$

표 5 유관 및 노즐의 형상 데이터

유관 및 노즐	관 직경 (mm)	10.3
	노즐 직경 (mm)	6
	관 두께 (mm)	1.2

(라) 허브 (Hub)

허브는 로터의 몸체가 되는 부분으로써 견고하고 인장, 압축 및 굽힘 하중에 대해 안전하도록 스테인레스 스틸 재질로 선정하였다. 또한, 허브와 유관의 연결부에서 리드-래그 및 플래그 운동을 지지하기 위한 힌지가 필요하다. 힌지를 기계적 링크로 구성하게 되면 복잡한 형상으로부터 항력이 증가하고 무게가 증가하게 되므로 적합하지 않다고 판단하여 탄성 패킹을 삽입하는 것으로 대체하였다. 고온, 피로 저항성과 신축성, 충격강도에 우수한 성능을 지닌 Torlon 재질로 선정하였다.

현 단계의 설계에서는 고정 피치 각을 적용하여 수평 및 수직 추력에 대한 성능 해석과 실험 결과를 비교·분석한다. [11, 12]

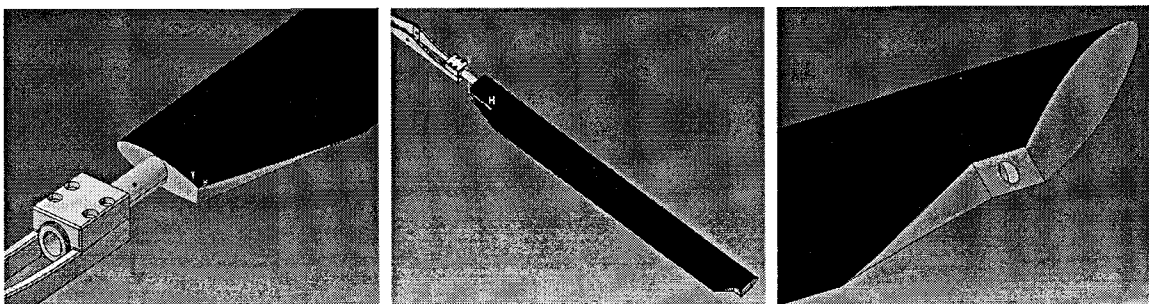


그림 12 텃제트 로터의 설계 형상 (CATIA model)

### 3. 공력 성능 해석

세부 설계 데이터를 관련이론에 적용하여 틱제트 로터의 공력 성능 해석을 수행하였다. 계산 결과는 다음의 표 6과 그림 13과 같다.

표 6 공력 성능 해석 결과

양력 (N)		130
모멘트 (N-m)		97.5
수평 방향	제트 속도 (m/s)	315.8
	블레이드 팁 속도 (m/s)	159
	회전수 (rpm)	1518
	추력 (N)	5
수직 방향	추력 (N)	86
	토크 (N-m)	12
	동력 (HP)	2.6
코닝각 (°)		5.15

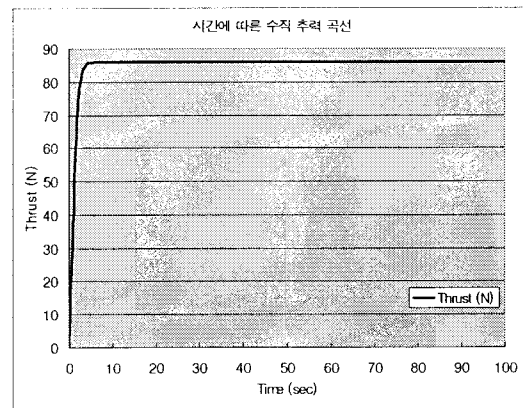
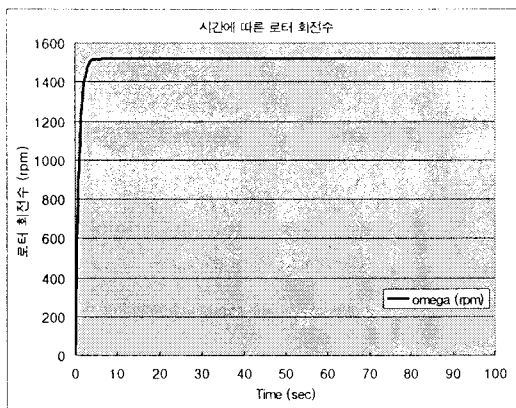


그림 13 시간에 따른 로터 회전수 및 수직 추력 선도

### 제 3 절 축소형 틱제트 로터의 구조해석

#### 1. 유한요소 모델링

결정된 설계 사안에 맞춰 틱제트 로터를 MSC/PATRAN으로 3차원 형상 모델링을 하고, 약 6700여 개의 요소를 사용하여 유한요소 모델링을 하였다. 그림 14에 보여지는 유한요소 모델은 34개의 삼각형 요소, 5534개의 사각형 요소, 114개의 쉘기요소, 992개의 육면체 요소 및 20개의 RBE2 요소로 구성된다.

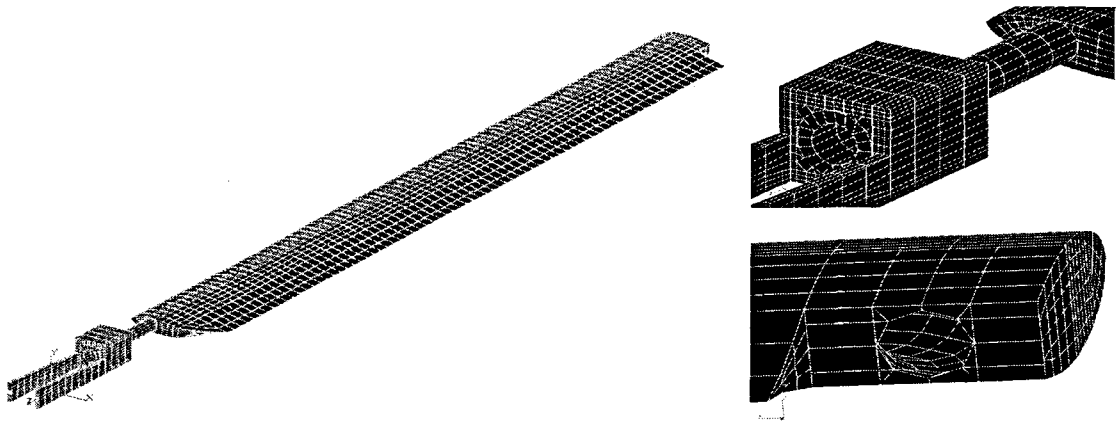


그림 14 틱제트 로터의 절반 형상에 대한 유한요소 모델링

좌우 대칭 형상을 이루고 있으므로 절반의 형상에 대한 유한요소해석을 수행하였다. MSC/NATRAN을 이용하여 선형 정적 해석을 수행하였으며, 설계된 틱제트 로터 내의 각 부분별 변위 및 응력 분포를 조사하였다.

## 2. 해석 조건

해석에 앞서 유한요소 모델에 경계 조건 및 하중 조건을 부여한다.

좌우 대칭 형상이므로 그림 15와 같이 허브의 대칭면상에 위치한 솔리드 요소내의 절점들에 대하여 구속 조건을 적용하였다. 그림 15와 같이 힌지 역할을 하는 구멍 부위의 절점은 x, y, z축에 대한 변위 자유도를 고정하고, 그 외의 대칭면상의 절점들은 z축에 대해 고정 조건을 부여하였다.

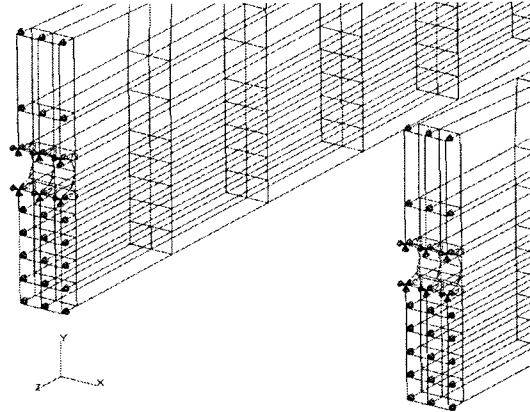


그림 15 적용된 대칭 경계 조건

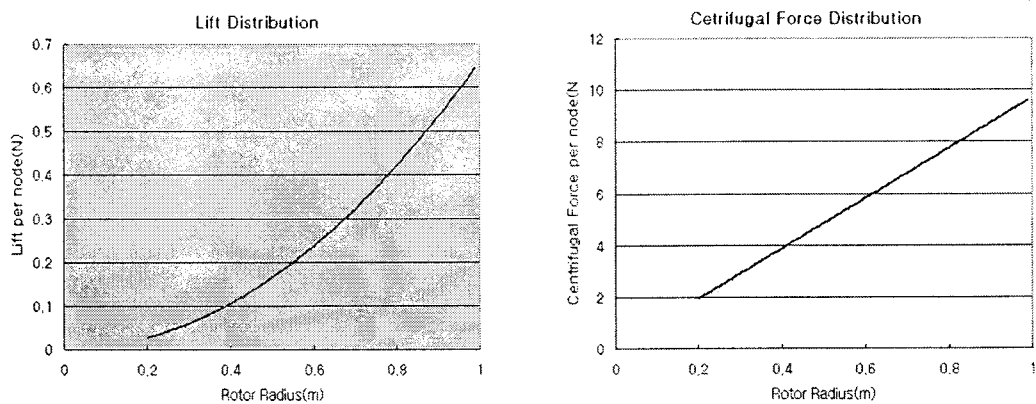


그림 16 로터 반경 방향에 따른 양력 및 원심력 분포

하중 조건은 로터의 회전시 발생하는 양력과 원심력의 반경 방향에 따른 증분값은 그림 16의 분포도와 같이 계산했다. 그림 17과 같이 반경 방향에 대한 하중 증분값을 블레이드 스킨과 내부 유관 사이의 접합부, 스파와 스킨의 접합부의 절점에 각각 적용하였다.

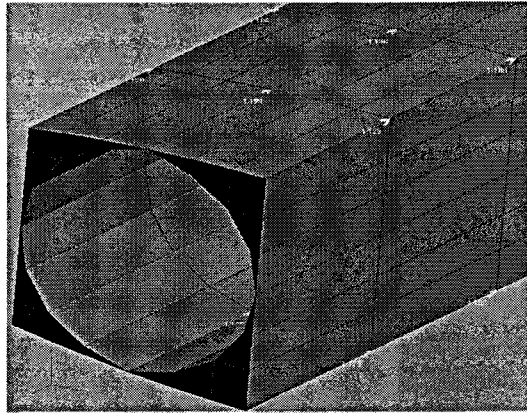


그림 17 적용된 하중 조건

블레이드 팁에서의 스킨과 노즐 사이의 유격 차이로 인한 공백을 그림 18과 같이 RBE2 요소를 사용하여 최단거리 절점을 연결하였다. 실험에서 로터 회전시 형상 유지를 위해 이들 사이에 패킹 등을 추가하는 것과 유사한 조건을 부여하였다.

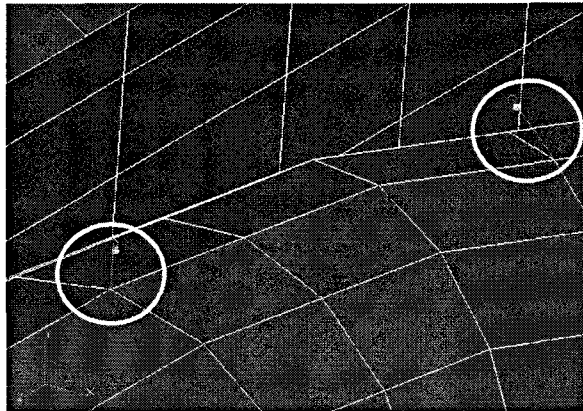


그림 18 블레이드 팁에 적용된 RBE2 요소

### 3. 유한요소해석 결과

#### (가) 변위 분포

팁제트 로터의 회전에 의해 발생하는 양력과 원심력의 작용 방향이 각각 y, z 방향을 향하고 있으므로 x축에 대한 변위를 제외한 양방향 변위만을 고려하였다. 노즐과 블레이드 팁 부분 스킨 사이의 접하지 않는 절점들을 약간 오프셋 시키고 RBE2 요소를 이용하여 연결해 놓았기 때문에 x축 방향의 변위가 미미하게 발생하였다. 하지만 극소량이므로 무시하였다. 그림 19, 20은 y, z축 방향에 대한 변위 분포를 나타낸다.

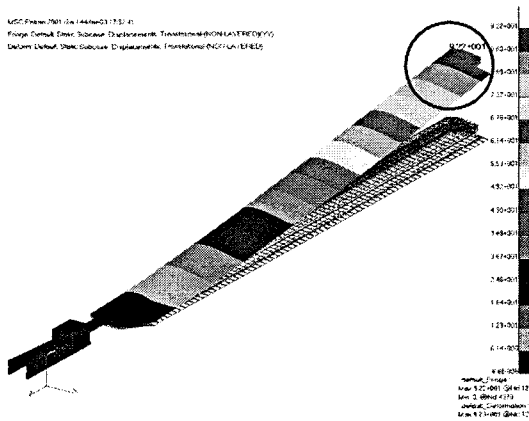


그림 19 y축 방향 변위 분포

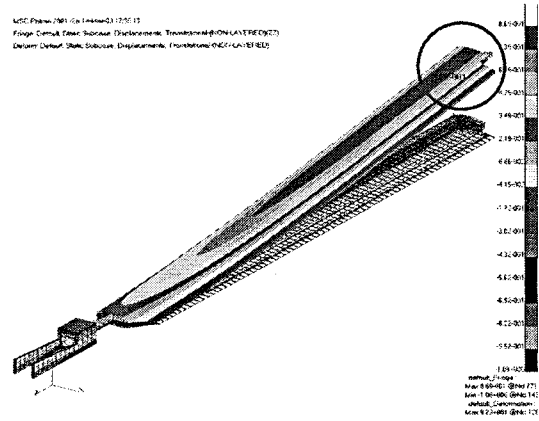


그림 20 z축 방향 변위 분포

변위에 대한 수치적 검증은 성능 해석에서 계산된 로터 코닝각을 이용하였다. 로터 반경에 대한 코닝각의 삼각함수비를 대입하여 회전 반경에 대한 블레이드 팁의 변위를 확인해 볼 수 있었고, 해석 결과와 약 2.3%의 오차를 보임을 알 수 있었다.

다음의 표7에 각 부분별 최대 변위량 및 위치를 표시하였다.

표 7 각 부분별 최대 변위 및 위치

부 분	방 향	최대 변위(mm)	위 치
허 브	Y축	1.06	허브 끝단
Torlon		1.08	유관 연결부 끝단
블레이드		92.2	블레이드 끝단
수치검증		90.1	

#### (나) 응력 분포

해석 결과에서 모든 부위에서 인장응력이 압축응력에 비해 근소한 차이로 크게 작용함을 알 수 있었다. 그림 21은 허브에서 작용하는 Von Mises 응력 분포를 도시한 것이며 허브의



목 부분에서 최대 294 MPa의 인장응력이 나타났다. 작용 응력에 대한 안전상의 여유를 확인하였다.

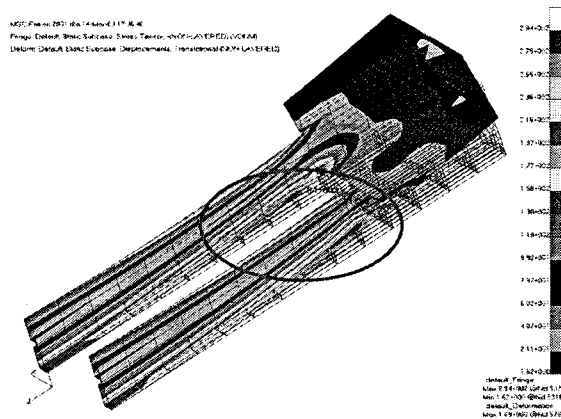


그림 21 허브 부의 Von Mises 응력 분포

그림 22는 설계상 가장 취약 부분으로 예상되었던 유관과 허브의 연결부 응력 분포이다. 설계 시 취약할 것이라 예상했던 연결 부위에서 최대 631 MPa의 인장응력이 나타났다. 모델 전체에서의 최대 응력이 작용하고 있으나 약간의 안전여유가 있음을 확인하였다.

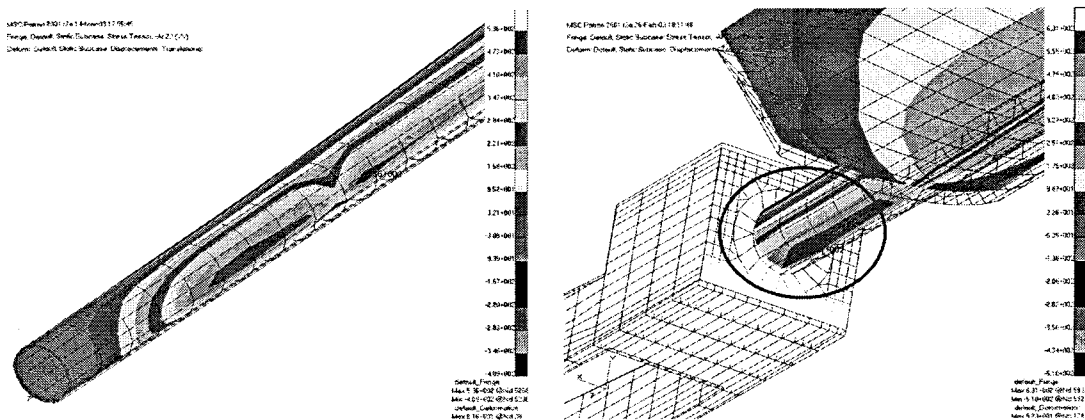


그림 22 유관 부의 Von Mises 응력 분포

그림 23에서는 두 층의 탄소/에폭시 복합재료로 구성된 블레이드의 응력 분포를 나타내고 있다. 블레이드 하부의 외측 적층부에서 최대 601 MPa의 인장응력이 나타났으며, 전체 모델에서의 최대 취약부분으로써 안전상의 문제가 예상되었다.

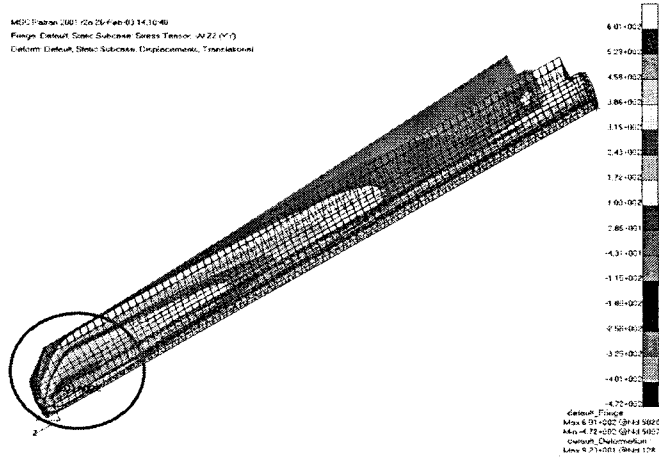


그림 23 블레이드 외측 적층부의 y축 응력 분포

그림 24는 허브와 유관의 연결부에 힌지를 대신하여 삽입하는 Torlon에서의 응력 분포를 나타내고 있다. 허브 중심 방향의 하단에서 최대 38.6 MPa의 인장응력이 나타났으며, 작용 응력에 대해 안전 여유가 있음을 확인하였다.

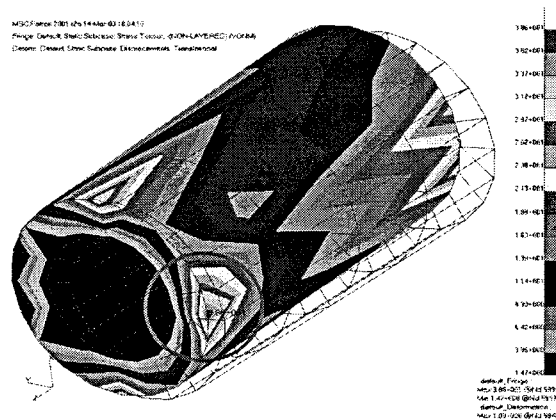


그림 24 Torlon의 Von Mises 응력 분포

다음의 표 8에 각 부분별 응력 분포, 최대 응력 및 안전율을 정리하였다.

표 8 각 부분별 최대 응력분포 및 안전율

부 분	응력 분포	최대 응력 (MPa)	안전율
허 브	Von Mises	294	1.92
블레이드	Y축	601	-0.045
유 관	Von Mises	631	0.36
Torlon		38.6	2.21

(다) 소결론

과단 예상부인 블레이드 스킨에서의 적층 추가 혹은 부분적인 리브의 보강이 필요하다고 판단된다. 또한 전체 모델에서 최대 응력값을 나타내는 유관의 허브와의 연결부에 대한 보강도 필요하다.

## 제 4 절 면내 추력 시험

### 1. 소형 압축기 적용 모델 (Cold Cycle Test)

상용 소형 압축기로부터 분사되는 압축공기를 이용하여 간이 시험 장치를 꾸미고, 면내 추력을 측정하고자 하였다. 그림 25의 소형 압축기는 2.2 kW 급 모터를 장착하고 7기압(상온)에서 질량 유동이  $0.28 \text{ m}^3/\text{min}$ 의 성능을 낸다.

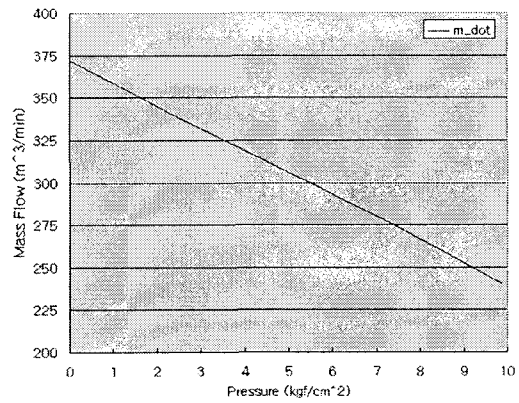
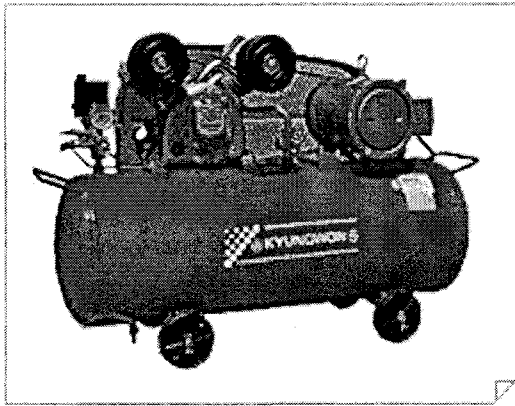


그림 25 소형 압축기 형상 및 성능 곡선

질량 유동 및 압축비에 맞추어 유관과 노즐의 직경을 재설계하여 그림 26과 같은 시험 장치를 제작하여 면내 추력을 측정하였다.

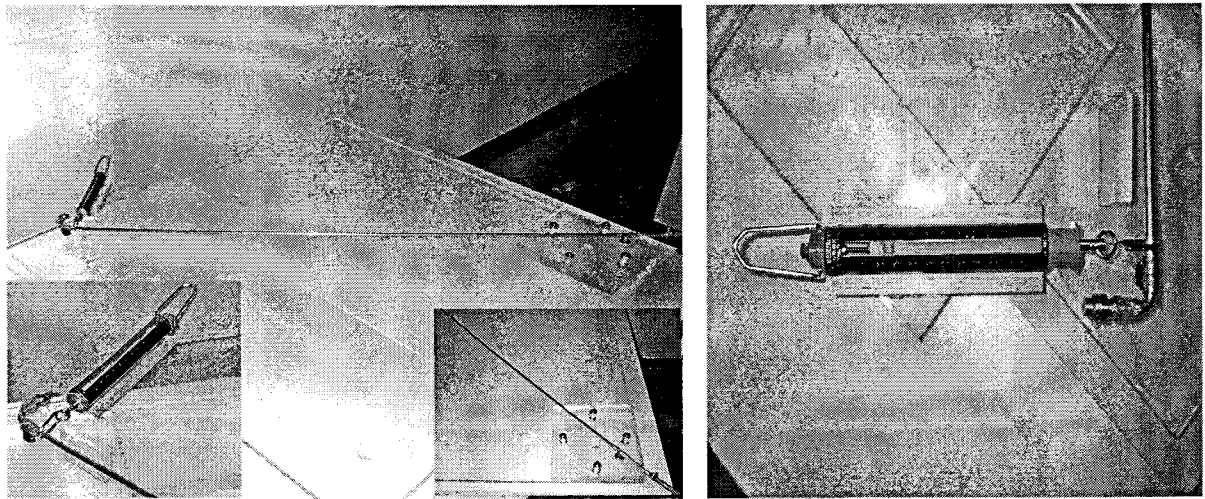


그림 26 상용 소형 압축기를 이용한 간이 실험 장치

유관, 노즐의 직경과 압축공기를 유입하였을 때, 면내 추력의 해석 결과와 실험 결과는 다음의 표 9에 정리하였다.

표 9 소형 압축기 적용시 설계 사항 및 면내 추력 비교

압축비	질량 유동 ( $m^3/min$ )	계산된 노즐 목면적 ( $mm^2$ )	사용된 노즐 목직경 (mm)	유관 내경 (mm)	유관 길이 (m)	면내 추력	
						해석 (N)	실험 (N)
7	0.28	3.55	1.9	10.7	1	2.0	1.5

간이 실험을 통해 면내 추력에 대한 해석 결과와의 비교를 모색하였다. 비슷한 차수의 수치를 나타내는 것으로 보아 일차적으로 접근 방법이 크게 어긋나지 않았음을 확인할 수 있었다. 그러나 25%의 오차에 대한 추가적인 항의 고려가 필요하다는 것을 알 수 있었다.

상용 압축기를 사용하여 초기 설계에서 요구한 질량 유동을 얻고자 한다면, 대형 압축기를 사용해야만 가능하다는 결론이 나왔다. 또한 대형 압축기를 사용하게 되면 과도한 잉여 질량 유동이 발생하므로 커다란 손실이 발생할 것이라는 최종 결론을 내렸다.

## 2. 소형 제트 엔진 적용 모델 (Hot Cycle Test)

앞서 수행하였던 상용 소형 압축기 적용 모델의 경우, 부족한 질량 유동이 문제로 작용하게 되어 대체 방안을 모색하던 중, R/C용 소형 제트 엔진의 연소가스를 이용하는 것에 대해 고려하였다.

소형 제트 엔진의 질량 유동을 대략적으로 계산해 본 결과, 2차 설계사안에 대한 질량 유동을 확보할 수 있다고 판단되었다. 또한, 고온의 연소가스가 노즐에서 분출될 때, 높은 에너지를 갖고 분사되므로 효율이 증가한다는 이점이 있다. 표 10과 그림 27은 사용된 R/C용 소형 제트 엔진의 형상과 기본 사양을 나타낸다.

표 10 PST J600 엔진의 기본 사양

내부 공기압	1.0 ~ 1.5 기압 (25 psi)
가동시 내부 온도	570 ~ 650 °C
엔진 중량	1.5 kg
최대 회전수	16만 rpm
최대 상승 중량	5 ~ 6 kg

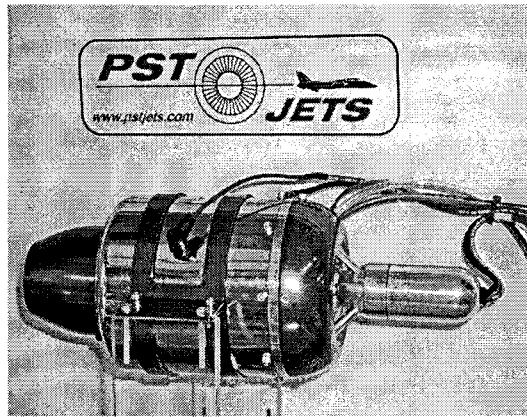


그림 27 PST J600 제트 엔진 형상

최적의 덕트 시스템 설계를 위하여 여러 가지 덕트 시스템을 시도하였다.

(가) 제트 엔진 배기구에 일정 간격을 두고 직관을 설치

소형 제트 엔진의 배기가스를 직경 6 cm가량의 직관을 거쳐 직경 4cm 가량의 직관으로의 흐름 유도를 시도하였다. 그림 28은 제트 엔진 배기구에 일정 간격을 두고 직관을 설치해 놓은 형상이다.

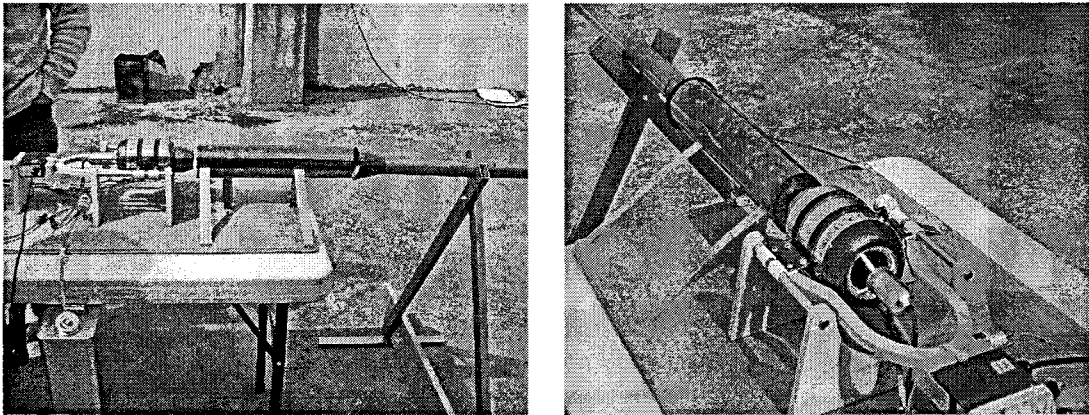


그림 28 제트 엔진의 배기가스 흐름 유도를 위한 1차 시도

배기구와의 간격이 다소 떨어져 있으면서 한 차례의 축소과정에서의 배기가스 흐름의 역류로 인해 대부분의 배기가스가 바이패스 되는 것을 알 수 있었다.

(나) 확산·수축 덕트 설치를 통한 배기가스의 원활한 흐름 유도

배기구 직경과 비슷한 크기의 입구를 갖는 확산 통로를 제트 엔진의 불꽃이 끝나는 지점까지 연장하도록 설치하고 뒷부분에 수축 덕트를 설치하여 배기가스의 흐름을 원활히 유도

하려 하였다. 확산각도는 배기가스 분출에 평행한 방향과 이루는 각도가  $15^\circ$  미만이 되도록 설계하였다.

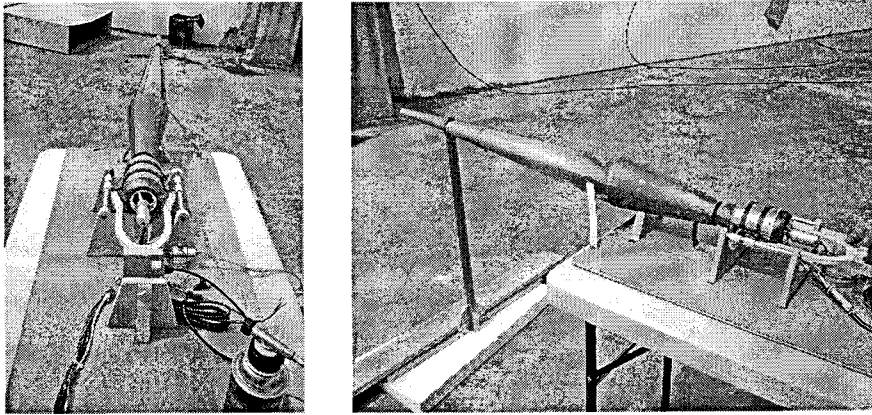


그림 29 제트 엔진의 배기가스 흐름 유도를 위한 2차 시도

그림 29에서 보는 바와 같이 확산·수축 덕트의 설치가 다소 옆으로 기울어져 있는 것을 볼 수 있다. 이것은 배기가스가 나선형으로 돌면서 나오되 중력에 의한 영향을 받아 약간 비스듬한 방향을 갖고 아래로 기울어져 나오기 때문에 배기가스의 원활한 흐름 유도를 위해 오프셋 시켜 놓은 것이다. 정량적인 계산을 할 수 없었기에 다수의 실험을 통해 적절한 위치를 선정했다.

연결부에서 일정 간격을 두어 배기관 내에서 배기가스의 역류로 인한 엔진룸의 과열 및 배압 증가를 피하기 위해 바이패스를 할 수 있도록 고려하였다. 그림 30에서와 같이 연결부를 점차적으로 좁혀가면서 엔진 가동 상태 및 바이패스량에 대해 확인했다. 1과 2는 엔진 출구와 확산 덕트가 약간의 간격을 두고 있는 경우이며, 3, 5, 6의 경우는 엔진 출구와 확산 덕트를 밀착시켜 놓은 경우이다. 모든 경우에서 엔진이 정상적으로 가동이 되는 것을 확인하였다.

바이패스되는 곳의 출구 비율은 그림 30과 같이 계산되었지만 실제로는 바이패스량이 배기량보다 훨씬 많음을 확인하였다.

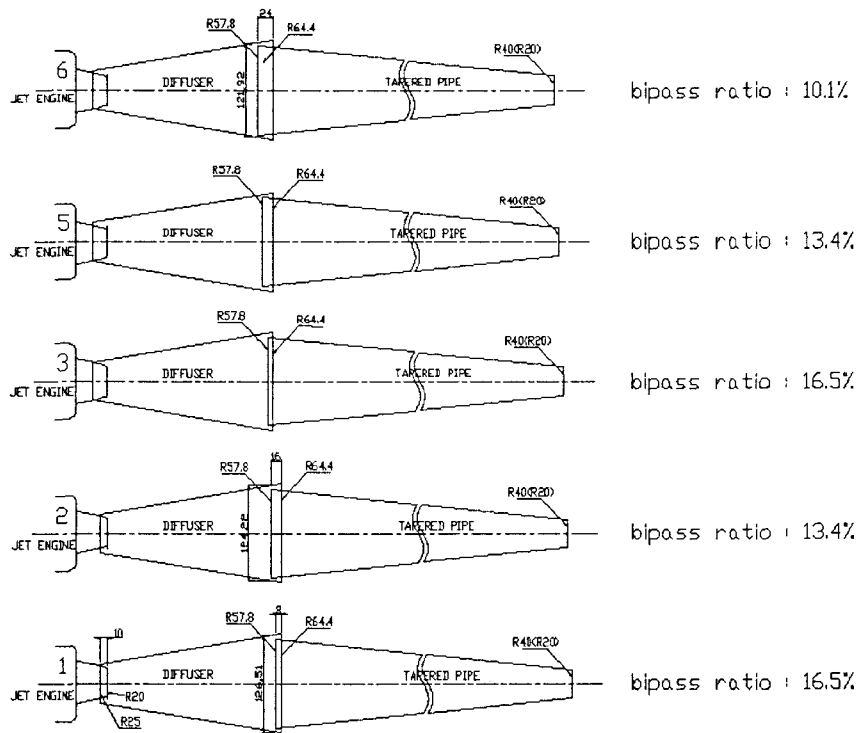


그림 30 배기 덕트의 연결 상태에 따른 바이패스 비율 추정

엔진이 정상적으로 가동되는 것을 확인한 후, 간이로 제작한 유관과 노즐에 연결하여 엔진 가동 상태 및 면내 추력을 측정하였다. 그림 31은 제작한 실험 장치를 보여주고 있다.

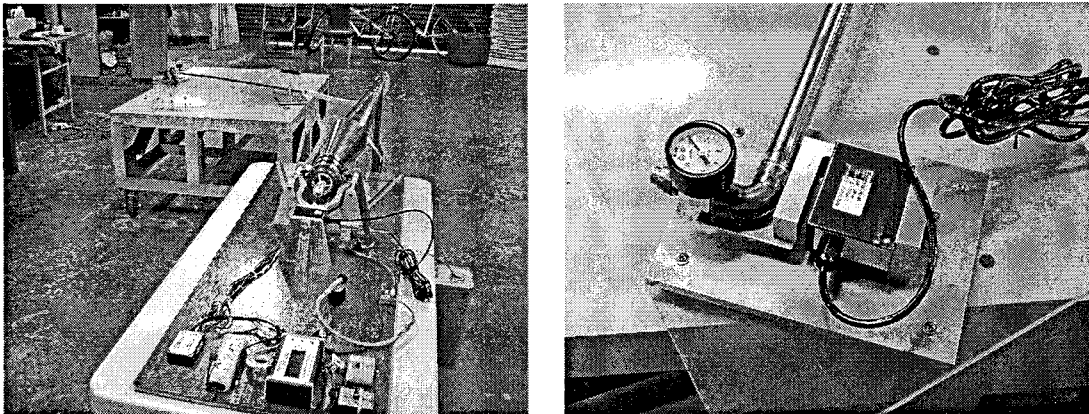


그림 31 덕트 및 유관과 노즐을 연결한 실험 장치 구성도

유관과 노즐을 연결하면 엔진은 정상적으로 가동되나 대부분의 배기가스가 바이패스 되어 100g 미만의 추력이 측정됨을 확인하였다.



(다) 제트 엔진 내부의 터빈 블레이드부의 단면적과 같은 면적을 갖는 직관으로 출구 연결

제트 엔진 내부의 터빈 블레이드부의 단면적과 동일한 단면적을 갖는 직관을 배기구에 밀착시켜 바이패스되는 질량 유동이 없도록 시도하였다. 단, 노즐 목직경은 설계 사안보다 다소 확장되었으며 앞선 간이 실험과 동일하게 유관에 노즐만을 장착한 형상으로 스킨은 제작, 부착하지 않았다. 설계 사안은 다음의 표 11과 같다.

이 경우에도 역시 정상적으로 엔진이 가동되고 배기가스 모두가 노즐을 통해 분사되는 것을 확인하였다.

표 11 엔진 출구 연결 직관, 노즐 및 유관의 직경 및 길이

엔진 내의 터빈 블레이드부 단면적 ( $mm^2$ )	1565.55
엔진 내의 터빈 블레이드부 환산 직경 ( $mm$ )	44.6
엔진 배기구 연결 직관의 직경 ( $mm$ )	49
엔진 배기구 연결 직관의 길이 ( $mm$ )	400
유관의 직경 ( $mm$ )	49
유관의 길이 ( $mm$ )	525
노즐의 길이 ( $mm$ )	200
노즐의 직경 ( $mm$ )	40

한 가지 문제점은 엔진 배기구 연결 직관과 유관을 이어주는 부분에서 유연성을 가지면서 고온고압에 견딜 수 있는 튜브가 필요하다는 것이다. 유연하면서 고온 저항 특성을 갖는 실리콘 튜브를 이용하여 엔진 출구에 연결된 직관과 노즐에 연결된 유관을 연결하고 엔진을 가동시켰다. 이 때, 배기구의 고온의 화염으로 인해 실리콘 튜브가 순식간에 타버리는 것을 볼 수 있었다. 그림 32는 실험 장치 구성을 나타낸다.

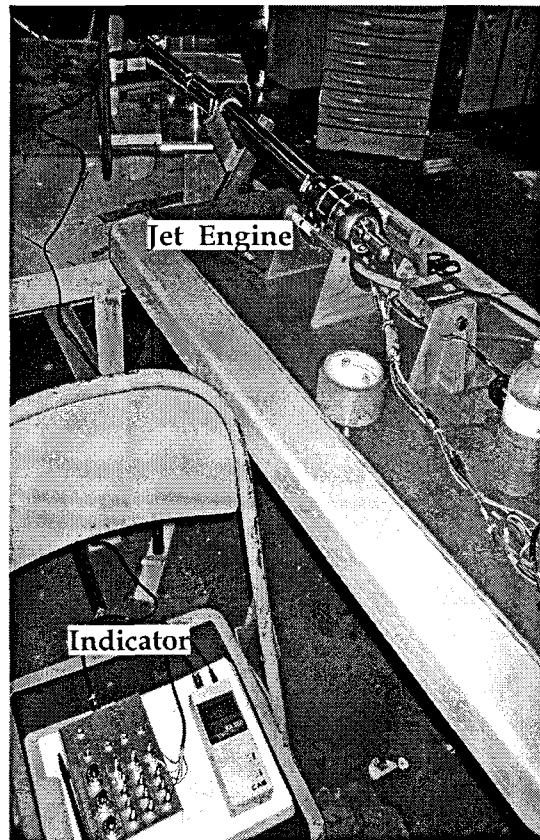
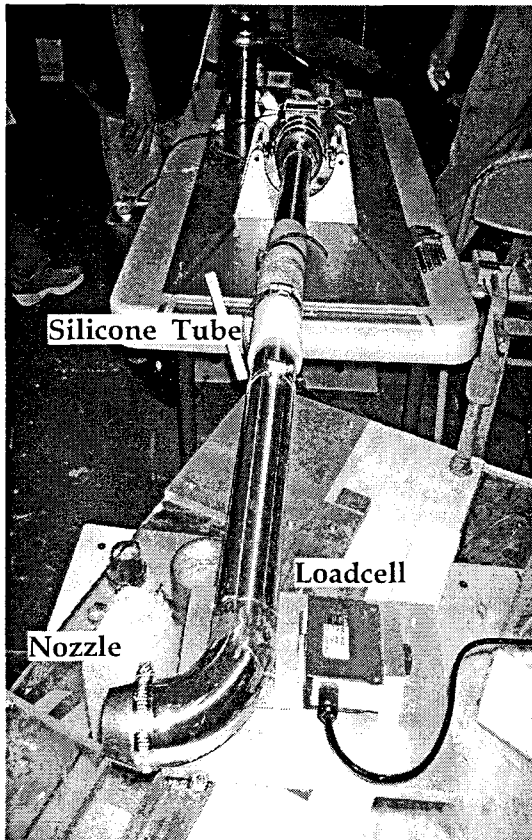


그림 32 환산 단면적과 동일한 면적을 갖는 직관을 연결한 장치 구성도

그림 32와 같이 노즐이 연결된 유관의 끝단에 로드셀을 장착하고, 유관의 끝부분(노즐과 반대방향)에 힌지를 설치하여 회전 자유도를 부여하였다. 노즐에서 배기가스가 분출될 때 발생하는 면내 추력을 측정하였다. 시동 초기에 약 650 ℃정도의 고온으로 상승했으나 정상 상태 운전에 이르러 600 ℃부근에서 유지되었다. 정상적인 가동과 함께 배기가스가 외부로의 손실없이 모두 노즐을 통해 배출되는 것을 확인하였다.

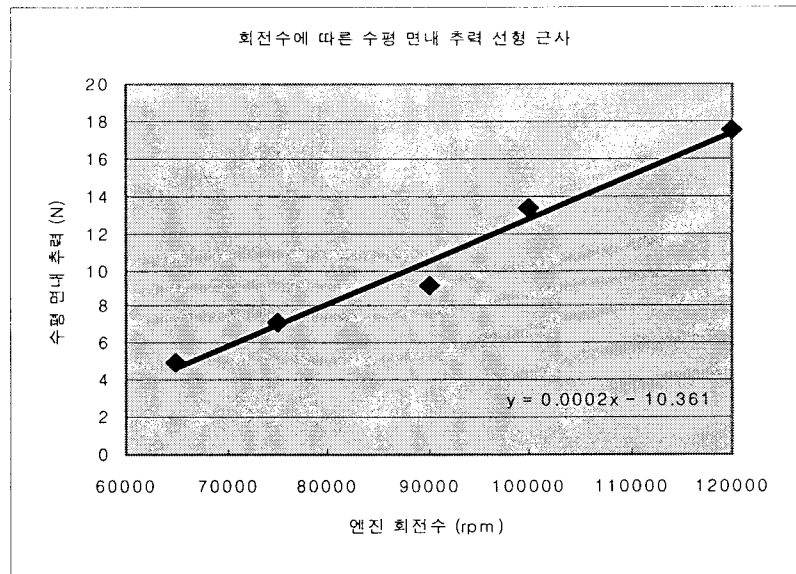


그림 33 엔진 회전수에 따른 면내 추력의 선형 근사 곡선

그림 33은 제트 엔진 내부 블레이드의 회전수에 따른 면내 추력을 측정하여 최소자승법을 이용하여 선형 근사한 곡선이다. 12만 rpm에서 17.4 N의 면내 추력이 측정되었다.

질량 유동을 측정하기 위해 직접 피토포를 사용하려 했으나 600 °C 이상의 고온 배기가스에서 사용할 수가 없었다. 그 대안으로 엔진 내부 터빈 블레이드 부의 단면적과 1 회전시의 피치량 그리고 회전속도와 공기밀도를 곱하여 질량 유동을 추정해 보았다. 최대 12만 rpm에서 질량 유동은 26.2 ( $m^3/min$ )가 될 것이라 추정하였다.

#### (라) 텔레스코픽 덕트를 갖는 로터 제작 및 회전 시험

표 11과 같은 설계 조건을 토대로 그림 34와 같은 블레이드 스킴을 제외한 텔레스코픽 덕트(Y자형 덕트)를 갖는 로터를 제작하였다. 유관 끝단에 노즐을 설치하고 반대편에 로드셀을 설치하여 면내 추력을 측정하였다. 제작상의 편의를 위해 제트 엔진의 배기구에서부터 블레이드 끝단까지 내경 49mm를 사용하여 제작하고, 블레이드 끝단에서 단면적 변화를 부여했다. 끝단의 직경은 직관의 단면적의 절반에 대한 환산 직경을 산출하여 적용하였다.

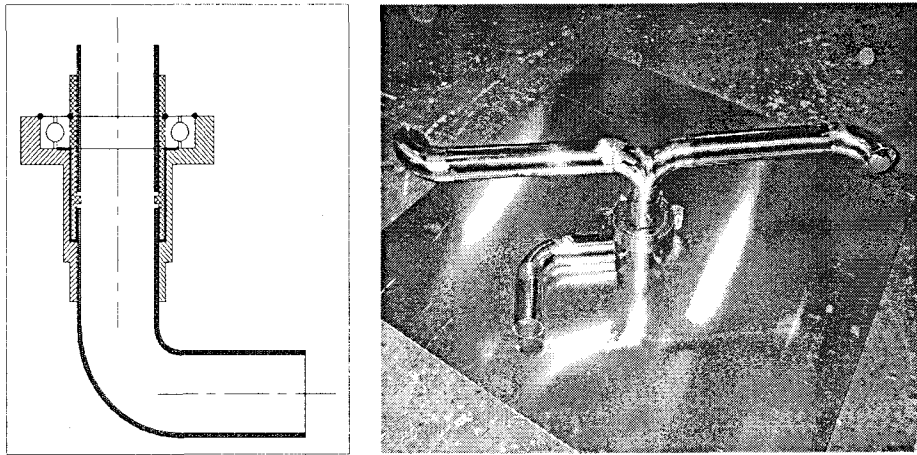


그림 34 제트 엔진 배기구와 연결 텔레스코픽 덕트 및 로터의 형상

노즐 직경을 줄여가면서 추력의 변화 양상을 살펴보았다. 실험 장치의 구성은 그림 35와 같다. 앞선 실험과 같이 제트 엔진의 작동이 정상적으로 이루어졌고, 배기가스 분출에 대한 추력 손실이 거의 없다고 판단되었다. 면내 추력 시험 결과는 다음의 표 12와 같다.

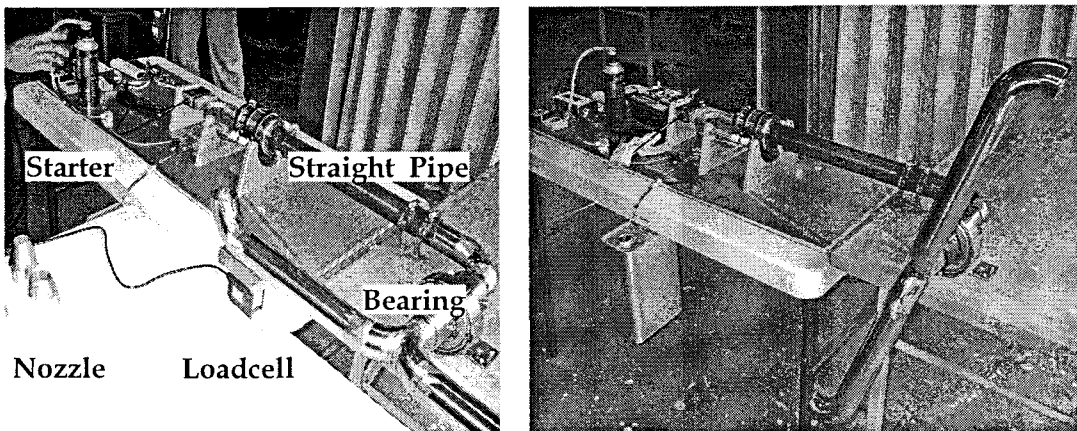


그림 35 텔레스코픽 덕트를 갖는 로터의 면내 추력 시험 및 회전 시험

표 12 노즐 직경 변화에 따른 면내 추력 시험 결과

노즐 내경 (mm)	엔진 회전수 (rpm)	엔진 온도 (°C)	면내 추력 (N)
49	120,000	480	8.63
40		466	11.77
35		478	15.50
30		540	18.64

향후 블레이드 스킨을 포함하여 블레이드를 제작하여 수직 추력 시험을 실시할 것이며, 지상 시험용 치구와 안전장치의 제작이 완료되는 대로 실험을 수행할 계획이다.

## 제 5 절 호버 스탠드 설계 및 제작

터보 제트 엔진을 이용한 팁제트 로터의 회전 실험 시 블레이드의 회전을 통해 수직 추력, 항력에 의한 토크 및 소요 동력에 대한 실험을 수행하기 위해 스탠드의 제작이 필요하다. 그림 36은 본 연구에서 설계한 스탠드의 개념도 및 설계도를 나타내고 있다.

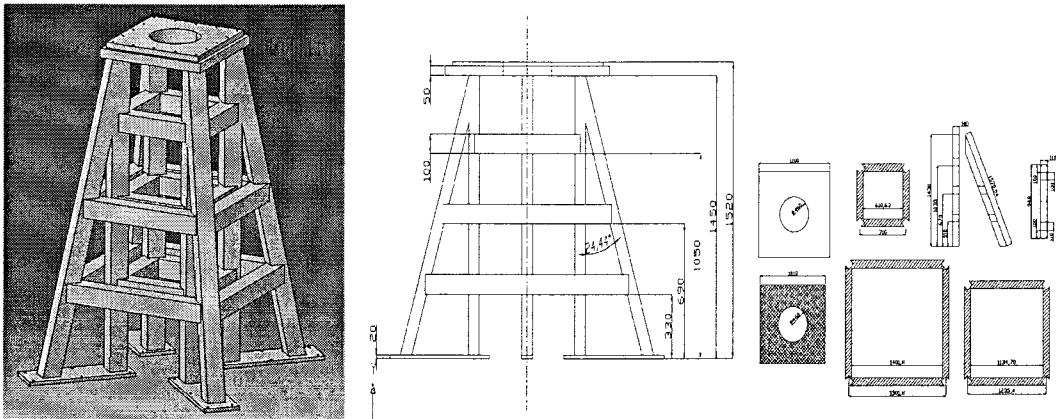


그림 36 지상 시험용 스탠드 입체도 및 설계 도면

지상 시험용 스탠드의 경우, 그 고유진동수가 로터의 고유진동수의 가장 작은 값의 2배 보다 크도록 충분히 강성이 높아야 한다. 로터의 고유진동수는 회전속도와 일치하므로 이를 적용하여 스탠드를 설계한다. 구조용 스테인리스 스틸 각재를 사용하여 설계하고 해석을 수행하였다. [10]

설계된 팁제트 로터의 성능 해석 결과,  $1 \text{ m}^3/\text{min}$ 의 질량 유동에 대해서 로터의 회전속도는 약 1500 rpm이므로 지상 시험용 스탠드의 고유진동수는 3000 rpm (=50 Hz) 이상이 되도록 설계해야 한다는 결론을 내릴 수 있었다. 그림 37, 38은 설계된 지상 시험용 스탠드의 고유모드 해석을 수행한 결과이며, 1차 모드에서 비틀림 모드에 대한 고유진동수는 41.8 Hz, 그리고 2차 모드에서 굽힘 모드에 대한 고유진동수는 62.2 Hz로 예상되었다.

1차 모드의 고유진동수가 요구 조건의 50 Hz보다는 낮지만, 제작 과정에서 상부 플레이트의 크기 축소에 의해 고유진동수가 다소 증가할 것으로 예상할 수 있으므로 구조상의 큰 문제는 없을 것으로 판단하여 설계된 지상 시험용 스탠드의 제작에 착수하였다.

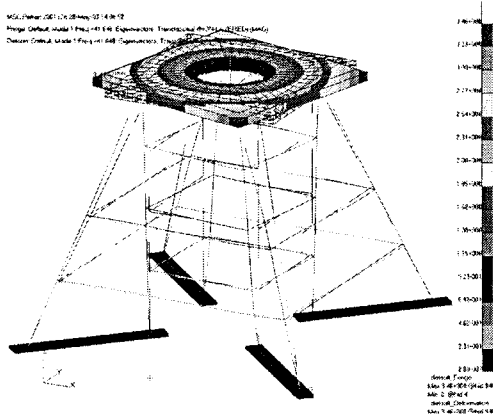


그림 37 1차 모드

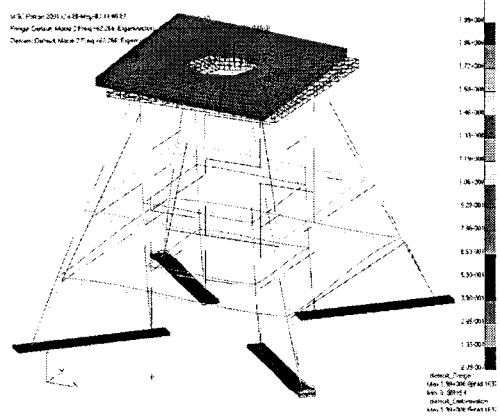


그림 38 2차 모드

그림 39는 제작 완료된 호버 스탠드의 사진을 나타낸다.

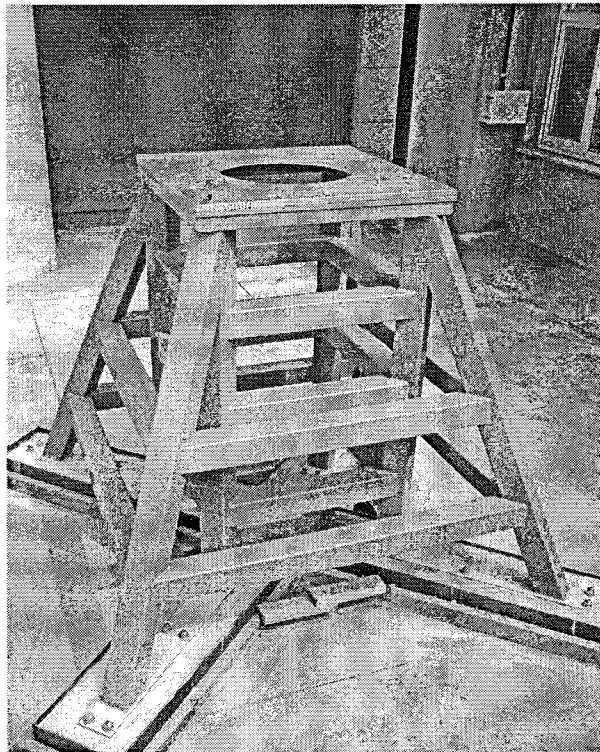


그림 39 제작된 호버 스탠드 설치 형상

## 제 6 절 결론

본 연구에서는 21세기 프론티어 사업의 일환으로 수행되고 있는 수직이착륙 스마트무인기의 체계 개념 연구를 수행하였다.

먼저 틱제트로터 자이로플레인을 제안하고 개념설계를 수행한 후, 축소형 틱제트로터를 설계하였다. 틱제트로터 구현의 핵심 기술을 확보하기 위하여 소형 압축기를 이용하여 핵심적인 개념을 확인하였고 이를 바탕으로 소형 터보 제트 엔진을 이용한 면내 추력 계측 시험을 수행하였다. 끝으로 텔레스코픽 덕트의 회전 시험을 수행하여 실기 적용 가능성을 확인하였다.

연구 결과를 통해 다음과 같은 결론을 도출하였다.

1. 터보 제트 엔진의 연소가스를 이용한 면내 추력 시험에서 가장 중요한 것은 유동 덕트의 적절한 설계, 즉 누설 방지와 초킹 방지를 고려한 설계가 수행되어야 한다. 초킹이 일어나는 경우, 터보 제트 엔진의 시동이 걸리지 않는 등의 문제가 발생한다.
2. 터보 제트 엔진과 덕트 시스템을 동시에 고려한 유동 해석이 필요하다. 즉, 덕트 시스템이 없는 경우에는 엔진이 정상적으로 작동되나 덕트 시스템으로 말미암아 엔진의 작동에 방해가 받게 되므로 이를 동시에 고려한 유동 해석이 필수적이다.
3. 연소가스의 출구 조건의 계측을 위한 고온 실험 장비가 필요하다.
4. 텔레스코픽 힌지 즉, Y형의 양쪽 분기형 힌지를 사용할 경우, 베어링과 덕트의 연결부에서 배기가스의 누설 방지를 위한 고온용 실링 베어링이 필요하다. 실질적으로는 고온의 배기가스를 완벽히 밀폐시킬 수가 없기 때문에 누설의 최소화를 모색하는 것이 바람직할 것이다.

## 제 4 장 목표달성도 및 관련분야에의 기여도

본 연구는 수직이착륙 스마트무인기의 개념설계와 핵심 기술인 소형 터보 제트 엔진의 연소가스를 이용한 틱제트 로터의 면내추력 시험이라는 중요한 내용에 대한 연구를 수행하였다. 7.5개월이라는 짧은 연구 기간에도 불구하고 틱제트 로터에 대한 이론적인 접근과 아울러 소형 압축기와 소형 터보 제트를 이용한 실험적인 연구를 성공적으로 수행하였다. 국내 최초로 수행된 본 시험의 결과로 향후 유사 실험에 대한 기초 자료 제공 및 시행착오를 줄일 수 있게 될 것이다.

이와 아울러 틱제트 로터의 특성을 고려한 R/C급 틱제트 로터의 설계 및 해석을 통하여 본기 설계 시 중요한 요소인 진동 저감에 대한 새로운 설계 아이디어를 제시하였다. 따라서 과제 수행 기간과 예산을 고려하여 볼 때, 본 과제는 성공적으로 수행되었다고 할 수 있다.

## 제 5 장 연구개발결과의 활용계획

소형 터보 제트 엔진 이용 틱제트 로터 분사 시험 장치는 대형 제트엔진에서 제기될 기밀 유지기술, 노즐 설계 기술, 시험 장치 설계 기술 등을 미리 시험해 볼 수 있는 중요한 도구이다. 항공우주연구소의 본 과제가 CRW형의 수직이착륙 무인기가 되는 경우 본 실험 장치를 이용한 다양한 시험을 통하여 많은 결과를 도출할 수 있을 것이다.

## 제 6 장 연구개발과정에서 수집한 해외과학기술정보

해당 사항 없음.



## 제 7 장 참고문헌

- [1] David S. Harvey, 2002, "Specialising in the Unknown," *Unmanned Vehicles. Oct.*, pp.39~40
- [2] 노오현, 1988, 압축성 유체역학, 회중당, pp.136~143, pp. 197~204
- [3] E.K. Liberatore, 1991, "Cold-cycle pressure-jet helicopters-Ventures, Designs, & Developments Part 1 : Ventures," *Vertiflite*, Vol.37 No.6, pp.82~94
- [4] E.K. Liberatore, 1992, "Cold-cycle pressure-jet helicopters-Ventures, Designs, & Developments Part 2 : Design," *Vertiflite*, Vol.38 No.1, pp.67~80
- [5] Ferdinand P. Beer, E. Russell Johnston JR , 1992, *Mechanics of Materials*, McGraw-Hill, pp.190~193, 701
- [6] Dennis G. Zill, Michael R. Cullen, 2000, *Advanced Engineering Mathematics 2nd edition*, Jones & Bartlett, pp.56~58
- [7] Alfred Gessow, Garry C. Myers JR., 1985, *Aerodynamics of the helicopter*, Frederick Ungar Publishing CO., pp.46~143
- [8] Frank M. White, 1995, *Fluid Mechanics*, McGraw-Hill, pp.591~6
- [9] Jimmy C.M. Tai, 1998, A multidisciplinary design approach to size stopped rotor/wing configurations using reaction drive and circulation control, Ph.D. Dissertation, Georgia Institute of Technology
- [10] 주진, 1993, 힌지없는 헬리콥터 로우터의 정지 비행시 동적 특성에 관한 실험적 연구, 서울대학교 항공우주공학과 박사학위 논문
- [11] 이명규, 김덕관, 홍단비, 주진, 2002, "차세대 로터 복합재료 허브시스템 개념설계," 한국항공우주학회 추계학술 발표회 논문집(I), pp.287~290
- [12] 홍단비, 김덕관, 이명규, 주진, 2002, "헬리콥터 반 토오크 시스템의 구조 동역학 설계," 한국항공우주학회 추계학술 발표회 논문집(I), pp.291~294
- [13] 박경훈, 구남서, 박훈철, 윤광준, 2003, "축소형 틱제트 로터의 설계 및 구조해석," 한국항공우주학회 춘계학술 발표회 논문집, pp.203~206

특정연구개발사업 연구결과 활용계획서				
사업명	중사업명	21C 프론티어 연구개발사업		
	세부사업명	스마트 무인기 기술개발사업		
과제명		수직이착륙 무인기 체계개념 연구		
연구기관	건국대학교	연구책임자	윤 광 준	
총연구기간		2002 년. 11 월. 6 일. ~ 2003 년. 6 월. 30 일. ( 8 개월)		
총 연구비 (단위 : 천원)	정부출연금	민간부담금	합계	
	50,000	0	50,000	
기술분야		611		
참여기업				
공동연구기관				
위탁연구기관				
연구결과활용 (해당항목에(√) 표시)	1. 기업화 ( )	2. 기술이전( )	3. 후속연구추진( )	4. 타사업에 활용( )
	5. 선행 및 기초연구(√)	6. 기타목적활용(교육연구)( )	7. 활용중단(미활용)( )	8. 기타( )
<p>특정연구개발사업 처리규정 제 31조(연구개발결과의 보고) 제 2항에 의거 연구결과 활용계획서를 제출합니다.</p> <p>첨부 : 1. 연구결과 활용계획서 1부. 2. 기술요약서 1부</p> <p style="text-align: right;">2003 년 7 월 28 일</p> <p style="text-align: right;">연구책임자 : 기계항공공학부 교수 윤광준 (인)</p> <p style="text-align: right;">연구기관장 : 건국대학교 총장 정길생 (직인)</p> <p>과학기술부장관 귀하</p>				

# 연구결과 활용계획서

## 1. 연구목표 및 내용

한국항공우주연구원의 RFP를 만족하는 무인기의 기본 개념설계를 도출하고자 한다. 임무 분석, 기존 기종에 대한 자료 조사 및 분석을 실시하고, 축소형 모델의 설계, 제작 및 추력 시험을 통해 최종적으로 실기에서 적용할 수 있는 실제 모델에 대한 기본 개념설계를 제시한다.

## 2. 연구수행결과 현황(연구종료시점까지)

### 가. 특허(실용신안) 등 자료목록

발명명칭	특허공고번호 출원(등록)번호	공고일자 출원(등록)일자	발명자 (출원인)	출원국	비고
해당없음					

### 나. 프로그램 등록목록

프로그램 명칭	등록번호	등록일자	개발자	비고
해당없음				

### 다. 노하우 내역

- 소형 터보 제트 엔진의 배기 덕트 및 노즐 설계 기술

### 라. 발생품 및 시작품 내역

- 소형 터보 제트 엔진을 이용한 틱제트 로터 추력 시험 장치

마. 논문게재 및 발표 실적

○ 논문게재 실적(필요시 별지사용)

학술지 명칭	제목	게재연월일	호	발행기관	국명	SCI게재 여부
계: 건수						

○ 학술회의 발표 실적(필요시 별지사용)

학술회의 명칭	제목	게재연월일	호	발행기관	국명
13th MSC Korea User's Conference	축소형 틱제트 로터의 설계 및 구조해석	2003년 4월 11일		MSC Software	대한민국
한국항공우주학회 2003 춘계 학술발표회 논문집	축소형 틱제트 로터의 설계 및 구조해석	2003년 4월 12일		한국항공우주학회	대한민국
2nd AIAA "Unmanned Unlimited" Systems, Technologies, and Operations Aerospace, Land, and Sea Conference and Workshop & Exhibit	Design and Test of Power System for a Reduced-Scale Tip-Jet Rotor Using a Small Turbo-Jet Engine	2003년 9월 17일 (예정)		AIAA	미국
계: 건수	2				

### 3. 연구성과

- 틱제트 로터 자이로플레인의 기본 개념설계
- 소형 터보 제트 엔진의 연소가스를 이용한 틱제트 로터 설계 기술

### 4. 기술이전 및 연구결과 활용계획

#### 가. 당해연도 활용계획

- 스마트 무인기 사업단의 수직이착륙 무인기 기종 선정에 있어서 본 연구의 결과를 활용 가능함

#### 나. 활용방법

- 소형 터보 제트 엔진의 연소 가스를 이용한 틱제트 로터 설계 기술을 검토하여 대형 기종에 대한 적용 가능성을 검토함.

#### 다. 차년도 이후 활용계획

- 향후 유사한 개념의 비행체 개발 시 참고 자료로 활용 가능함.

### 5. 기대효과

수직이착륙 무인기의 개발에 있어서 본 연구의 축소형 연소가스 틱제트 로터 실험 결과는 본 과제의 대형 실험에 앞선 선행 연구 결과로 기종 선정과 연구 방향 정립에 기여할 것으로 사료됨.

### 6. 문제점 및 건의사항

없음.

# 기술 요약서

## ■ 기술의 명칭

소형 터보 제트 엔진의 연소가스를 이용한 틱제트 로터 설계 기술

## ■ 기술을 도출한 과제현황

과제관리번호	A-2			
과제명	수직이착륙 무인기 체계개념 연구			
사업명	21세기 프론티어 연구개발사업			
세부사업명	스마트 무인기 기술개발사업			
연구기관	건국대학교	기관유형	교육기관	
참여기관(기업)				
총연구기간				
총연구비	정부( 50,000 )천원	민간( 0 )천원	합계( 50,000 )천원	
연구책임자 1	성명	윤 광 준	주민번호	
	근무기관 부서	건국대학교 기계항공공학부	E-mail	kjyoon@konkuk.ac.kr
	직위/직급	교수	전화번호	(02) 450-3541
연구책임자 2	성명		주민번호	
	근무기관 부서		E-mail	
	직위/직급		전화번호	
실무연락책임자	성명	구남서	소속/부서	건국대학교 기계항공공학부
	직위/직급	교수	E-mail	nsgoo@konkuk.ac.kr
	전화번호	02-450-4133	FAX	02-444-6670
	주소	서울 광진구 화양동 1번지		

## ■ 기술의 주요내용

### [기술의 개요]

소형 제트 엔진의 연소가스를 덕트 시스템에 통과시켜 팁제트 로터를 회전시켜 수직이착륙 자이로플레인의 추력으로 사용한다. 초킹이 일어나지 않는 것과 마찰, 열에 의한 손실을 최대한 줄이는 것, 누설을 최대한 억제하는 덕트 시스템을 설계하는 것이 기술의 핵심이다.

### <기술적 특징>

- (1) 소형 제트 엔진의 연소가스를 이용한 팁제트로터 회전 기술은 선진국에서도 연구가 진행 중인 단계로서 기술적인 첨단성이 있다.
- (2) 팁제트로터의 진동이 허브로 전달되는 것을 방지하기 위한 설계

### [용도·이용분야]

- (1) 수직이착륙 스마트 무인기 기술 개발의 본 과제에 활용

■ 기술의 분류

[기술코드] 611

[기술분야] (1개만 선택(✓로 표시)하여 주십시오)

- 정보산업     기계설비     소재     정밀화학·공정     생명과학
- 원자력     자원     에너지     항공·우주     해양
- 교통     보건·의료     환경     기초·원천     기타

[기술의 활용유형] (1개만 선택(✓로 표시)하여 주십시오)

- 신제품개발     신공정개발     기존제품개선     기존공정개선
- 기 타 ( )

[기술의 용도] (복수 선택(✓로 표시)가능합니다)

- 기계설비     부품소자     원료재료     소프트웨어
- 가공처리기술     자동화기술     불량률 감소 등 현장애로기술
- 제품설계기술     공정설계기술     기 타 ( )

■ 산업재산권 보유현황(기술과 관련한)

권리유형	명 칭	국가명	출원단계	일자	등록번호
	해당없음				

\* '권리유형'란에는 특허, 실용신안, 의장, 컴퓨터프로그램, 노하우 등을 선택하여 기재  
 \* '출원단계'란에는 출원, 공개, 등록 등을 선택하여 기재



### ■ 기술이전 조건

이전형태	<input type="checkbox"/> 유상 <input checked="" type="checkbox"/> 무상	최저기술료	천원
이전방식	<input type="checkbox"/> 소유권이전 <input type="checkbox"/> 전용실시권 <input type="checkbox"/> 통상실시권 <input checked="" type="checkbox"/> 협의결정 <input type="checkbox"/> 기타( )		
이전 소요기간	년 3 개월	실용화예상시기	5 년도
기술이전시 선행요건	없음		

- \* 기술이전시 선행요건 : 기술이전을 위한 사전준비사항(필수 설비 및 장비, 전문가 확보 등)을 기술
- \* 실용화예상시기 : 기술을 활용한 대표적인 제품이 최초로 생산이 시작되는 시기를 기재

### ■ 기술의 개발단계 및 수준

[기술의 완성도] (1개씩 선택(✓로 표시)하여 주십시오)

✓	① 기초, 탐색연구단계 : 특정용도를 위해 필요한 신 지식을 얻거나 기술적 가능성을 탐색하는 단계
	② 응용연구단계 : 기술적 가능성의 실증, 잠재적 실용화 가능성의 입증 등 실험실적 확인 단계
	③ 개발연구단계 : Prototype의 제작, Pilot Plant Test 등을 행하는 단계
	④ 기업화 준비단계 : 기업화에 필요한 양산화 기술 및 주변 기술까지도 확보하는 단계
	⑤ 상품화 완료단계

[기술의 수명주기] (1개씩 선택(✓로 표시)하여 주십시오)

✓	① 기술개념 정립기 : 기술의 잠재적 가능성만 있는 단계
	② 기술실험기 : 기술개발에 성공했으나 아직 실용성, 경제성 등이 확실치 않은 단계
	③ 기술적용 시작기: 최초의 기술개발국에서만 활용되고 있는 단계
	④ 기술적용 성장기: 기술개발국 및 일부 선진국에서 활용되고 있는단계
	⑤ 기술적용 성숙기: 선진국사이에서 활발한 기술이전이 일어나며, 기술의 표준화가 되어가는 단계
	⑥ 기술적용 쇠퇴기: 선진국에서 개도국으로 기술이전이 활발하게 일어나고, 선진국에서는 기술의 가치가 저하되나, 개도국에서는 아직 시장의 가치가 높은 기술

[기술발전 과정상의 기술수준] (1개씩 선택(✓로 표시)하여 주십시오)

	① 외국기술의 모방단계 : 이미 외국에서 개발된 기술의 복제, reverse Eng.
✓	② 외국기술의 소화·흡수단계 : 국내시장구조나 특성에 적합하게 적용시킴
	③ 외국기술의 개선·개량단계 : 성능이나 기능을 개선시킴
	④ 신기술의 혁신·발명단계 : 국내 최초로 개발

■ 본 기술과 관련하여 추가로 확보되었거나 개발중인 기술

[ 기술개요 ]

기술명	해당 없음
개발단계	<input type="checkbox"/> 연구개발 계획 <input type="checkbox"/> 연구개발 중 <input type="checkbox"/> 연구개발 완료
기술개요	

[ 기술을 도출한 과제현황 ]

과제관리번호			
과제명			
사업명			
세부사업명			
연구기관		기관유형	
참여기관(기업)			
총연구기간			
총연구비	합계 : (            )백만원 - 정부 : (            )백만원    민간 : (            )백만원		
연구책임자	소속		성명
	전화번호		E-mail
연구개발 주요내용			