

무인 탐사시스템을 활용한
남극 빙저 지형(BEDMAP)조사

Antarctic subglacial topography (BEDMAP) survey
using unmanned system



2019. 12.

한 국 해 양 과 학 기 술 원
부 설 극 지 연 구 소



제 출 문

극지연구소장 귀하

본 보고서를 “무인 탐사시스템을 활용한 남극 빙저 지형(BEDMAP)조사” 과제의 최종보고서로 제출합니다.

2019. 12.

연구책임자 : 이 주 한

참여연구원 : 정 창 현 윤 동 진 김 형 권
지 준 화 신 동 섭 김 수 환
최 형 규 김 예 동 이 종 익
현 창 욱 한 향 선 김 현 철
최 태 진 정 지 영 박 태 윤
이 춘 기 강 천 윤 김 선 휘
양 정 현 권 민 정 김 연 태
박 근 보 안 인 혜 김 관 수
주 현 태

위탁연구기관명 : Purdue Univ.

위탁연구책임자 : Melba Crawford

위탁연구기관명 : Univ. of Alabama

위탁연구책임자 : Prasad Gogineni

보고서 초록

과제관리번호	PE19220	해당단계 연구기간	2019.01.01. ~ 2019.12.31	단계 구분	1 / 1	
연구사업명	중 사 업 명	무인 탐사시스템을 활용한 남극 빙저 지형(BEDMAP)조사				
	세부사업명	무인 탐사시스템을 활용한 남극 빙저 지형(BEDMAP)조사				
연구과제명	중 과 제 명					
	세부(단위)과제명	무인 탐사시스템을 활용한 남극 빙저 지형(BEDMAP)조사				
연구책임자	이 주 한	해당단계 참여연구원수	총 : 42 명 내부 : 16 명 외부 : 26 명	해당단계 연구비	정부: 2,000,000 천원 기업: — 천원 계: 2,000,000 천원	
연구기관명 및 소속부서명	극지연구소 기술지원실		참여기업명			
국제공동연구	상대국명 : 상대국연구기관명 :					
위 탁 연 구	연구기관명 : Purdue Univ.		연구책임자 : Melba Crawford			
	연구기관명 : Univ. of Alabama		연구책임자 : Prasad Gogineni			
요약					보고서 면수	191
○ 빙권 탐사용 무인 탐사시스템 개발 - 무인 자동화 탐사 플랫폼 개발 ◦ 국내 전문가들로 이루어진 자문위원단을 통한 무인기 극지 운용시나리오 완성 ◦ 비행체 세부 요구사항 도출 ◦ 극지역 운용에 따른 필요 장비 및 시설물 정의 및 개념 설계 완료 ◦ 무인 자동화 탐사 플랫폼 설계 완료 - 다중 주파수 빙하 레이더 제작 ◦ 탐사 심도 및 공간 해상도 요구 사항 분석을 통한 시스템 설계 ◦ 얼음의 두께 탐사와 이미지를 위한 초 광대역 레이더의 시스템 레벨 설계 완료 ◦ 레이더 구축에 필요한 서브 시스템 개발 및 테스트 완료 ◦ 소형 경량 항공기의 날개 아래에 설치할 수 있는 안테나 어레이를 설계 완료 ◦ 안테나 요소를 프로토타입으로 제작하고 성능 평가 ◦ UWB 레이더로 수집 할 데이터 처리 알고리즘 개발 - 다중플랫폼/센서탐사 센서 통합(초분광센서) ◦ 무인기용 초분광 VNIR-SWIR 센서 구축 완료 ◦ LiDAR, RGB, 초분광 통합시스템 사전 성능 테스트 완료 ○ 빙상 및 빙저 3차원 지형도 제작 - 자료 전처리 기술 개발(초분광센서) - 무인기용 초분광 VNIR -SWIR 센서 구축 및 통합 ○ Bedmap3 컨소시엄 참여 - 데이터 공유체계 구성을 위한 국제 네트워크 분석 - Bedmap3 컨소시엄 핵심그룹에 조기 참여						
색 인 어 (각 5개 이상)	한 글	남극 빙저 지형, 무인 탐사시스템, 초분광센서, 빙하 레이더, 3차원 지형도, 무인기				
	영 어	Antarctic BEDMAP, Unmanned Exploration System, Hyperspectral Sensor, Glacier radar, 3D topographic map, UAV				

요 약 문

I. 제 목

- 무인 탐사시스템을 활용한 남극 빙저 지형(BEDMAP)조사

II. 연구개발의 목적 및 필요성

- 무인 탐사시스템(유무인 복합기)을 활용한 남극 광역 탐사 플랫폼 개발
- 레이더 기술, 무인 탐사시스템용 센서 통합 및 운용 기술 개발
- 빙하 및 빙저지형도 작성 및 BEDMAP컨소시엄 참여

III. 연구개발의 내용 및 범위

- 빙권 탐사용 무인 탐사시스템 개발
 - 무인 자동화 탐사 플랫폼 개발
 - 다중 주파수 빙하레이더 제작 및 운영 기술 확보
 - 플랫폼/탐사 센서 통합 및 운영 기술 확보
- 빙상 및 빙저 3차원 지형도 제작
 - 3차원 광역 빙상 및 빙저 지형 자료 획득
 - 공간 빅데이터 기반 데이터 관리 및 자료 처리 기술 개발
 - 빙상 및 빙저 지형 3차원 영상화 및 특성 규명
- Bedmap3 컨소시엄 참여
 - 데이터 공유체계 구성을 위한 국제 네트워크 분석
 - 데이터 공유체계 구성
 - 국제 공동 캠페인 참여

IV. 연구개발결과

- 빙권 탐사용 무인 탐사시스템 개발
 - 무인 자동화 탐사 플랫폼 개발
 - 국내 전문가들로 이루어진 자문위원단을 통한 무인기 극지 운용시나리오 완성
 - 비행체 세부 요구사항 도출
 - 극지역 운용에 따른 필요 장비 및 시설물 정의 및 개념 설계 완료
 - 무인 자동화 탐사 플랫폼 설계 완료

- 다중 주파수 빙하 레이더 제작
 - 탐사 심도 및 공간 해상도 요구 사항 분석을 통한 시스템 설계
 - 얼음의 두께 탐사와 이미징을 위한 초 광대역 레이더의 시스템 레벨 설계 완료
 - 레이더 구축에 필요한 서브 시스템 개발 및 테스트 완료
 - 소형 경량 항공기의 날개 아래에 설치할 수 있는 안테나 어레이를 설계 완료
 - 안테나 요소를 프로토타입으로 제작하고 성능 평가
 - UWB 레이더로 수집 할 데이터 처리 알고리즘 개발
- 다중플랫폼/센서탐사 센서 통합(초분광센서)
 - 무인기용 초분광 VNIR-SWIR 센서 구축 완료
 - LiDAR, RGB, 초분광 통합시스템 사전 성능 테스트 완료
- 빙상 및 빙저 3차원 지형도 제작
 - 자료 전처리 기술 개발(초분광센서)
 - 무인기용 초분광 VNIR-SWIR 센서 구축 및 통합
- Bedmap3 컨소시엄 참여
 - 데이터 공유체계 구성을 위한 국제 네트워크 분석
 - Bedmap3 컨소시엄 핵심그룹에 조기 참여

V. 연구개발결과의 활용계획

- 빙저호, 심부 빙하 시추를 위한 빙하 및 빙하 하부 지역 탐사 수행
- 빙저화산 연구를 위한 세부 빙저 지형도 작성
- 초분광계 및 광학 센서를 이용한 남극 광역 지질도 작성 지원
- 빙역학에 끼치는 지질학적 영향 이해를 위한 연구 개발
- 남극 대륙 산악지형이 지구 대기 순환과의 상관관계 규명을 위한 원격탐사

S U M M A R Y

I. Title

- Antarctic subglacial topography (BEDMAP) survey using unmanned system

II. Purpose and Necessity of R&D

- Development of Antarctic wide-area survey platform using unmanned exploration system
- Sensors integration and operation technology development for radar technology
- Production of subglacial topography and participating in the BEDMAP3 consortium

III. Contents and Extent of R&D

- Development of unmanned survey system for glacial researches
 - Development of unmanned automated survey platform
 - Development of multi-frequency glacier radar and operation technology
 - Integration of platform / sensors and securing operating technology
- Production of subglacial topographic 3D map
 - Acquisition of 3-D ice sheet and subglacial topographic data
 - Development of data processing technology using GIS
 - 3D visualization and characterization of ice sheet and subglacial terrain
- Participation in the Bedmap3 consortium
 - International network analysis for data sharing system configuration
 - Configure data sharing scheme
 - Participation in international joint campaigns

IV. R&D Results

- Development of unmanned survey system for glacial researches
 - Development of unmanned automated survey platform
 - Complete the drone polar operation scenario through an advisory panel of domestic experts
 - Derivation of aircraft detailed requirements
 - Completion of definition and concept design of necessary equipment and facilities

according to polar operation

- Unmanned automated survey platform design completed
- Development of multi-frequency glacier radar and operation technology
 - System design by analyzing exploration depth and spatial resolution requirements
 - Complete system-level design of ultra-wideband radar for ice thickness exploration and imaging
 - Completed development and testing of subsystems needed for radar construction
 - Designed antenna array that can be installed under the wing of small and light aircraft
 - Prototype antenna elements and evaluate their performance
 - Development of data processing algorithm to collect by UWB radar
- Multiplatform / Sensor Survey Sensor Integration (hyper-spectral Sensor)
 - Completed construction of hyper-spectral VNIR-SWIR sensor for UAV
 - Completed pre-performance test of LiDAR, RGB, hyper-spectral integrated system
- Production of subglacial topographic 3D map
 - Development of data preprocessing technology (hyper-spectral sensor)
 - Construction and Integration of Unmanned hyper-spectral VNIR-SWIR Sensors
- Participation in the Bedmap3 consortium
 - International network analysis for data sharing system configuration
 - Early participation in the Bedmap3 Consortium Core Group

V. Application Plans of R&D Results

- Glacier researches including subglacial lakes and deep glacier drilling
- Detailed topographic map for the study of subglacial volcanics
- Supporting the creation of Antarctic wide-area geological map using hyper spectrometer and optical sensor
- Development of new researches to understand the geological impacts to the ice dynamics
- Support to discover effects of Antarctic continental mountain to the global atmospheric circulation

C O N T E N T S

Chapter 1 Introduction	1
Section 1. Background and Necessity	1
Section 2. Research objectives, content and scope	3
Section 3. Promotion system	4
Chapter 2 Current R&D Status in Korea and Other Nations	5
Section 1. Domestic Technology and Industry Trends	5
2.1.1. Unmanned Technology	5
2.1.2. Polar Glacial Survey(Sensing) Technology	6
Section 2. Other Nations Technology and Industry Trends	7
2.2.1. Market Trends	7
2.2.2. Other Nations Institution Trends	9
Section 3. Patent, Paper Trends	11
Chapter 3 R&D Implementation Contents and Results	13
Section 1. Development of Unmanned Survey System for Glacial Rearches	13
3.1.1. Development of Unmanned Automated Survey Platform	13
3.1.2. Development of Multi-Frequency Glacier Radar Manufacture	32
3.1.3. Platform/Exploration Sensor Integration(Hyperspectral Sensor)	49
Section 2. Ice Sheet and Subglacier 3D Topographic Mapping	53
3.2.1. Data Preprocessing Technology Development(Hyperspectral Sensor)	53
Section 3. Bedmap3 Consortium Participation	56
3.3.1. International Network Analysis	56
Chapter 4 Degree of R&D Goal Achievement	73
Chapter 5 Application Plans of R&D Results	77
Chapter 6 References	78
Appendix 1. Proposal(IceAxe 585, UAVOS)	81
Appendix 2. Proposal(ARGUS UAV in a MAME Configuration)	181

목 차

제 1 장 서론	1
제 1 절 배경 및 필요성	1
제 2 절 연구 목표, 내용 및 범위	3
제 3 절 추진체계	4
제 2 장 국내외 기술개발 현황	5
제 1 절 국내 기술, 산업동향	5
2.1.1. 무인체 기술	5
2.1.2. 극지 빙권 탐사(센싱) 기술	6
제 2 절 국외 기술, 산업동향	7
2.2.1. 시장 동향	7
2.2.2. 국외 기관 동향	9
제 3 절 특허, 논문 동향	11
제 3 장 연구개발수행 내용 및 결과	13
제 1 절 빙권 탐사용 무인 탐사 시스템 개발	13
3.1.1. 무인 자동화 탐사 플랫폼 개발	13
3.1.2. 다중 주파수 빙하레이더 제작	32
3.1.3. 다중 플랫폼/센서탐사 센서 통합(초분광센서)	49
제 2 절 빙상 및 빙저 3차원 지형도 제작	53
3.2.1. 자료 전처리 기술 개발(초분광 센서)	53
제 3 절 Bedmap3 컨소시엄 참여	56
3.3.1. 국제 네트워크 분석	56
제 4 장 연구개발목표 달성도	73
제 5 장 연구개발결과의 활용계획	77
제 6 장 참고문헌	78
부록 1. 제안서(IceAxe 585, UAVOS)	81
부록 2. 제안서(ARGUS UAV in a MAME Congifuration)	181

그림 목 차

그림 1.1. 총 연구기간 로드맵	4
그림 1.2. 연구개발 추진체계	4
그림 2.1. 무인체 시장규모(손훈 등, 2016)	7
그림 2.2. 남극에서 센서 관련 논문의 연간 출판 항목(좌)과 연간 피인용 수(우)	11
그림 2.3. 남극에서 항공기(무인기 포함)를 이용한 논문의 연간 출판 항목(좌)과 연간 피인용 수(우).	12
그림 2.4. 남극에서 Radar를 이용하여 빙하탐사를 수행한 논문의 연간 출판 항목(좌)과 연간 피인용 수 (우)	12
그림 3.1. 한서대학교 OPV시스템(좌-비행체, 우-지상통제차량)	13
그림 3.2. 한서대학교 OPV시스템 비행체 내부 개조 형상	13
그림 3.3. 한서대학교 OPV시스템 분해 및 포장 작업 견학	14
그림 3.4. 극지용 유무인 복합 항공기 시스템 기술 자문단 구성	14
그림 3.5. 비행저항을 절감시킬 수 있는 형상의 안테나 포트 및 파일론 설계	17
그림 3.6. 최대속도에서의 사이드슬립 스트레스 해석	17
그림 3.7. 컨테이너용 쉘매 및 크레인	19
그림 3.8. 이동식 에어돔 격납고	19
그림 3.9. 입찰 공고문(남극 빙권 탐사용 무인항공기 시스템 제작)	21
그림 3.10. 임무장비 장착(안)	22
그림 3.11. 적합기종① 지상장비(SW)의 사용자 인터페이스	29
그림 3.12. 적합기종② 지상장비(SW)의 사용자 인터페이스	29
그림 3.13. UWB 레이더 depth sounder/imager 블록 다이어그램	36
그림 3.14. 수신기 프로토타입과 측정된 응답	37
그림 3.15. (왼쪽)프로토타입 T/R 모듈과 커버 플레이트. (중간)송신기와 안테나 간 삽입손실 측정값 (오 른쪽)송신기와 안테나 간 isolation 측정값	37
그림 3.16. 시간과 주파수 도메인에서 측정된 UWB 레이더 wave form	38
그림 3.17. 약 3750m 범위에서 목표물을 시뮬레이션하기 위해 광학 지연선을 사용하여 측정된 레이더 임펄스 응답	38
그림 3.18. 레이더 sounder와 UWB 마이크로웨이브 레이더 지원이 가능한 디지털 서브시스템	40
그림 3.19. 디지털서브시스템 블록 다이어그램	40
그림 3.20. 안테나 구조 및 사양과 관심 주파수 범위에서의 안테나 성능 시뮬레이션	41
그림 3.21. 케이스 구조 및 사양과 관심 주파수 범위에서의 안테나 성능 시뮬레이션	42
그림 3.22. CTLS 날개 구조 및 사양에서 시뮬레이션 된 안테나 성능	43
그림 3.23. VHF 안테나, 파일론, 레이더 시스템 및 자율비행제어 시스템을 갖춘 Flight Design사 CTLS	44
그림 3.24. 안테나와 파일론 구조	45

그림 3.25. Vne에서 공기 역학적 측면 슬립 능력	46
그림 3.26. 안테나와 파일론 프로토타입	47
그림 3.27. 프로토타입 안테나 및 파일론의 RF 반사 손실 성능	47
그림 3.28. 초분광 VNIR-SWIR 센서가 드론에 장착되어 운용 시험	49
그림 3.29. 다중센서 동시 셋팅을 위한 Flight calculator.	51
그림 3.30. LiDAR-RGB-초분광 통합 센서시스템	52
그림 3.31. LiDAR 센서를 통해 획득된 카운실 연구지역 포인트클라우드(좌)와 정밀 3차원 지형 영상 (우)	52
그림 3.32. 무인기에서 획득된 초분광영상의 자료처리 흐름도	53
그림 3.33. 영상획득시 설치된 분광타겟 (좌)과 각 분광타겟의 분광반사율 (우).	53
그림 3.34. 기하학적 왜곡인 심한 line scanning 방식의 초분광 영상.	54
그림 3.35. 고정밀 GPS/IMU 정보와 3차원 수치표고모델을 이용하여 기하학적 보정이 완료되어진 초분 광 정사영상	54
그림 3.36. 초분광 모자이크 정사영상 (상) Natural color 합성영상, (하) Color infrared 합성영상	55
그림 3.37. 미네소타 대학에서 운영하는 극지 공간정보 센터 홈페이지의 메인화면	56
그림 3.38. Open data and licensed data	57
그림 3.39. 1:250,000 축적의 지형도	58
그림 3.40. Central Transantarctic Mountains의 위성 이미지 지도	58
그림 3.41. 1954년 알래스카의 문헌도	58
그림 3.42. 남극 Beacon Valley의 지질도	58
그림 3.43. Worldview-1(Panchromatic)	59
그림 3.44. Worldview-2(Multispectral)	59
그림 3.45. Worldview-3(Multispectral)	59
그림 3.46. Worldview-4(Multispectral)	59
그림 3.47. 1964년 남극 Pensacola Mountains의 항공 사진	60
그림 3.48. 산악지역의 디지털 고도모델	61
그림 3.49. 해당 지역에 음영처리를 하여 지도 제작 및 해석에 사용	61
그림 3.50. 2014~15 사업의 맥머도 사운드 지역에서 복합 그리드(회색)에 대한 LiDAR 인덱스 지도 ·	61
그림 3.51. 2001 ATM 사업의 맥머도 사운드 지역에서 LiDAR 자료가 회색으로 표시	62
그림 3.52. 검은색으로 표시된 북위 60이상 모든 육지 영역 포함된 ArcticDEM	63
그림 3.53. Hillshade rendering of ArcticDEM Release 7	63
그림 3.54. ArcticDEM Strips 서비스 지역 표시 (Release 7)	64
그림 3.55. ArcticDEM Mosaic 배포 범위 (Release 7)	64
그림 3.56. Esri사에서 개발한 ArcticDEM 탐색기. ArcticDEM 자료의 시각화 및 기본 분석 서비스 ·	65
그림 3.57. 36 "×36 " 포스터 크기로 보간된 ArcticDEM 지도.	66
그림 3.58. 보라색(8m), 파란색(2m) 스트립트.	66

그림 3.59. 스트림 밀도범위	66
그림 3.60. REMA Mosaic Tiles(Release 1)	67
그림 3.61. 구름 등에 의해 생긴 고도오차	67
그림 3.62. 매년 오차를 수정해 나간 범위	67
그림 3.63. NGC REMA 웹 앱	67
그림 3.64. 음영 처리 버전	68
그림 3.65. 지도 제작 버전	68
그림 3.66. Bedmap3 핵심그룹 가입 초청메일(BAS)	69
그림 3.67. ISAES 핵심그룹 미팅의 Bedmap3 소개 및 추진 현황 발표	70
그림 3.68. ISAES 2019 Bedmap3 관련 발표(참여 기관 및 국가에 대한민국 포함)	70
그림 3.69. Bedmap3 데이터 제공을 위한 데이터 포맷 및 저작권 등 협의 메일(BAS)(1/2)	70
그림 3.70. Bedmap3 데이터 제공을 위한 데이터 포맷 및 저작권 등 협의 메일(BAS)(2/2)	70



표 목 차

표 2.1. 무인기 산업생태계 분야별 추진계획 - 산업통상자원부	6
표 2.2. 국가별 극지용 주요 무인 기술개발 및 운용 실적	10
표 3.1. 극지용 유무인 복합 항공기 시스템 기술 자문단 명단	14
표 3.2. 임무장비 목록	16
표 3.3. 극지용 유무인 복합 항공기 주요제원	18
표 3.4. 유사 무인기 주요 사양	20
표 3.5. 임무장비 별 세부 장착 형상	22
표 3.6. 적합기종① 탑재장비의 형상 및 주요 사양	23
표 3.7. 적합기종② 탑재장비의 형상 및 주요 사양	26
표 3.8. 적합기종① 지상장비(HW)의 형상 및 주요 사양	28
표 3.9. 적합기종② 지상장비(HW)의 형상 및 주요 사양	29
표 3.10. 적합기종① 통신장비의 형상 및 주요 사양	30
표 3.11. 적합기종② 통신장비의 형상 및 주요 사양	31
표 3.12. 요구 사항에 매칭되는 목표 사양	32
표 3.13. UWB 레이더 사양	33
표 3.14. 5km두께의 얼음 및 20dB/km 양방향 감쇠 손실에 대해 얻은 S/N비율	35
표 3.15. 개발중인 디지털 서브 시스템 사양	39
표 3.16. 레이더 설치 시 항공기의 무게와 균형	48
표 3.17. VNIR, SWIR 센서 스펙	50
표 3.18. 지도 현황(2019년 4월 24일 기준)	58
표 3.19. 위성 정보	63

제 1 장 서론

제 1 절 배경 및 필요성

○ 기술적 측면

- 극지역과 관련된 모든 연구는 빙하의 광역적인(Top, Interior, Bottom, Edge)의 정보를 기본으로 하고 있으나 현 기술은 일부(Top과 Edge) 관측만 이루어지고 있어 연구의 진보와 확장을 위해서는 기술의 진전이 필요
- 미국 영국 등 선진국들의 극지 탐사기술은 많은 부분 유인 항공에 기반을 두고 있으나, 우리는 현 단계에서 육상 기반의 연구를 수행하고 있으며, 향후 극지연구에 유인 항공기 도입이 불투명하므로 이를 대체할 수 있는 무인항공기 등의 도입 활용이 시급
- 글로벌 저성장의 장기화와 Anti-Globalism이 확산될 경우 세계 각국은 자국의 경쟁력 강화 정책을 더욱 강하게 추진할 전망이며 외국 기술/협력에 의존하던 극지기술은 원천 기술의 부족으로 심각한 타격을 입을 수 있음

○ 경제·산업적 측면

- 최근 활발히 이루어지고 있는 무인 자동화 기술(무인비행기 등)에 대한 극한환경 실증으로 시스템 성능 및 안정성 확보를 통해 산업으로의 기술 파급력이 클 것으로 판단되며, 국토부와 과기정통부가 추진하는 드론산업발전 기본계획('17~'21)에 우위 확보
- 무인비행기 시장은 현재 704억원이나 정부 주도로 2026년까지 4조 1,000억으로 그 규모를 신장시키고 기술 경쟁력을 세계 5위권으로 진입시키고자 하는 노력이 있으며 산업 파급효과가 높은 분야로 4차 산업을 선도하는 차원에서 시급히 추진할 필요가 있음
- Bedmap작성을 통한 남극 전역에 대한 지질 자원의 추정이 가능하며 이를 통한 국가 경쟁력 및 극한지 자원개발과 관련된 파생 산업 발생 유도

○ 과학적 측면

- 21세기 남극 연구 (COMNAP Antarctic Roadmap Challenge, 2016)는 4차 산업혁명, 무인기 등 개발에 발맞추어 무인화 및 광역화 되고 있는 추세로 극지연구를 선도하기 위해서는 ICT 및 무인기, 무인로봇 관련 기술의 빠른 적용이 불가피
- 대한민국 해양 영토 확장을 주도하고 남극 대륙탐사, 기후변화에 의한 빙권의 변화 등의 극한 지역의 선도적 과학 역량 확보와 주요 이슈 선점, 수월성 있는 극지 연구를 수행하기 위해서는 새로운 극지연구의 플랫폼과 장비가 활용되어야 함
- 내륙기반 연구는 빙저호 및 심부빙하 시추 등과 같은 광역적인 연구들이 수행되어야 하

는데도 불구하고 현 연구수준은 기지기반의 지역적인 연구로 한정되어 있어 연구영역을 확장하기 위해서는 새로운 연구가 추진되어야할 필요성이 있음

○ 사회·문화적 측면

- 호주연방과학산업연구기구(CSIRO) 등 6개 연구기관이 참여한 국제연구팀은 오는 2100년까지 해수면이 최고 88cm까지 오를 가능성이 있다는 연구결과를 발표했고, 기후변동에 관한 정부간 패널(IPCC) 보고서는 2030년까지 해수면이 현재보다 8~29cm 상승, 인도네시아 섬 2,000개가 수몰될 가능성을 예상
- 선도적인 기후변화 대응 및 해수면 변동으로 인한 국내·외 연안 공간 관리 등에 적극 대응하기 위해 기후변화에 민감하고 기여도가 큰 남극의 광역 빙권의 상세 탐사 및 모니터링이 필요

○ 정책적 측면

- 4차 산업 기술을 활용한 극지연구 영역 확대
 - 극지연구소는 남북극기지와 아라온호 등 독보적인 인프라를 이용한 연구 잠재력을 갖추었음에도 극지 탐사장비와 극지용 특수 센서 등과 같은 ‘소프트 인프라’ 부재로 극지연구 선진국을 넘어서는 연구결과 도출에 한계
 - 전세계 극지연구는 4차 산업혁명, 무인기 등 개발에 발맞추어 무인화 및 광역화 되고 있는 추세로 극지연구를 선도하기 위해서는 ICT 및 무인기, 무인로봇 관련 기술의 빠른 적용이 불가피
 - 남극 대륙 진출을 위해 빙상의 두께, 크레바스 위치 파악 등을 파악하기 위한 수단으로, 기존에 개발된 국내 무인, 항공 로봇에 극지 환경 적응 융합시스템을 개발·적용, 남극 대륙 빙저지형도(Bedmap) 파악 가능
- 극지 및 해양 관련 정부 정책에 부응
 - ‘제3차 남극연구활동진흥기본계획’(17~21)에 따른 실용화, 상용화 및 융·복합 연구 추진에 부합
 - 극한지에서 운용 가능한 탐사장비 및 로봇, 무선 통신 네트워크 기술 개발 등 창의적인 융·복합 연구과제 발굴·추진
 - * 지능형 로봇, IoT, 드론산업과 직접적으로 연계되는 기술로 4차 산업혁명의 first-mover로서 기술 및 시장 선도
 - ‘제3차 남극연구활동진흥기본계획’에 따른 남극 내륙진출과 미지 미답의 연구영역 개척에 부합
 - 극한지에서 운용 가능한 탐사장비 및 로봇, 무선 통신 네트워크 기술 개발 등 창의

적인 융·복합 연구과제

- 해양수산발전기본계획(‘11~’20, 신성장동력 창출을 위한 해양과학기술 개발)
 - 기후변화 대응을 위한 해양과학기술 개발 및 연구 인프라 확충에 부합
 - 무인 탐사 시스템 구축으로, 기후변화에 기여도가 큰 남극의 광역 빙권의 상세 모니터링이 가능하며 선도적인 기후변화 대응 및 해수면 변동으로 인한 국내 연안 공간 관리 등에 기여
 - (투자 효율성) 관련 기술 개발로 인한 산업 파급효과 발생 및 연구 주도권 확보
- 최근 활발히 이루어지고 있는 무인 시스템(무인비행기 및 육상로봇 등)에 대한 극한환경 실증으로 시스템 성능 및 안정성 확보
 - 관련된 기술은 소재, 플랫폼, 에너지 등의 원천기술 확보와 활용에 전·후방 산업 파급효과가 높으며 우주로봇 등으로 확대 가능
- 극한 환경 로봇 기술은 아직 선진국에서도 확고한 우위를 점하지 않은 분야로 기술 선점 및 연구 주도권 확보 가능
- 대한민국 해양 영토 확장을 주도하고 남극 대륙탐사, 기후변화에 의한 빙권의 변화 등의 극한 지역의 선도적 과학 역량 확보

제 2 절 연구 목표, 내용 및 범위

본 사업의 최종 목표는 국내 개발된 ‘무인 시스템을 활용하여 남극 광역 빙상 탐사를 수행하여 빙저 지형도를 작성’이다.

수행할 주요 연구내용을 요약하면 다음과 같다.

- 빙권 탐사용 무인 탐사시스템 개발
 - 무인 자동화 탐사 플랫폼 개발
 - 다중 주파수 빙하레이더 제작 및 운영 기술 확보
 - 플랫폼/탐사 센서 통합 및 운영 기술 확보
- 빙상 및 빙저 3차원 지형도 제작
 - 3차원 광역 빙상 및 빙저 지형 자료 획득
 - 공간 빅데이터 기반 데이터 관리 및 자료 처리 기술 개발
 - 빙상 및 빙저 지형 3차원 영상화 및 특성 규명
- Bedmap3 컨소시엄 참여
 - 데이터 공유체계 구성을 위한 국제 네트워크 분석
 - 데이터 공유체계 구성
 - 국제 공동 캠페인 참여

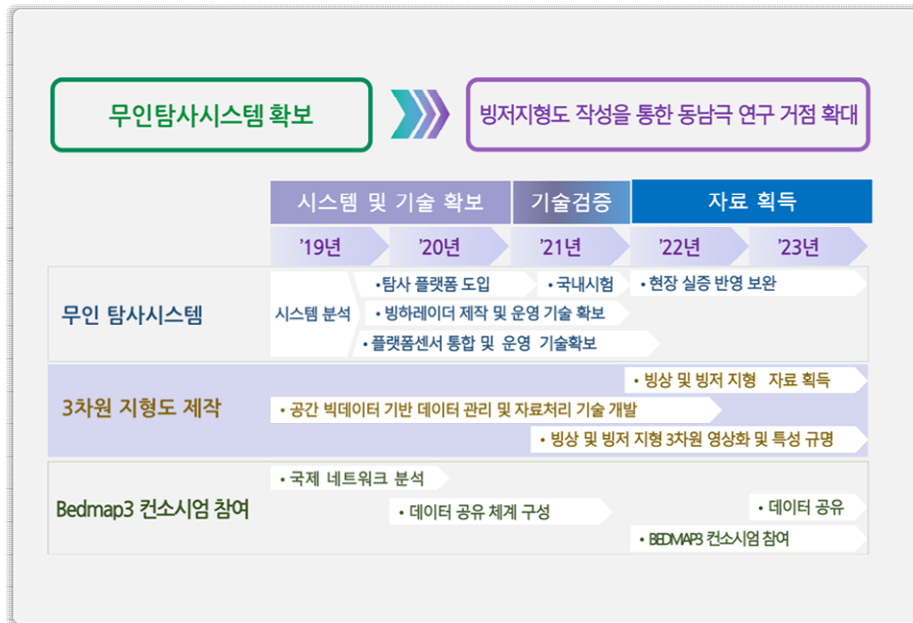


그림 1.1. 총 연구기간 로드맵

제 3 절 추진체계

- 국내 산학연 협력 및 국제공동연구 수행을 통해 연구개발의 효율화
- 1단계 5개년 연구를 통해 무인 탐사 시스템을 개발하고 운용 및 데이터 처리기술을 개발
- K-Route의 연구거점인 남극 내륙내에서 무인항공 레이더 탐사를 수행하고 남극 내륙에서 개발되고 있는 빙저 지형 네트워크(BEDMAP)에 적극적인 참여를 통해 국제공동연구 프로그램의 주도적 개발 및 국제위상 제고

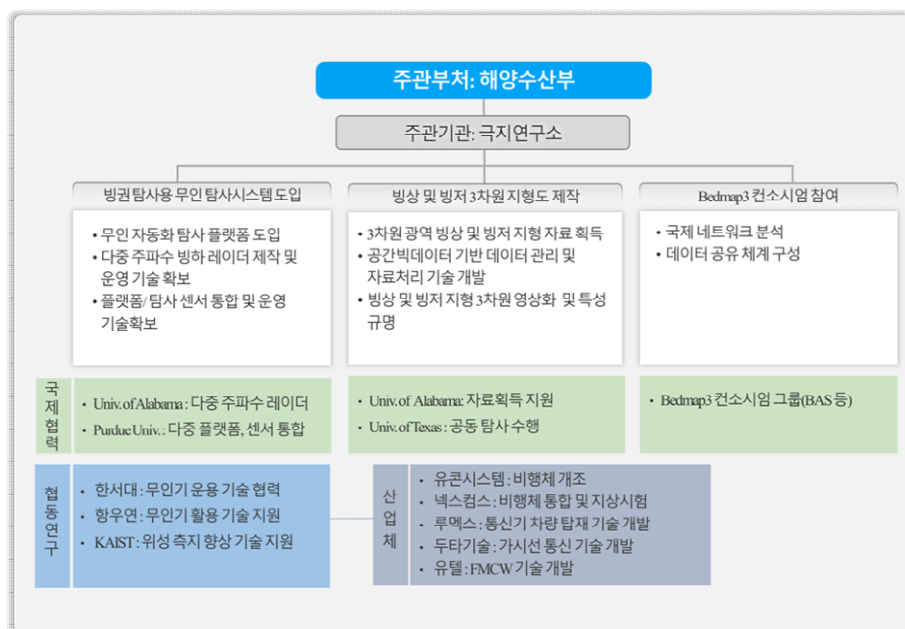


그림 1.2. 연구개발 추진체계

제 2 장 국내외 기술개발 현황

제 1 절 국내 기술, 산업동향

1. 무인체 기술

- 국토부, 과기정통부 : 드론산업발전 기본계획('17~'21)
 - 무인비행기 시장은 현재 704억원이나 정부 주도로 2026년까지 4조 1,000억으로 그 규모를 신장시키고 기술 경쟁력을 세계 5위권으로 진입시키고자 하는 노력이 있음
- 과기정통부(미래창조과학부) : 무인이동체 기술개발 및 산업성장 전략 발표
 - 무인이동체에 각기 적용가능한 공통기술(①공통 요소부품, ②SW플랫폼, ③ 안전운용 인프라, ④ 역기능 예방) 개발 및 확산을 통해, 기술 경쟁력 강화 및 신규기업의 기술 진입장벽 완화하는 방안을 추진
 - 무인이동체 발전협의회 설치, 통합로드맵 수립, 협력사업 발굴, 법제도 정비, 인프라확충, 실용화 지원 등의 추진전략 수립을 목적으로 함
 - 주요 산업엔진 프로젝트로 고속-수직이착륙 무인기 개발사업의 추진을 통해 시범운용 및 선도적 비행체 개발을 추진 중에 있음
 - 전자광학/적외선 카메라, 전천후 레이더 등의 군기술을 민간의 교통, 산불·재난 감시용 무인기 등에 적용하기 위해 국방 및 민간분야 무인기의 실용화 촉진을 위한 상호 협력 추진
 - 항공우주연구원을 중심으로 유무인 복합기 개발 연구가 수행되었으며 (주) 넥스컴스를 통하여 실용화가 완료
- 산업통상자원부 : 무인기 산업생태계 분야별 추진계획 발표
 - 무인기 산업 매출을 현재 165만불(세계 30위권)에서 2023년 5.1억불(세계 4위) 수준으로 끌어 올리고, 기술 수준도 세계 7위(2012년 기준)에서 2023년 세계 3위 수준까지 올라가는 것을 목표로 함
 - 이를 뒷받침하기 위해 4대전략 및 10대 추진과제를 설정하여 지원 예정

표 2.1. 무인기 산업생태계 분야별 추진계획 - 산업통상자원부

4대전략	10대 추진과제
1. 시장선점 : 선도적 시장분석 및 신 시장 선점	1. 무인기 수요 활성화를 위한 시범운용 사업
2. 기술개발 : 선도기술 및 선도형 무인기 개발/공급	2. 해외 기술선진국과의 기술협력 및 공동 마케팅
3. 인프라/인력 : 무인기 인프라 확충과 인력양성	3. 무인기 및 임베디드SW 선도기술 개발
4. 제도 : 무인기 운용 활성화를 위한 제도 확충	4. 무인기 획득정보 처리 및 활용 기반 구축
	5. 시장 선도형 무인기 체계개발
	6. 지상/비행시험 인프라 확충
	7. 무인기 개발이력 및 전문 운용인력 양성
	8. 무인기 전용 주파수 확보 및 이용방안 연구
	9. 민간 무인기 인증/운항 제도 구축
	10. 장기 산업특성에 적합한 차별화된 금융 지원 제도

2. 극지 방권 탐사(센싱) 기술

○ 제3차 남극 연구활동 진흥 기본계획('17~'21)

- '제3차 남극 연구활동 진흥 기본계획('17~'21)'에 따른 실용화, 상용화 및 융·복합 연구 추진에 부합

· 극한지에서 운용 가능한 탐사장비 및 로봇, 무선 통신 네트워크 기술 개발 등 창의적인 융·복합 연구과제 발굴·추진

* 지능형 로봇, IoT, 드론산업과 직접적으로 연계되는 기술로 4차 산업혁명의 first-mover로서 기술 및 시장 선도

○ 해양수산발전기본계획('11~'20, 신성장동력 창출을 위한 해양과학기술 개발)

- 기후변화 대응을 위한 해양과학기술 개발 및 연구 인프라 확충에 부합
- 무인 탐사 시스템 구축으로, 기후변화에 기여도가 큰 남극의 광역 방권의 상세 모니터링이 가능하며 선도적인 기후변화 대응 및 해수면 변동으로 인한 국내 연안 공간 관리 등에 기여

제 2 절 국외 기술, 산업동향

1. 시장 동향

○ 장거리 무인기 운용 기술

- 무인체의 세계 시장규모는 2014년 53.1억 달러이며, 이 중 상업용 무인체가 차지하는 시장은 0.6억 달러임
- 세계 무인기 시장 및 상업용 무인기 시장은 연 평균 35%의 높은 증가율을 보이고 있으며, 2023년에는 각각 124.7억 달러 및 8.8억 달러의 규모를 가질 것으로 예상됨 (부산발전연구원, 드론을 활용한 도시관리, 2015)
- 미래창조과학부에 따르면 무인 비행체뿐만 아니라 지상 및 수중 무인체를 포함하는 무인체 시장 규모는 2015년 현재 251억 달러이며, 연간 20% 수준의 시장 증가율과 함께 2025년 기준 총 1,537억 달러의 규모를 가질 것으로 예상됨
- 국가별 무인체 시장 비율의 경우, 2012년 기준 미국 71%, 유럽 13%, 중동 7%, 아시아태평양 8% 이었지만, 2021년에는 미국의 지배력이 점차 약화되어 미국 49%, 유럽 17%, 아시아태평양 22%, 중동 9% 등으로 과점시장에서 경쟁시장으로 변화될 것으로 예상됨 (World unmanned aerial systems 2012 market profile and forecast, 2012)
- 국내의 경우, 2014년 시장 규모가 1,000억 원 수준으로 전 세계 시장 규모 대비 2%수준이지만, 급격한 성장세를 보이고 있어 수년 이내로 민간 시장에 있어서는 가전시장 규모로 성장될 것으로 예상됨 (드론의 기술 및 시장 트렌드와 무한한 기회, 2015)
- 시장조사업체 노무라 마켓 리서치(Nomura Markets Research)에 따르면, 무인체 수요의 증가에 따라, 관련 산업 생태계 역시 빠르게 조성되고 있음

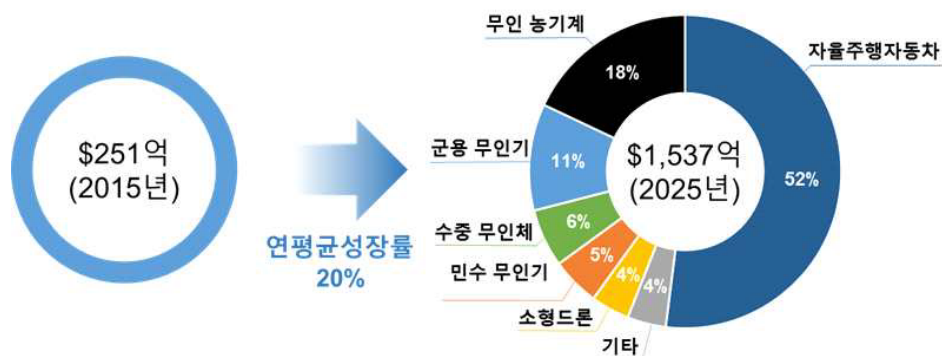


그림 2.1. 무인체 시장규모(손훈 등, 2016)

○ 관련 사례 및 동향

- 2014년, 구글은 6000만 달러 이상을 투자하여 무인항공기 회사 ‘타이탄’을 인수하였고, 페이스북은 2000만 달러를 투자하여 영국의 무인항공기 회사 ‘에센타’를 인수하는 등 글로벌 IT 대기업이 무인항공기 사업에 관심을 보임에 따라 무인항공기 시장의 규모는 점점 커져가고 있음
- 2015년, 세계경제포럼(WEF, 다보스포럼)에서 올해 떠오르는 10대 기술 중 드론이 포함되는 등 세계 경제 전문가들이 무인항공기를 유망한 산업으로 분석하고 있음
- 미국 연방항공청(Federal Aviation Administration, FAA)이 처음으로 상업용 무인 항공기 운행을 허용하여 AeroVironment사의 Puma AE 드론이 알래스카 지역 내 영국 석유회사 British Petroleum의 시스템 및 안전 점검을 위해 사용됨
- 미국의 허가받은 민간 무인체 수는 2013년 현재 545대이며 2018년 7500대 수준으로 증가할 전망

○ 시장 확대 가능성 전망

- 무인체 기술은 군사용 목적으로 많은 연구 및 시장이 집중되어 있는 현황이나, 최근 무인체에 대한 집중적인 관심으로 의학, 교통, 재해, 안전 등 산업 여러 분야에서 무인체를 활용 한 연구 진행 및 시장 형성 예상
- 본래 군사용 위주(90% 이상)로 활용되었으나 민수용인 택배·농업·재난관리 등으로도 활용될 것으로 기대되면서 시장규모 확대가 전망되며 농업용, 삼림 및 해안 감시용, 방송 및 촬영용 등의 용도로 사용 급증
- 2035년 민간분야 및 군용 무인체 시장이 유인체 시장을 앞설 것으로 예상됨. 관련 기술 개발 급증하는 반면 비용은 감소 추세에 있고 응용분야 역시 증가
- 산업 경쟁력 측면에서 차세대 고부가가치 산업으로서, 무인헬기, 제어 등 핵심기술 분야에서 선진국과의 기술 차이(미국1위, 한국 7위)가 크지 않은 반면 아직 시장형성 초기단계임
- 2015년 2월 FAA가 발표한 무인체 규제안 공고는 무인체 시장 활성화를 위한 제도적 행보로서, 미국 내 소형 무인체의 상업적 활용은 더욱 자유로워질 전망
- 국내에서도 미래창조과학부 및 산업통상자원부의 정책적 지원으로 관련 기술 개발이 촉진되고 규제가 완화됨. 민간 분야에 대한 무인체 적용이 활성화되면서 구조물 유지관리 분야에도 적용될 것으로 기대되며, 구조물 유지관리 분야와 무인체의 융합을 통한부가가치 창출을 통해 새로운 시장 개척 가능성이 있음
- 이를 위해 무인체와 비접촉식 센싱 시스템의 통합, 무인체와 내장형 센서간의 연동 등에 대한 기술 개발이 필요함

2. 국외 기관 동향

가. 미국

- (NASA) IceBridge 프로그램을 통해 극지역과 기후변화와의 관계를 이해하기 위해 항공 빙하투과 레이더(Ice-penetrating Radar) 등 다양한 센서를 항공기에 탑재하여 광역 빙권(빙하, 해빙, 빙붕의 두께 및 변화) 관측 수행
- (국립과학재단(NSF)) 유인기 탐사의 비효율성 및 위험성을 극복하기 위해 빙하탐사용 레이더, SAR 등 광역 빙권 탐사에 필요한 센서가 탑재된 무인 항공기 개발·운영(빙하 원격탐사센터(CReSIS), 10년/ 약 220억원)
- (CRREL)
 - EPOLAR(Engineering for Polar Operations, Logistics, And Research) 프로그램을 운영하여 남북극(남극대륙, 그린랜드, 알래스카 등)을 중심으로 양극 극한 환경에서 기지 등 운영 문제 해결하기 위해 기계공학과 토목, 설비 공학자들과 GIS, GPR, 원격탐사 등의 과학자와 눈과 동토 전문가들로 구성된 프로그램
 - 그린랜드와 남극에서 Traverses 수행, 크레바스 회피를 위해 GPR 사용
 - 원격지 과학지원을 위한 다투머스 대학과 공동 연구 Yeti 로버 개발: GPS 웨이포인트 주행과 위험 지역 참조 기능 보유 (인공지능)
 - 얼음 질량 밸런스(IMB) 부이 프로그램을 운영하여 원격으로 다년간 지속적인 관측을 통해 해빙의 변화를 관측
 - 기압, 대기 온도, 얼음 음향 측심기, 수중 음향 측심기(해빙 하부탐사용)를 개발하여 이리듐 위성으로 자료를 다년간 취득

나. 영국

- (남극연구소(BAS)) BAS는 Airborne Science and Technology 그룹에서 4개의 팀이 항공 유·무인 탐사를 주도하고 있음
- Airborne photography camera 팀: Zeiss RMK 카메라를 트윈오테에 장착하여 1:10,000, 20,000 수준의 남극 지형도를 제작하고 있으며 지질, 생태 등에도 활용하고 있음. 또한 영국 국내 수자원 관리 기관과 수자원 차트 등을 만드는 일에도 협력하고 있음
- Airborne Geophysics 팀 : 1993년 자체 개발한 중력계를 이용하여 한번에 100,000 km 이상의 자료를 취득할 수 있으며 150 MHz의 주파수를 갖는 Radar를 개발, 항공용으로 운영하여 빙저하, 빙하 등의 탐사에 활용하고 있음
- Airborne Meteorology 팀 : 항공플랫폼에 활용도가 높은 분야가 기상분야이며 BAS도 CAPS probe (구름, 에어로졸, Precipitation Spectrometer)를 개발하여 로데라 및 할리

기지 주변에서 연구를 수행. 그 외에도 20 종 이상의 자체개발 또는 커스터마이징 된 센서와 장비를 보유 운영 중

- Airborne Remote Sensing 팀 : 초분광계와 LiDAR 등의 탑재체를 이용하여 남극 지역의 디지털 맵핑(MASIC)을 수행하여 국제 맵핑프로그램을 주도하고 있음

다. 중국

- 대중형 무인기 엔진(차이훙3)을 바탕으로 무인기를 제작 운용할 수 있는 시스템이 갖추어져 있으며, 자체 개발한 Polar Hawk2 헬기형 무인기와 고정익 무인기를 이용하여 남극 Byers 반도, 장성기지 등에서 활용
- 중국은 남극 장보고과학기지 주변에 제 5기지를 건설예정(2022년 완공)이며 이미 남극 빙저지형을 탐사하기 위한 Basler를 이용한 항공 탐사시스템을 구축하고 활용

표 2.2. 국가별 극지용 주요 무인 기술개발 및 운용 실적

국가 (기관)	명칭	적용	비고
미국 (Dartmouth University)	Cool Robots (UGV)	Crevasse 탐사, 이온층의 변화측정, 지진계 및 기상관측기구 배치	
미국 (Georgia Institute of Technology)	SnoMote (UGV)	기후모델 검증에 위한 데이터 측정	
미국 (Transantarctic Expedition team)	The Moon-Regan (UGV)	40일 동안 3,600 miles을 Bio 에너지를 이용하여 남극 횡단	
미국 (Carnegie Mellon Univ.)	Nomad (UGV)	Elephant Moraine에서 운석 탐사 수행 (2000년), 자율주행기능을 갖춘 탐사로봇	
중국	HoY (UGV)	Snow-mobile 로봇. 25 km 주행가능. 적재중량 40kg	
미국	Yeti 와 Yeti2 (UGV)	크레바스탐지를 위하여 GPR을 장착하여 운행, 자율주행 기능	
미국	NanoSAR (탑재체)	무인항공기에 장착, 레이더를 이용하여 지형을 매핑하거나 크레바스 탐지에 사용	

국가 (기관)	명칭	적용	비고
영국	M ² AV (UAV)	무인비행기를 이용하여 대기과 빙하간의 열교환 데이터측정	
일본 (일본 극지연구소)	Ant-Plane (UAV)	Aeromagnetic Survey	
미국	Aerosonde TM (UAV)	Atmospheric profiling and flux studies, Mapping sea surface temperature (SST) at high resolutions	
미국	Meridian (UAV)	남극 및 그린랜드 빙하 두께 조사 및 하부 기반암, 내부구조, 해안선 정보 등 탐사	

제 3 절 특허, 논문 동향

- 최근 미국, 영국 등이 주도하여 빙권탐사용 센서의 개발과 이를 이용한 논문의 수가 급격하게 증가하는 경향을 보임. 항공을 이용한 탐사와 탐사 방법에 있어서도 2013년 이후 급격히 증가
- 남극에서의 연구 경향이 4차 산업혁명의 기술의 진보에 발맞추어 항공(무인기)를 비롯한 최신 기술을 이용한 무인 탐사 기술로 발전하고 있음을 보임

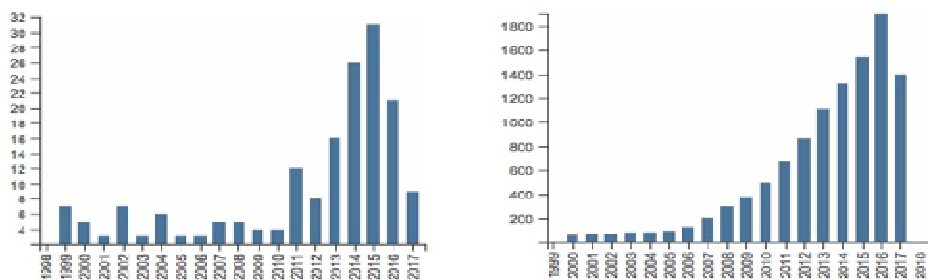


그림 2.2. 남극에서 센서 관련 논문의 연간 출판 항목(좌)과 연간 피인용 수(우). 2000년대 들어 급격한 증가율을 보이고 있음
(총 논문수 211편, 인용회수 10,976편, 출처: Web of Science)

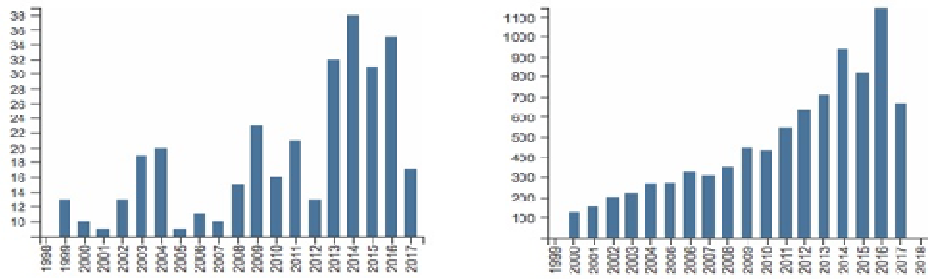


그림 2.3. 남극에서 항공기(무인기 포함)를 이용한 논문의 연간 출판 항목(좌)과 연간 피인용 수(우). 논문의 출판율은 2013년 이후 급격히 증가하고 있으며 인용수도 증가하고 있음
(총 논문수 393편, 인용회수 8,953편, 출처: Web of Science)

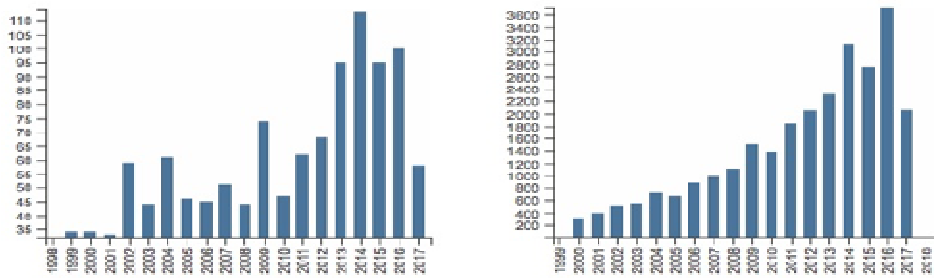


그림 2.4. 남극에서 Radar를 이용하여 빙하탐사를 수행한 논문의 연간 출판 항목(좌)과 연간 피인용 수(우). 논문의 출판율은 2013년 이후 급격히 증가하고 있으며 인용수도 증가하고 있음
(총 논문수 1,269편, 인용회수 27,772편, 출처: Web of Science)

극지연구소

제 3 장 연구개발수행 내용 및 결과

제 1 절 빙권 탐사용 무인 탐사 시스템 개발

1. 무인 자동화 탐사 플랫폼 개발

BEDMAP작성에 필요한 빙저지형 데이터를 포함한 다양한 탐사 데이터를 획득하기 위하여 무인 탐사 시스템 개발을 추진하였다. 탐사플랫폼을 개발하기 위하여 무인 탐사 시스템의 운용 환경을 고려한 운용 시나리오를 도출하였다. 또한 데이터 획득을 위해 선정된 임무장비들의 사양을 검토하여 시스템의 전반적인 요구도를 확립하였고 이를 기반으로 제작 사양서를 작성하였다. 작성된 제작사양서를 통해 제작이 가능할 것으로 보이는 여러 업체들을 통해 자료를 조사하였으며, 해당 제작건에 대한 입찰을 진행하였다.

가. 운용 개념 설정 및 요구도 도출

(1) 운용 시나리오 작성

본 과제에서 개발하고자 하는 플랫폼과 유사한 플랫폼을 기 도입 하여 운용중인 기관의 실적과 해당 플랫폼의 극지운용 가능여부를 검토하고 시나리오 작성에 참조하였다.

○ 한서대에 도입되어 운용중인 OPV(Optional Piloted Vehicle)시스템 조사 및 분석



그림 3.1. 한서대학교 OPV시스템(좌-비행체, 우-지상통제차량)



그림 3.2. 한서대학교 OPV시스템 비행체 내부 개조 형상

○ 분해조립 작업 시연을 통해 극지에서의 운용방안 모색



그림 3.3. 한서대학교 OPV시스템 분해 및 포장 작업 견학

(2) 자문단 구성을 통한 개발 요구도 및 운용시나리오 검토

○ 사단법인 한국무인기시스템협회를 통해 무인기 분야 전문인력으로 구성된 자문단 구성하여 운용 시나리오 및 개발 요구도 검토 자문

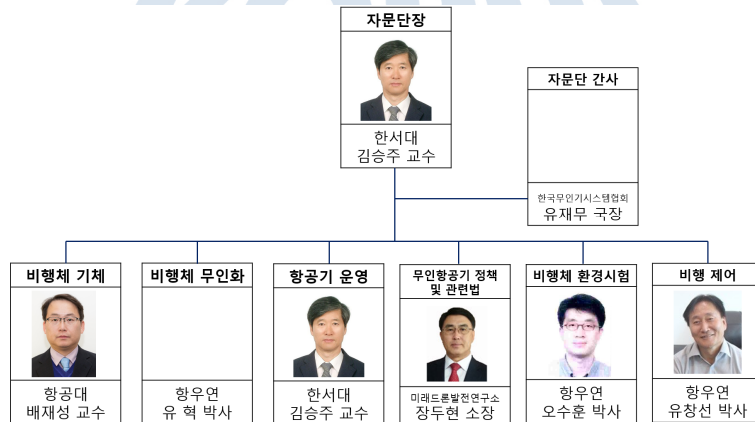


그림 3.4. 극지용 유무인 복합 항공기 시스템
기술 자문단 구성

표 3.1. 극지용 유무인 복합 항공기 시스템 기술 자문단 명단

구분	성명/직책	비고
항공기 운영 분야 자문위원(자문단장)	김승주 교수	한서대학교
비행체 기체 분야 자문위원	배재성 교수	한국항공대학교
비행체 무인화 분야 자문위원	유혁 박사	항공우주연구원
무인항공기 정책 및 관련법 분야 자문위원	장두현 소장	미래드론발전연구소
비행체 환경시험 분야 자문위원	오수훈 박사	항공우주연구원
비행 제어 분야 자문위원	유창선 박사	항공우주연구원
자문단 간사	유재무 국장	한국무인기시스템협회

(3) 운용 시나리오 도출

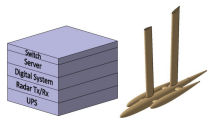
1. 장보고 기지 인근 설상 활주로 이륙
2. 통신 가시선 이내에서 지정된 비행 경로를 따라 비행
3. 통신 가시선 이탈 및 지정된 비행 경로를 따라 비행
 ※ 실시간 제어는 불가하지만 위성 통신으로 상태 확인 및 일부 제어 가능한 상태
4. 통신 가시선 이내로 복귀, 지정된 비행경로에 따라 비행 및 제어권 획득
5. 장보고 기지 인근 설상 활주로 착륙

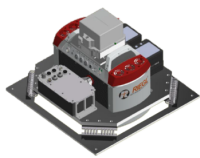
나. 비행체 세부 요구 사양 도출

(1) 임무장비 정의 및 분석

획득하고자 하는 데이터와 각 장비의 중량, 부피, 인터페이스, 환경조건, 운용 및 설치방법을 고려하여 다음 표와 같이 최종 임무장비를 선정하였다.

표 3.2. 임무장비 목록

품명	형상(안)	주요 사양
임무장비 컴퓨터		● 모델명 : PXIe-1082DC(NI) ● Power : 500W, 11 ~ 32VDC ● Dimensions : 177 x 271 x 396 mm ● Weight : 8.8 kg
빙하투과 레이더IPR (Ice Penetrating Radar)	 서버랙 안테나	● Power : 약 1000W(TBD) ● Dimension(TBD) - 서버랙 : 483 x 559 x 400 mm - 안테나 : 175 x 980 x 408 mm ● Weight(TBD) - 서버랙 및 케이블 외 : 43 kg - 안테나 : 1.4 kg x 8 EA

품명	형상(안)	주요 사양
LiDAR		● 모델명 : VQ-580II(RIEGL) ● Power : 70W(Max 220W), 18 ~ 34 VDC ● Dimensions : 378 x 193 x 252 mm ● Weight : 10.3 kg
초분광계		● 모델명 : Co-Aligned VNIR-SWIR(Headwall) ● Power : 30W ● Dimensions : 272 x 208 x 165 mm ● Weight : 2.83 kg
SAR		● 모델명 : ONESAR(IMSAR) ● Power : 46W ● Dimension : 182.9 x 229.1 x 256.5 mm ● Weight : 2.7 kg
기상센서		● 모델명 : ARIM310, VecTrax-10 ● Power : 20W, 12.5 ~ 36 VDC ● Dimensions - ARIM310 : 610 x 38 dia mm - VecTrax-10 : 149 x 104 x 59 mm ● Weight - ARIM310 : 3.99 kg - VecTrax-10 : 0.5 kg
항공용 자력계		● 모델명 : G-823A(GEOMETRICS) ● Power : 16W(Peak 24W), 24~32VDC ● Dimension(Sensor) : 146 x 60 dia mm ● Dimension(Electronics) : 279 x 63 dia mm ● Weight : 1.8 kg

(2) 빙하투과레이더 장착을 위한 비행체 개조 검토

무인 탐사플랫폼의 임무장비 중 하나인 빙하투과 레이더는 항공기의 주익의 하단면에 8개의 안테나를 장착한다. 항공기 주익의 형상변화는 항공기의 양력에 지대한 영향을 끼치므로 보다 면밀한 검토가 필요하다. 따라서 다음과 같이 설계변수를 정의하고 시뮬레이션을 통한 비행체 및 빙하투과 레이더 안테나의 안전성을 검토하였다.

- UWB 안테나 요소는 슬리브-다이폴 구조로 되어있으며 각 15.5 인치 파일론이 22인치 간격으로 항공기의 리브에 부착되도록 설계되었으며 파일론 및 안테나에서 관성 및 공기 역학적 비행 하중을 적용하여 구조 하중 정의
- 항공기 날개 뼈대에 안테나의 파일론을 연결하기 위한 하드 포인트 필요하며 필요한 지지 중량은 약 500g

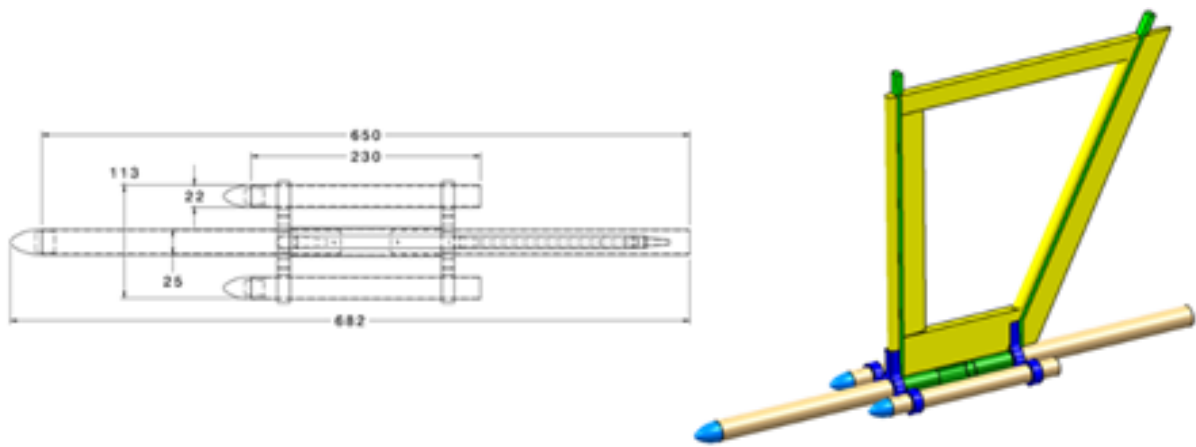


그림 3.5. 비행저항을 절감시킬 수 있는 형상의 안테나 포트 및 파일론 설계

- ANSYS를 사용하여 구조 하중 사례를 시뮬레이션하고 구조 중량, 구성 및 인터페이스를 최적하기 위한 설계 반복 수행

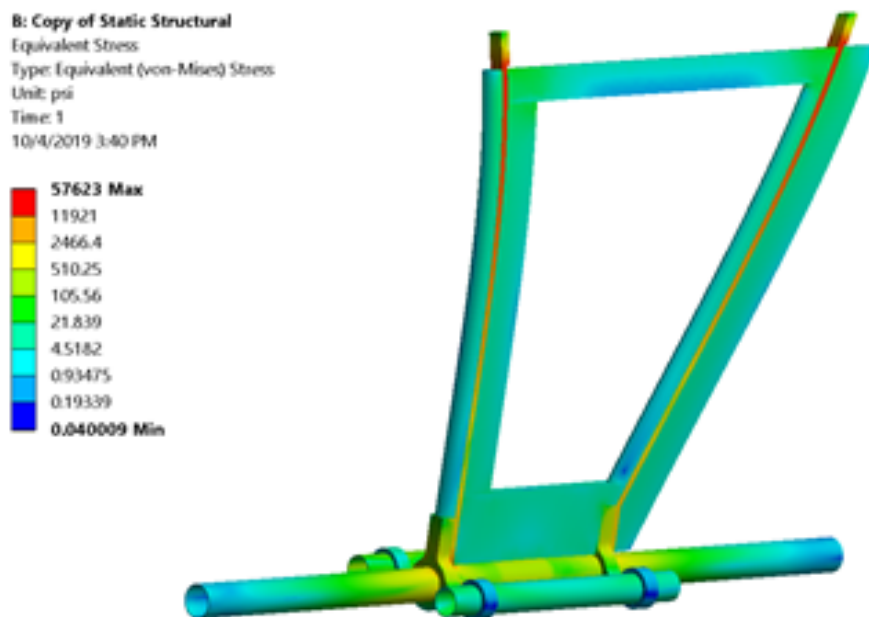


그림 3.6. 최대속도에서의 사이드슬립 스트레스 해석

(3) 시스템 주요제원 작성

표 3.3. 극지용 유무인 복합 항공기 주요제원

항목	사양	비고
기체크기	20ft 컨테이너 내부에 탑재 가능한 크기 (분해 또는 컨테이너 일부를 개조하여 탑재 가능해야 함)	
최대이륙중량	600kg 내외	
비행모드	프로그램 자동비행, 수동비행, 비상모드 외	
가시선 통신범위	반경 50km 이상	
운용고도	3,000m 이상	
비행가능거리	1,000km 이상(임무장비 80kg 탑재, 순항속도 기준)	
탑재중량	임무 장비 최소 80kg 이상 탑재 가능	
비행속도	순항속도 100 ~ 250 kph	
이/착륙거리	설상 활주면에서 500m미만	
비상동작	자동귀환, 비상 낙하산 전개 등 상황별 대응 가능	
온도조건	기온 - 30℃ ~ 40℃(지상 외기 온도조건)	
임무장비	1) 고정운용장비 : Ice Penetrating Radar(이하 IPR), SAR, 기상센서, 항공 자력계 2) 교체운용장비 : LiDAR, 초분광 센서	
기타사항	1) 비행체는 순항속도 기준으로 8시간 이상 연속 비행 (1회 주유 시)이 가능하여야 함. 2) 추가적인 지상장비 확보시 Hand over 기능 가능하여야 함. 3) 자동이착륙 기능은 필수 사양은 아니나, 추가제안시 기술평가에 가산점이 있음. 4) 비행체가 가시선 통신범위를 벗어나더라도 위성모뎀을 사용하여 기본데이터*를 모니터링할 수 있어야 하며, 강제 귀환등의 기본적인 명령을 입력할 수 있어야 함. *) 기본 데이터-기상 정보, 항공기 위치, 비행 상태 등 5) 비행체는 사고시 원인 분석을 위한 비행데이터를 비행체 혹은 GCS에 저장할 수 있어야 하며, 만일 이를 비행체에 저장하는 경우 비행체 사고시 데이터를 보존할 수 있는 방안을 제시하여야 한다.(예, 항공용 블랙박스 등)	

다. 극지역 운용 따른 필요 장비 및 시설물 정의 및 구축 계획 수립

(1) 운송

- 무인기 시스템을 20ft 컨테이너에 수납 가능한 형태로 제작
- 쇄빙연구선 아라온호를 통해 남극 장보고 기지로 운송
- 컨테이너용 썰매 및 설상차를 사용하여 활주로(브라우닝 패스)로 운송



그림 3.7. 컨테이너용 썰매 및 크레인

(2) 보관 및 현장 운용 방안

- 이동식 에어돔 격납고 활용하여 보관 및 운용 캠프로 활용



그림 3.8. 이동식 에어돔 격납고

라. 비행체 개조설계 및 제작

(1) 무인기 시스템 설계

앞서 도출된 무인기 플랫폼의 운용개념 및 요구도를 충족시키는 무인기 플랫폼을 제작하기 위해 유사 실적을 보유한 업체들을 조사하고 관련사항들을 협의하였다. 또한 해당 무인기를 운용을 지원할 수 있는 업체들과도 업무협의를 수행하였으며 최종적으로 적합한 2종을 선정하고 각각의 시스템을 분석하였다.

○ 유사 무인기 실적보유 업체 조사 및 미팅

표 3.4. 유사 무인기 주요 사양

모델명		유/무인 복합 경항공기	ES-16	Arbatros 2.2	IceAxe 585
업체명(제조국)		유콘시스템 (한국)	ECARYS (독일)	Argus Aviation Technologies (스위스)	UAVOS (미국)
기 체	모델명	CTLS:2인승 LSA급	ES-15	Pipistrel Surveyor Military(MAME)	Pipistrel Virus
	제조사 (제조국)	Flight Design (독일)	ECARYS (독일)	Pipistrel (슬로베니아)	Pipistrel (슬로베니아)
	이미지				
	치수	Length 6.61m Height 2.34m WingSpan 8.6m	Length 8.5m Height 2.5m WingSpan 18m	Length 6.6m Height 1.7m WingSpan 10.7m	Length 6.5m Height 1.82m WingSpan 12.5m
	MTOW	600 kg	1,100 kg	700 kg	585 kg
	Empty Weight	310 kg			300 kg
	Useful Load	290 kg	350 kg		285 kg
	연료용량	34 gal	35.6 gal	79.25 gal	39.62 gal
	CruiseSpeed	185 - 222 kph	93 - 270 km/h	129-240km/h	215 km/h
	Max. Range	1540 km	1,300 km		2365 km
	Operating ceiling		4,877 m	610-3,658 m	7,000 m
	Take-off Dist.	250 m	183 m	200 m	140 m
무 인 기 운 용	20ft 컨테이너 운반	컨테이너 일부 개조로 가능		컨테이너 일부 개조로 가능	가능
	통신 범위	50km	80-150km + 위성통신		100 km + 위성통신
	Payload	약 80kg		134 kg (연료무게 제외)	285 kg (연료무게 포함)
	자동이착륙	불가(추가 예정)	가능	가능	가능
	운용시간	8시간 예상	10시간 이상 예상	9시간 (transferspeeds) 14시간 (loiteringspeeds)	7.5 시간
	Alternator 용량	24V 1.4kW (추가 가능)	24V, 140A (약 3.4 kW)	12V, 3kW	2kW (추가 가능)

○ 무인기 제작

앞서 검토한 적합 2종의 사양을 참조하여 제작사양서를 작성하였으며, 입찰을 통해 최종 제작 업체를 선정을 추진하였다.

입찰 공고문 (국제입찰)

공 고 명 : 남극 빙권 탐사용 무인항공기 시스템 제작

제안서접수마감 : 2019. 10. 21.(월) 14:00

수 요 기 관 : 한국해양과학기술원 부설 극지연구소

이 입찰공고문은 조달청이 집행하는 입찰에서 입찰자와 낙찰자가 숙지하고 준수하여야 할 사항을 기재한 것으로서 모든 입찰희망자는 이를 열람하여야 합니다. 본 건과 관련하여 문의할 사항이 있을 경우, 아래를 참고하시기 바랍니다.

- 입찰안내, 상담 및 입찰참가자격등록 : 조달청 전자조달 콜 센터 (☎ 1588-0800)
- 입찰공고, 개찰, 계약 : 극지연구소 총무자재팀 (☎ 032-770-8731)
- 과업내용 등 : 극지연구소 기술지원실 (☎ 032-770-8532)

인천시 연수구 송도마래로 26



TEL. (032)770-8400

FAX. (032)770-8709

그림 3.9. 입찰 공고문(남극 빙권 탐사용 무인항공기 시스템 제작)

(2) 임무장비 선정 및 장착 설계

무인기 플랫폼에 선정된 임무장비를 장착하기 위한 배치설계를 수행하였다. 임무장비는 아래와 같으며, 장착방안은 아래의 그림 및 표와 같다.

- 주익 : 다중주파수 레이더 안테나, 기상센서, 자력계
- 조종석 : 다중주파수 레이더 신호처리 시스템, LiDAR, SAR, 초분광 센서

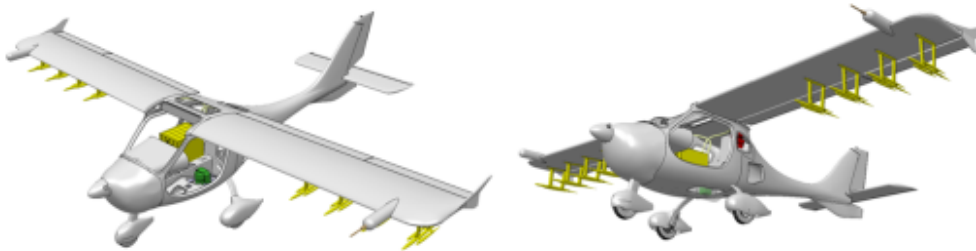


그림 3.10. 임무장비 장착(안)

표 3.5. 임무장비 별 세부 장착 형상

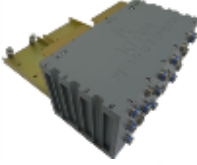
임무장비명	세부형상
빙하탐사용 다중주파수 레이더	
LiDAR /초분광센서	
기상센서 /자력계	

(3) 탑재시스템 비교분석 및 적합성 검토

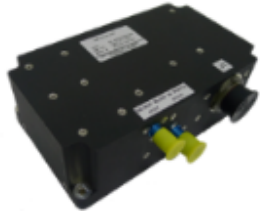
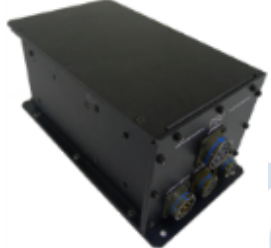
탑재시스템이란 무인기 플랫폼의 무인비행, 통신 및 비행제어에 필요한 구성품들을 말한다. 제작사양서에 해당부분에 대한 규격작성에 참조하기 위해, 앞서 검토한 적합 2종의 탑재시스템의 비교분석을 수행하였다.

○ 적합기종① 탑재장비

표 3.6. 적합기종① 탑재장비의 형상 및 주요 사양

품명	형상(안)	주요 사양
비행조종 컴퓨터		- 항공기 센서신호 입력, 비행조종 신호 계산 및 작동기 명령 출력, 데이터 링크 처리 - Processor : PPC755 - 무게 : 6.04kg (1 FCC 기준) - 부피 : 137.0mm × 153.0mm × 310.0mm (W×H×D) - 전원 : +28 V DC, MIL-STD-704E - 정격 소비전력 : 110W(max), 50W(typ)환경 조건 - 동작온도: - 20℃ ~+ 55℃
매트릭스박스		- 2개의 FCC와 각각의 탑재장치 연결, 이중화 구현을 위한 작동기 전원제어 및 제어명령 선택기능 - FCC 인터페이스 : ARINC 404 Connecotr - 무게 : 10kg 이하 - 부피 : 365mm × 195mm × 240.5mm (W×H×D) - 동작온도: - 40℃ + 55℃
조종면 작동기		- 에일러론, 러더, 엘리베이터 조종면 제어 - Supply Voltage 28Vdc BLDC 모터 - Stroke ±46° - Power Consumption ≤ 140 Watt - Max. Torque ≥ 600 in-lbs\ - Nominal Torque ≥ 350 in-lbs - Accuracy ±0.5° - 포텐서미터 탑재 - Backlash ≤ ±0.5° - Interfcae RS-422

품명	형상(안)	주요 사양
브레이크레버 작동기		- FCC 명령에 따라 브레이크 레버 제어 - 모델명: RSA-03-022 (P/N 92MDG0007) - 입력전압 : 18~32 vdc - 정격토크 : 2.8 Nm - 정격속도 : 130 deg/sec - 구동범위(각도): ± 45 deg
위성/관성 항법장치		- 비행제어를 위한 항공기 위치 및 자세 데이터 제공 - 입력전압 : 9~42 vdc(<4w) - Complete GPS-Aided AHRS Solution - 정확도 : < 0.2 deg - heading범위 : ± 180 deg - heading분해능 : $< 0.02(^{\circ})$
위성항법(S BAS) 수신기		- SBAS 보정정보 기반의 위치정보 및 무결성 정보 출력 - 수신기 분류: SBAS Beta-3/ Delta-4 - 부피 : 66 x 216 x 24 mm - 무게 : 2.5 kg - 전원 : 18~36 VDC - 동작온도 : $-55^{\circ}\text{C} \sim +70^{\circ}\text{C}$
위성항법 (이중주파수) 수신기		- 이중주파수(GPS L1/L2) 의사거리 정보 출력 - 부피: 147 x 113 x 45 mm - 무게: 337 g - 전원: 6~36 VDC - 동작온도: $-40^{\circ}\text{C} \sim +75^{\circ}\text{C}$
위성항법(S BAS) 안테나		- GPS L1 신호 및 SBAS 신호 수신 - 안테나 분류: GPS/SBAS(TSO-C190) 안테나 - 무게: 7.5 OZ - 전원: 4.5~15 VDC - 동작온도: $-55^{\circ}\text{C} \sim +70^{\circ}\text{C}$
위성항법(이 중주파수) 안테나		- 이중주파수(GPS L1/L2) 신호 수신 - 모델명: ANT-A72GOLA-TW - 부피: 119 x 76 x 22 mm - 무게: 227 g

품명	형상(안)	주요 사양
위성항법 데이터 저장장치		- 위성항법 데이터 저장 - 부피: 102 x 80 x 25 mm - 입력전원: 8~25 VDC
대기자료장 치		- 비행제어를 위한 대기속력 및 압력고도 제공 - 입력전압 : 16~32 vdc(<10w) - Pressure Altitude -1,000~60,000 ft - Baro Altitude - 10,000~60,000ft - Computed Airspeed 0~690 knots - True Airspeed 0~725 knots - Interface RS-422
전원공급기		- 무인화 전원 제공,PSU(전원분배기)로 전원공급 - 입력 : 28 vdc 발전기, 24v 배터리 및 12 vdc 발전기 - 출력 : 28 vdc BUS 1.4 kw / 12 vdc BUS 0.3 kw - 역전류방지, 전원안정화 모듈 탑재 - 전원스위치 External SW (Locking Type) - 비행체 발전 전원 및 24v 비상배터리의 전원 관리
비상축전지		- 발전기 전원 차단시 30분 이상 무인계통 전원 공급 - 출력 : 24 vdc 30 Ah - Li계열 축전지 및 BMS 내장 - 6cell 적층 직렬 22.2v , 중량: 5.8kg
전원분배기		- 전원공급기의 전원을 분배, 계통 분리 및 필수계통 이중화 버스, 전원 원격 제어, 과전류 보호, 전원상태 신호제공 - PSU의 전원(28v,14v,22.2v)입력 - 버스분리(필수계통-EBUS,비필수계통) - 총전력 1,714W, EBUS28v(1,094w) BUS14v(65w), BUS28v(545w) - 비필수계통 FCC 원격제어용 릴레이탑재 - 공급전원 구성품별 Circuit Breaker - 전류전압 전원상태정보 FCC제공 Discrete - FTM(Flight Termination Module) 지원

품명	형상(안)	주요 사양
탑재 주통신부		- Uplink/Downlink - 주파수 : 4.4 ~ 5.1GHz - Data Rate : 4Mbps - 영상 : H.264 1CH - Interface: RS-232, RS-422, Ethernet10/100 base T - 전원 : 18 ~ 36Vdc - 중량 : 1Kg이하
탑재 보조통신부		- 주파수 : 406~470 MHz(TDD) - Data Rate : 19.2Kbps - 채널간격 : 25KHz - 변조방식 : DQPSK - 출력전력 : 320mW ~ 15W - 수신감도 : <-100dBm - 전원 : 9 ~ 16VDC - 중량 : 1kg이하

○ 적합기종② 탑재장비

표 3.7. 적합기종② 탑재장비의 형상 및 주요 사양

품명	형상(안)	주요 사양
Central Processing Unit		- 항법처리, GNSS,IMU 마이크로컨트롤러, 3축 가속도계 2개, 3축 자이로 3개, 3축 컴파스 1개 탑재 - CAN BUS 인터페이스 - 치수 : 129x47x71 mm - 중량 : 151 g - 보호등급 : IP67 - 운용온도 : -40°C to +80°C
Onboard telemetry unit		- 928MHz 라디오 텔레메트리 링크 - 3축 가속도계, 3축 자이로, 3축 컴파스 탑재 - CAN BUS 인터페이스 - 치수: 122x35.5x76 mm - 중량: 166 g - 보호등급: IP67 - 운용온도 : -40°C to +80°C
Data Processing Unit of Pitot Tube		- 피토투브 데이터 프로세싱 - CAN BUS 인터페이스 - 치수: 120x57x90 mm - 중량: 234 g - 보호등급: IP67 - 운용온도 : -40°C to +80°C

품명	형상(안)	주요 사양
Pitot Tube (PT)		- 정압 및 동압 측정, 자체 가열식stem. - 치수: 216x17x11 mm - 중량: 50 g - 가열온도 : 최대 150 °C - 히터 소모전력 : 50W - 히터저항: 21 Om - 운용온도 : -40°C to +80°C
Interfaces controller (IFC)		- 서보드라이브 인터페이스 제어 - 치수 : 80x53x54.7 mm - 중량 : 101 g - 보호등급 : IP67 - 운용온도 : -40°C to +80°C
GNSS receiver		- GPS/QZSS, GLONASS, BeiDou MAX-M8 수신기 - 치수 : 84x16x50 mm - 중량 : 67 g - 보호등급 : IP67 - 운용온도 : -40°C to +80°C - 빔폭 : 160 degrees
CAN-HUB		- CAN버스 확장 허브
Angle of Attack Probe and Sideslip Probe		- 비행체의 사이드슬립 및 받음각 측정 프로브
PSU (Power distribution, switch unit)		- 전원공급 및 분배장치
Flight recorder		- 항공기 블랙박스
Onboard antenna (OA)		- 통신안테나 - 치수: 179x89x170 mm - 중량: 300 g - 보호등급 rating: IP67 - 운용온도 : -40°C to +80°C - 운용주파수대역: 880...970 MHz - 안테나패턴 : horizontal circular

품명	형상(안)	주요 사양
Iridium emergency command line		- 보조 텔레메트리 링크 - 주파수 범위: 1616 MHz to 1626.5 MHz - Duplexing Method : TDD (Time Domain Duplex) - Multiplexing Method: TDMA/FDMA - 운용온도 : -40°C to +80°C
Radio Altimeter		- 고도범위 : 0.5 to 500m (1.64 to 1640ft) - 고도정확도 : 0.5 meters or 3% - 업데이트주기 : 60Hz (<17ms) - 운용온도 : -40°C to +85°C
Laser Altimeter		- Span to 90% reflectance targets (white) 0.5 - 300 m [20 in.- 980 ft.] - Span to 10% reflectance targets (dark) 8 - 200 m [26 - 650 ft.] - 정확도 : +/- 20 mm [0.79 in.] at 100 Hz - 정확도 : +/- 60 mm [2.36 in.] at 2000 Hz - 분해능 : 1 mm [0.04 in.] - 샘플링 주기 : 2000 Hz maximum, or sample trigger - 운용온도 -40 to 60 °C [-40 to 140 °F] - 보호등급 : NEMA - 4, IP67 - 입력전원 : 10 - 30 Volts DC, 170 - 500 mA - 히터전원 : 24 Volts DC, 11.5 W - 중량 : 850 grams [1.9 lbs.] - 치수 : 103x57x135 mm

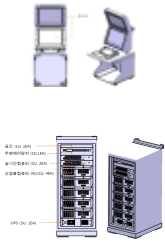
(4) 지상시스템 비교분석 및 적합성 검토

지상시스템이란 무이기 플랫폼을 제어하기 위한 지상장비 및 소프트웨어 일체를 말한다. 제작사양서에 해당부분에 대한 규격작성에 참조하기 위해, 앞서 검토한 적합 2종의 지상시스템의 비교분석을 수행하였다.

○ 적합기준① 지상장비

- HW

표 3.8. 적합기준① 지상장비(HW)의 형상 및 주요 사양

품명	형상(안)	주요 사양
지상통제 장비		- Intel 코어i7-4세대 4790 Quad Core 3.6GHz - DDR3 PC3-12800(1600MHz) 4GB Memory *2EA - Dual 100/1000 - SSD: 512GB 삼성 SSD950 Pro M.2 - Windows 7 (64bit) - 4U Rack Mount Chassis - 이동형으로 제작 가능

- SW



그림 3.11. 적합기종① 지상장비(SW)의 사용자 인터페이스

○ 적합기종② 지상장비

- H/W

표 3.9. 적합기종② 지상장비(HW)의 형상 및 주요 사양

품명	형상(안)	주요 사양
Laptop		- 운용온도 : -20°C..+55°C - 중량 : 5.2 kg - 배터리 : Li-Ion 배터리 (8700mAh) - 보호등급 : IP65 - 3.0 GHz Intel Core i7 dual core processor - SSD: 512 Gb - RAM: 8 Gb
dock-station		- 중량 : 4.3 kg - 기능키 11 EA. 회전식 컨트롤 2EA, 스위치 2 EA, - 탑재장비용 조이스틱, UAV용 조이스틱, 스로틀 조이스틱

- S/W



그림 3.12. 적합기종② 지상장비(SW)의 사용자 인터페이스

(5) 통신시스템 비교분석 및 적합성 검토

극지역에서의 광역 항공탐사 수행에 필수적인 장거리 통신시스템을 구축하기 위해 아래와 같이 자문단의 관련 의견을 청취하였다. 또한 적합 2종의 통신시스템 규격을 비교분석을 수행하여 제작사양서 작성에 참고하였다.

○ 자문단 검토 결과

1. 통신 데이터량을 고려하여 통신방식 설정 필요(UHF or C-Band)
 - : UHF는 Omni 안테나로 200km까지 가능
 - : C밴드는 디렉션 안테나로 50km까지 가능
 - : 비행체 위치를 GPS트랙기능이 있어야 함
2. 가시권 통신 내에서는 카메라 사용도 포함하여 검토 필요
3. 추후 핸드오버 기능을 고려하여 통신 거리 상한선도 언급이 필요
4. 통신이 끊긴 상태에서 운용은 일반적인 방법은 아님. 따라서, 통신 두절 상황에서 통신 복구를 위한 노력을 하지 않도록 설정 필요
5. 이리듐 통신을 활용하여 기본적인 제어 및 필수 운항 데이터 수집 필요

○ 적합기종① 통신장비

표 3.10. 적합기종① 통신장비의 형상 및 주요 사양

품명	형상(안)	주요 사양
탑재 주통신부		- Uplink/Downlink - 주파수 : 4.4 ~ 5.1GHz - Data Rate : 4Mbps - 영상 : H.264 1CH - Interface: RS-232, RS-422, Ethernet10/100 base T - 전원 : 18 ~ 36Vdc - 중량 : 1Kg이하
탑재 보조통신부		- 주파수 : 406~470 MHz(TDD) - Data Rate : 19.2Kbps - 채널간격 : 25KHz - 변조방식 : DQPSK - 출력전력 : 320mW ~ 15W - 수신감도 : <-100dBm - 전원 : 9 ~ 16VDC - 중량 : 1kg이하

○ 적합기종② 통신장비

표 3.11. 적합기종② 통신장비의 형상 및 주요 사양

품명	형상(안)	주요 사양
Onboard telemetry unit		- 928MHz 라디오 텔레메트리 링크 - 3축 가속도계, 3축 자이로, 3축 컴파스 탑재 - CAN BUS 인터페이스 - 치수: 122x35.5x76 mm - 중량: 166 g - 보호등급: IP67 - 운용온도 : -40°C to +80°C
Onboard antenna (OA)		- 통신안테나 - 치수: 179x89x170 mm - 중량: 300 g - 보호등급 rating: IP67 - 운용온도 : -40°C to +80°C - 운용주파수대역: 880...970 MHz - 안테나패턴 : horizontal circular
Iridium emergency command line		- 보조 텔레메트리 링크 - 주파수 범위: 1616 MHz to 1626.5 MHz - Duplexing Method : TDD (Time Domain Duplex) - Multiplexing Method: TDMA/FDMA - 운용온도 : -40°C to +80°C
DIGITAL VIDEO DATA LINK S-BAND UAV TACTICAL	SYSTEM	- RF Frequency : User selectable in 500 kHz steps - Default 2200 to 2500 MHz (S-band) - 통신범위 : 200 km in LOS(통신환경에 따라 상이)
	 (Airborne)	- 운용온도 : -20°C to +70°C - 운용고도 : 70,000 feet [21 km] - 치수 : 190 x 127 x 45 mm - 중량 : 1.45kg - 전원 : 28±4 VDC
	 (Groud)	- 운용온도 : 0°C to +60°C - 치수 : 200 x 266 x 81 mm - 중량 : 3.8 kg - 전원 : 28±4 VDC

2. 다중 주파수 빙하레이더 제작

가. 요구 사항 및 시스템 사양

그린란드와 남극 대륙의 큰 빙상은 다음 세기에 걸쳐 해수면 상승을 조절할 수 있는 잠재력이 크다. 그들은 완전히 녹으면 해수면을 65 미터 이상 높이기엔 충분한 담수를 함유하고 있다. 최근의 위성 및 공중 관측은 두 얼음판에서 해수면 상승으로의 방출과 기여가 증가한 것으로 나타났다 [Bamber et al., 2019; Rignot et al., 2019; Hanna et al., 2013; Shepherd et al., 2012; Pritchard and Vaughn, 2007, Rignot et al., 2011]. 해수면 상승의 사회적, 경제적 영향은 그 결과에 적응하고 완화할 수 있는 능력에 달려 있으며, 이는 결국 예상 해수면 상승률을 정확하게 예측할 수 있는 능력에 달려 있다. IPCC (Intergovernmental Panel on Climate Change)는 기후 변화 시나리오에 따라 해수면이 세기에 따라 26cm에서 96cm 사이로 증가할 것으로 예상하고 있다. 그러나 보다 최근의 실험적 연구에 따르면 이 높이는 2m만큼 커질 수 있다 [Bamber et al., 2019].

표 3.12. 요구 사항에 매칭되는 목표 사양

Measurement	Objective	Required Accuracy	Spatial Sampling	Radar
Ice thickness	Objective #1	1 m (range)	1000 m 10-100 m for margins and outlet glaciers	UWB depth sounder/imager
Reflectivity at the bed (basal conditions)	Objective #1	0.5 dB	100 m pixel	UWB depth sounder/imager
Water layer thickness (frozen or bed bed)	Objective #1	0.5-4 mm	100 m survey 10 m hi-res	UWB depth sounder/Imager
Internal layer depth and geometry	Objective #2	3-10 cm for shallow layer 60-100 cm for deeper	100 m survey 10 m hi-res	UWB Microwave radar for shallow layers UWB depth sounder/imager for deeper layers
Bottom melt rates	Objective #3	50 cm or better	100 m coarse 10 m fine res	UWB depth sounder/imager

NASA는 최근 극지방을 모니터링하기 위해 ICESat-2 (Ice, Cloud 및 Land Elevation Satellite-2)를 시작했으며 2021-2022 년에 NASA-ISRO NISAR (Synthetic Aperture Radar)을 출시 할 계획이다. ICESat-2는 현재 질량 균형을 결정하기 위해 남극 대륙과 그린란드에서 큰 빙상의 표면 고도 변화를 측정한다. 또한 두께를 측정하기 위해 해빙에서의 프리 보드 측정에도 사용된다 [Abdalati, et al., 2010]. ICESat-2는 CryoSat-II 레이더 고도계 표면 고도 및 자유 보드 측정을 보충하고 보완한다 [Wingham, et al., 2006]. NISAR 임무의 주요 목표는 두 개의 큰 빙상의 표면 속도를 측정하는 것이다. 표면 고도의 변화는 질량 손실 또는 이득을 기록하는 데 필요한 정보를 제공하고 표면 속도는 배출 빙하의 속

도를 높이고 낮추는 데 대한 정보를 제공한다 [Howat, et al., 2007]. 그러나 빙상 지형과 기저 조건에 대한 추가 정보는 진단 및 예측 빙상 모델을 개발하는 데 필수적이다 [Fretwell et al., 2013]. 또한, 표면 고도의 위성 고도계 측정을 해석하고 플럭스 접근법을 사용하여 빙상의 질량 균형을 결정하기 위해 눈 쌓임의 공간적 분산이 필요하다. 현재 얼음 두께와 눈 쌓임의 측정을 수행할 수 있는 위성 센서는 없다. 항공 측정은 넓은 지역에서 얼음 두께와 눈 쌓임을 얻는 유일한 방법입니다. 표 18는 항공 측정을 위한 수직 및 공간 해상도 요구 사항을 제공한다. 이 정보를 사용하여 UWB depth sounder 및 imager 그리고 UWB 마이크로파 레이더 모두에 대해 표 19에 나열된 레이더 시스템 매개 변수를 결정하였다. 그러나 본 과제에서는 microwave 레이더 개발은 포함하지 않는다. Depth sounder/imager 장치와 함께 필요한 측정을 수행하기 위해 사용 가능한 microwave 레이더는 위탁 과제를 수행하고 있는 알라바마 대학으로부터 제공 받을 계획이다.

표 3.13. UWB 레이더 사양

	UWB Radar sounder/imager	Comment	Ultra-wideband Microwave Radar	Comment
<i>Frequency range</i>	170-470 MHz	Bandwidth selectable	2-18 GHz	
<i>Transmit power</i>	500-1000 W	Determined by power available from the aircraft	200 mW	
<i>Mode of operation</i>	Chirped pulse		FM-CW	
<i>Antenna</i>	8 Element cross-track array under both wings		Planar array under the fuselage	
<i>Gain</i>	10-14 dBi		10-20 dBi	
<i>Pulse widths or chirp length</i>	1 us and 10-20 us	1 us for shallow ice and 10-20 us for ice thicker than 1 km	20-100 us	
<i>Pulse repetition frequency</i>	10 kHz		4 kHz	
<i>Waveform Generation</i>	8 channel 16-bit DDS		2 channel UWB chirp generator	
<i>Digitization</i>	14 bits		12 bits	
<i>Sampling rate</i>	1.2 - 2.5 GHz		500 MHz	

나. UWB 레이더 개발

본 과제에서는 UWB depth sounder/imager를 개발하기 위해 다음과 같은 주요 작업을 해결하도록 제안하였다.

- 1) 송·수신기 및 안테나 어레이를 포함한 초 광대역 (UWB) 레이더 하위 시스템의 설계, 시뮬레이션, 구축 및 테스트
- 2) 처프 생성기 및 디지털화 하위 섹션을 포함한 디지털 하위 시스템을 설계 및 시뮬레이션
- 3) 실험실에서 광범위한 평가를 위해 모든 서브시스템을 단일 채널 레이더 프로토타입에 통합

본 과제에서는 아래와 같이 위에서 언급 한 세 가지 주요 과제를 모두 완료하였다. 우선 170-470 MHz의 주파수 범위에서 작동하는 UWB 레이더 depth sounder/imager의 시스템 레벨 설계를 완료하였다. 표 20는 5km 두께의 얼음을 sounding하는 레이더의 링크 예산 분석을 보여준다. 매끄러운 표면에서 작동하는 레이더 sounder에 대한 신호 대 잡음비 $\frac{S}{N}$ 는

$$\frac{S}{N} = \frac{P_T G_T G_r \lambda^2 |\Gamma_{ib}|^2 (1 - |\Gamma_{is}|^2)^2 C_I C_p}{[8\pi(h + d\sqrt{\epsilon_r})]^2 K T B F Loss}$$

여기서 P_T = 피크 송신 전력, λ = 파장, G_T = 전송 안테나 이득, G_r = 수신 안테나 이득, λ = 미터 단위의 파장 길이, Γ_{ib} = 빙상 계면에서의 반사 계수, Γ_{is} = 공중-눈 인터페이스에서의 반사 계수; C_p = coherent integration gain, C_I = pulse compression gain, h = 얼음 표면 위의 항공기 높이 (미터), d = 얼음 두께 (미터), K = 볼츠만 상수, T = 레이더 시스템 온도 (켈빈), B = 레이더 수신기 대역폭 (Hz) (300 MHz), F = 수신기 잡음 지수 및 Loss = 양방향 감쇠 손실

$$C_p = k \frac{T_u}{T_c}$$

T_u 는 비 압축 펄스 폭, T_c = 압축 펄스 폭이며 $k = 0.5$ 는 sidelobe를 줄이는 데 사용되는 불일치 필터 손실을 설명하는 항목이다. $T_c = 3.3$ ns 및 $T_u = 10$ us. C_p = coherent integration gain 이며 다음과 같이 구해진다.

$$C_I = \sqrt{\frac{(h + d\sqrt{\epsilon_r})\lambda_g}{2}} \frac{f_p}{v}$$

여기서 λ_g = 얼음의 파장 길이, f_p = 펄스 반복 주파수 (PRF), Hz, (9000 Hz), v = 항공기 속도 (m / s).

두 개의 모드에서 작동하는 레이더로 항공기 속도가 50m/s라고 가정하고 1km 이하의 얇은 얼음을 sounding하는 짧은 펄스 (1 us) 모드와 1km보다 두껍고 내부 층이 더 깊은 얼음을 위한 긴 펄스 (10 us) 모드를 매핑한다. 더 두꺼운 얼음에 필요한 높은 감도를 얻기 위해 10 펄스마다 한 번만 짧은 펄스를 사용한다.

표 3.14. 5km두께의 얼음 및 20dB/km 양방향
감쇠 손실에 대해 얻은 S/N비율

Parameter			320 MHz
1	Transmit Power, PT	60.0	dBm
2	Antenna Gain, GT*GR	24.0	dB
3	Wavelength, λ^2	-0.6	dBmeter ²
4	Two power transmission coefficient $(1- \Gamma ^2)^2$	-0.7	dB
5	Loss for 5 km thick ice (20 dB/km at 320 MHz)	-100.0	dB
6	Pulse compression gain, CP	31.8	dB
7	Integration gain, CI	40.6	dB
8	Spreading loss term-1, $(8\pi)^2$	28.0	dB
9	spreading loss term-2	78.6	dBmeter ²
10	Noise power	-85.2	dBm
11	Return loss for ice-bed interface	20.0	dB
11	Signal-to-Noise Ratio	13.7	dB

5km 두께의 얼음에 대한 S / N 비율은 약 13dB이며, 필요한 정확도와 정밀도로 두께를 결정하기에 충분하다. 또한 문헌에 보고 된 내부가 차가운 얼음의 전형적인 감쇠 손실인 15dB/km 대신에 우리의 설계에 사용된 20dB/km의 감쇠 손실로 인해 설계에 충분한 안전 마진을 확보하였다. [Matsuoka, et al ; 2010a 및 2010b].

그림 3.13은 개발 중인 레이더의 블록 다이어그램을 보여준다. 레이더는 안테나 배열을 제외한 세 가지 기본 하위 시스템으로 구성된다. (1) 디지털 하위 시스템 (2) RF 송신기 (3) RF 수신기. 디지털 하위 시스템은 명령 및 제어, 다중 채널 임의 파형 발생기 (AWG), 다중 채널 디지털라이저 및 디지털화 된 데이터를 저장하고 데이터를 처리 및 표시하는 서버로 구성된다. 다음 장에서 소형 디지털 서브시스템 개발 내용을 소개한다. UWB 레이더 송신기는 8 요소 전송 어레이의 각 요소마다 하나씩 8 개의 개별 송신기와 8 개의 수신기로 구성된다. 각 송신기는 대역 통과 필터, 2 개의 드라이버 증폭기, 2 개의 가변 감쇠기, 3 개의 저역 통과 필터, 전력 증폭기 및 T/R 스위치로 구성된다. AWG의 출력 신호는 대역 통과 필터를 통과하여 대역 외 기생 신호를 줄이고 첫 번째 드라이버 증폭기에 공급하여 두 번째 드라이버에 필요한 레벨로 증폭한다.

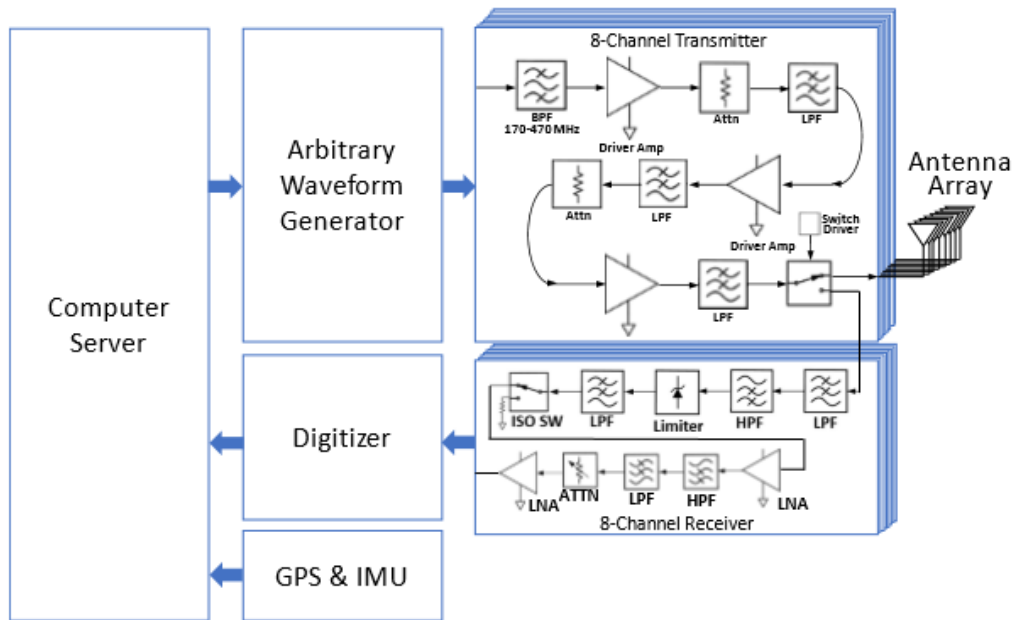


그림 3.13. UWB 레이더 depth sounder/imager 블록 다이어그램

첫 번째 드라이버 증폭기 출력은 두 번째 드라이버 증폭기에 공급되기 전에 첫 번째 가변 감쇠기와 저역 통과 필터를 통과한다. 가변 감쇠기는 처프 신호의 진폭을 조정하는 것이고 저역 통과 필터는 증폭기에 의해 생성된 470 MHz 이상의 고조파를 감소시키는 것이다. 저전력 신호 sound와 image는 얇은 얼음으로 전송하고 고전력 신호 sound와 image는 두꺼운 얼음으로 전송한다. 감쇠기는 얇은 얼음 sounding을 위한 전송 신호 레벨을 낮추는 역할을 한다. 2 단계 드라이버 증폭기 신호는 전력 증폭기로부터 100-200W 피크 전력을 얻는 데 필요한 레벨로 신호를 증폭한다. 증폭된 신호는 전력 증폭기에 공급되기 전에 다른 감쇠기와 저역 통과 필터를 통과한다. 전력 증폭기 출력은 다른 저역 통과 필터를 통해 전송 어레이 요소들 중 하나에 결합되며, 이는 전력 증폭기 및 T/R 스위치에 의해 생성된 470 MHz 이상의 고조파를 다시 감소시킨다. 이 스위치는 고전력 전송 신호로 인해 수신기가 손상되지 않도록 보호한다.

수신기 서브 시스템은 8 요소 안테나 어레이의 각 요소마다 하나씩 8 개의 수신기를 갖는다. 각 수신기는 대역 통과 필터, 리미터, 저역 통과 필터, 저잡음 증폭기 (LNA), 대역 통과 필터, 2 개의 가변 감쇠기 및 드라이버 증폭기로 구성된다. 두 대역 통과 필터는 저역 통과 및 고역 통과 필터를 사용하여 구성된다. 이 대역 통과 필터는 대역 외 기생신호를 줄입니다. 저역 통과 및 고역 통과 필터를 사용하여 대역 통과 필터를 구현 했으므로 수신기를 최대 1GHz의 다른 주파수에서 작동하도록 쉽게 수정할 수 있습니다. 리미터는 전송 중 누설 신호로 인한 수신기 손상을 방지하기 위한 것이다. 20-60 dB 증폭을 제공하기 위해 LNA, 드라이버 증폭기 및 감쇠기를 채택하였다. 얇은 얼음으로부터의 강한 신호에 의한 포화를 막기 위해 수신기 이득을 감소시키기 위해 감쇠기를 사용했고 매우 두꺼운 얼음에서 약한

신호를 디지털화에 필요한 레벨로 증폭하기 위해 이득을 증가시켰다. 그림 3.14는 프로토타입 수신기 보드와 측정 된 응답을 보여준다. 또한 레이더에 필요한 고전력 전송 / 수신기 (T / R) 스위치의 설계 및 테스트를 완료하였다. 송신기에서 안테나까지 500MHz에서 측정 된 최대 삽입 손실은 약 1.4dB이며 송신기와 수신기 사이의 최소 절연은 전송 중에 약 49dB 이다.

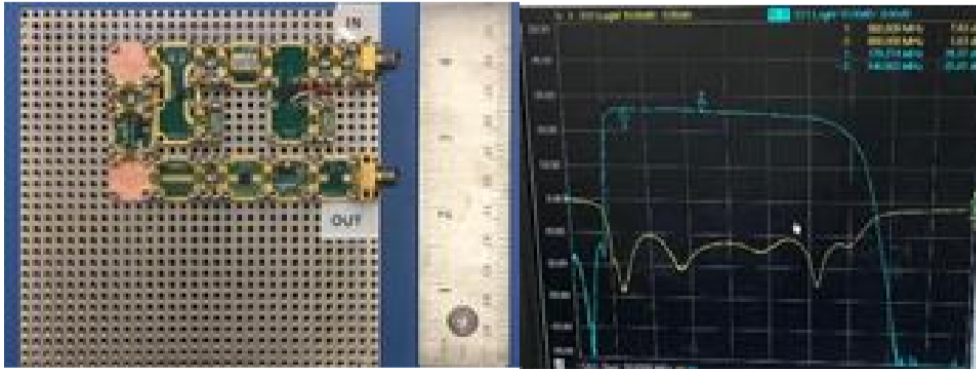


그림 3.14. 수신기 프로토타입과 측정된 응답



그림 3.15. (왼쪽)프로토타입 T/R 모듈과 커버 플레이트. (중간)송신기와 안테나 간 삽입손실 측정값 (오른쪽)송신기와 안테나 간 isolation 측정값

2019 년 8 월 그린란드에서 본 연구의 일환으로 프로토타입 송신기 및 수신기 하위 시스템을 테스트하였다. 그림 3.17은 약 3.75km 범위의 표적에 대한 광학 지연 라인을 사용하여 측정 된 레이더 응답을 보여준다. 그림 3.16은 측정 된 시간 영역 신호 및 관련 주파수 스펙트럼을 나타낸다. 그림 3.17은 펄스 압축 후 레이더의 임펄스 응답을 보여준다. 측정 결과 레이더의 루프 감도가 210dB 이상인 것으로 나타났다. 이러한 실험실 테스트 및 측정을 위해 전체 300MHz를 사용하는 대신 레이더 대역폭을 약 160MHz로 제한하였다. 전력 증폭기로 인한 2 차 고조파 왜곡을 방지하기 위해 작업을 수행하였다. 이 테스트에는 상용 (COTS) 증폭기를 사용하였다. 향후 낮은 고조파 왜곡과 약 200W의 피크 전력을 갖는 고전력 증폭기를 개발할 계획이다.

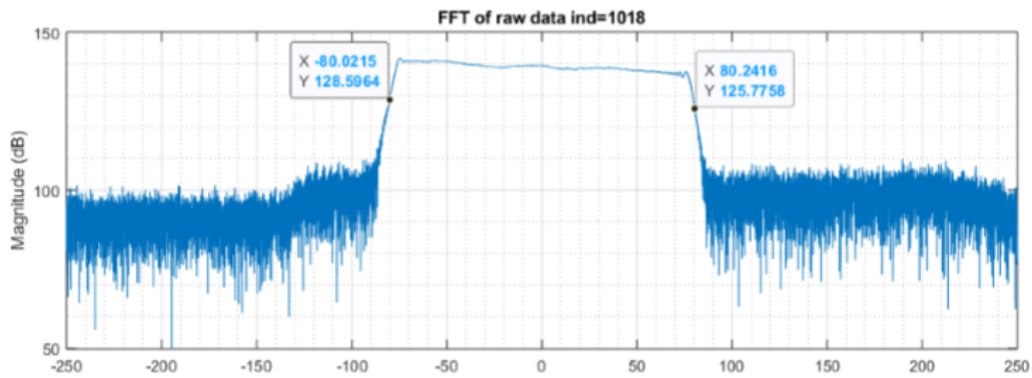
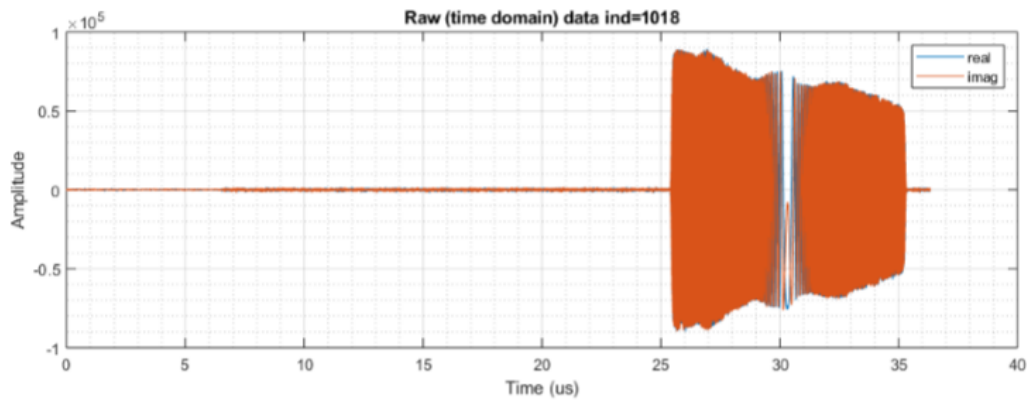


그림 3.16. 시간과 주파수 도메인에서 측정된 UWB 레이더 wave form

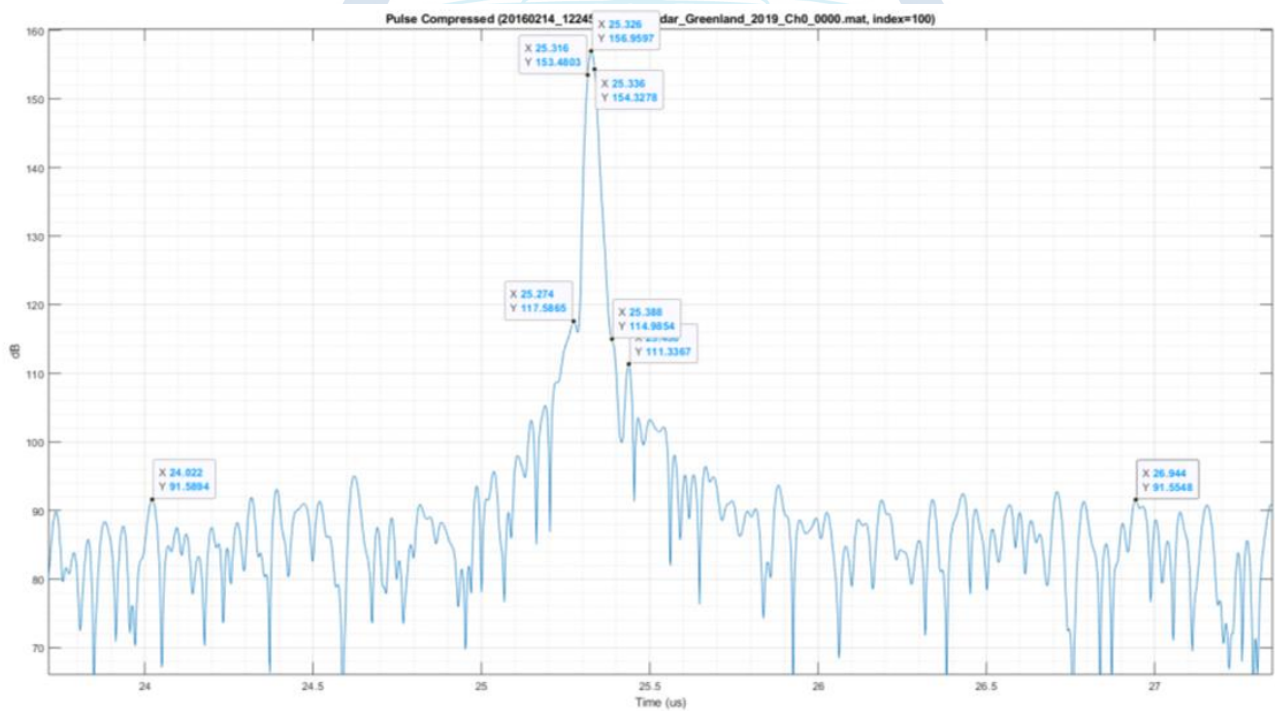


그림 3.17. 약 3750m 범위에서 목표물을 시뮬레이션하기 위해 광학 지연선을 사용하여 측정된 레이더 임펄스 응답. 멀리 떨어진 사이드로브는 메인 피크보다 약 60dB 낮음

다. 디지털 서브 시스템 개발

8 채널 UWB 레이더 sounder/imager의 두 가지 중요한 하위 섹션은 임의 파형 발생기 (AWG)와 데이터 수집 장치 (DAQ)이다. 이 시스템은 항공기의 전력 및 공간 제약으로 인해 현재 시스템에 비해 낮은 SWaP를 가져야한다. 파형 발생기는 9kHz의 펄스 반복 주파수에서 1 ~ 10 μ s의 펄스 길이로 300MHz 대역폭의 처프 8 개를 생성 할 수 있어야한다. 또한 DAQ는 600MSPS 이상의 속도로 데이터를 디지털화 할 수 있어야한다.

새로운 Xilinx Zynq Ultrascale + RFSoc 기술, 특히 ZXC49DR 칩을 사용할 디지털 트랜시버 모듈이 현재 개발 중이다. 10GSPS에서 파형을 생성하고 2.5GSPS에서 데이터를 수집 할 수있는 FPGA 인터커넥트 패브릭에 내장 된 14 비트 16 채널 트랜시버를 포함한다. 또한 이 인터커넥트에는 애플리케이션 단위로 사용되는 쿼드 코어 ARM CortexA53 프로세서와 실시간 처리 단위로 사용되는 듀얼 코어 ARM Cortex-R5 프로세서가 포함되어 있다. 이 모듈의 사양은 알라바마대학 원격 감지 센터에서 개발 한 레이더에서 현재 사용 중인 디지털 하위 시스템과 비교하여 표 4에 나와 있다.

표 3.15. 개발중인 디지털 서브 시스템 사양

Subsystem	Current transceiver module	Proposed design
<i>Tx sample clock rate</i>	2.4 GSPS	10 GSPS
<i>Tx up to</i>	1.2 GHz	5 GHz
<i>Rx sample clock rate</i>	1.2 GSPS	2.5 GSPS
<i>Rx up to</i>	0.6 GHz	1.25 GHz
<i>Channels (Tx x Rx)</i>	8 x 8	16 x 16
<i>Physical enclosure</i>	17" x 22" x 7" (4U)	8" x 4" x 1.25"

UWB 레이더 sounder/imager는 필요한 과학 사양을 충족하기 위해 8 개의 채널 만 필요하므로 FPGA 패브릭의 채널 중 절반이 비활성화되고 사용되지 않으므로 프로젝트의 첫 번째 단계에서 장치의 전력 소비가 더욱 줄어든다. 추가로 8 개의 채널을 사용하여 향후 초 광대역 마이크로파 레이더 데이터를 디지털화 할 수 있다. 그림 3.18은 트랜시버 모듈의 초기 3D 모델을 보여준다. 그림 3.19는 시스템 아키텍처와 데이터 흐름을 보여준다. 이 시스템은 현재 Xilinx에서 얻은 평가 시스템을 사용하여 개발 중이다.

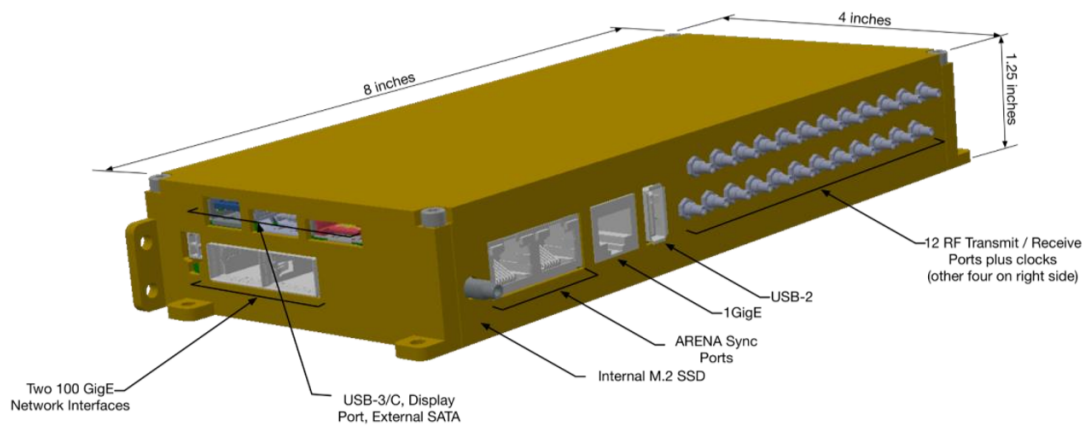


그림 3.17. 레이더 sounder와 UWB 마이크로웨이브 레이더 지원이 가능한 디지털 서브시스템

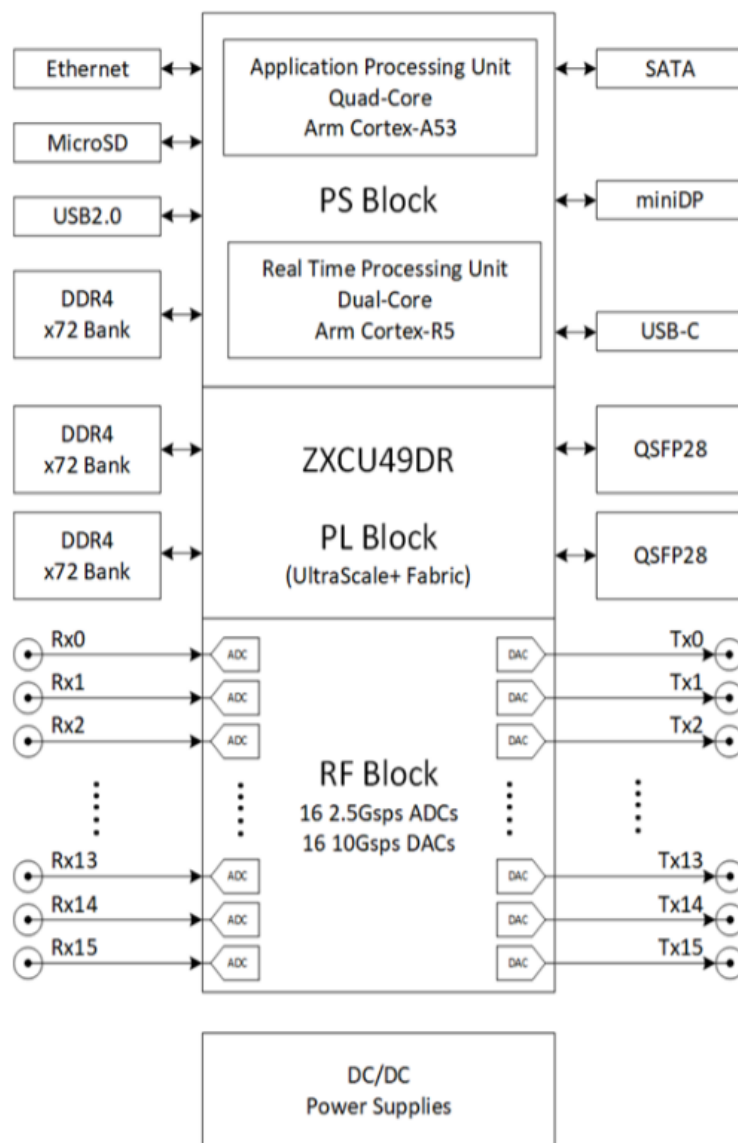


그림 3.18. 디지털서브시스템 블록 다이어그램

또한 새로운 디지털 서브 시스템 개발이 완료 될 때까지 테스트 목적으로 알라바마대학에
서 진행 중인 다른 연구의 일환으로 디지털 트랜시버 시스템을 인수하였다. 기존 디지털
하위 시스템은 2.4GSPS에서 작동하는 8 개의 전송 채널과 1.2GSPS에서 작동하는 16 개의
수신 채널로 구성된다.

라. 안테나 및 안테나 어레이 개발

본 과제에서 안테나 및 안테나 어레이를 개발한 주요 내용은 다음과 같다.

- 1) 안테나 어레이를 설계 및 시뮬레이션하고 성능을 테스트 및 평가하기 위한 프로토타입 안테나 구축
- 2) 항공기 통신 성능에 대한 안테나 어레이 및 관련 구조의 영향을 시뮬레이션

(1) 슬리브 다이폴 안테나

제안 된 슬리브 다이폴을 최적화하여 300MHz의 대역폭을 충족하고 가능한 10dBi 이상의 이득을 실현하였다. 그림 3.20은 사양과 시뮬레이션 전압 정재파 비 (VSWR) 및 관심 있는 주파수 범위에서 실현 된 이득을 갖춘 최적화 된 슬리브 다이폴을 보여준다. 최적화 된 슬리브 다이폴은 2 : 1의 VSWR을 나타내며, 이는 182 ~ 474 MHz (대역폭 292 MHz)에서 레이더 작동에 적합하고 170 ~ 470 MHz에서 6.81-12.0 dBi의 실현 이득을 나타낸다. 이전 보고서에서보고 된 슬리브 다이폴과 비교하여 최적화 된 슬리브 다이폴은 25MHz 더 높은 대역폭과 1.23-2.5dBi 더 높은 실현 이득을 나타낸다.

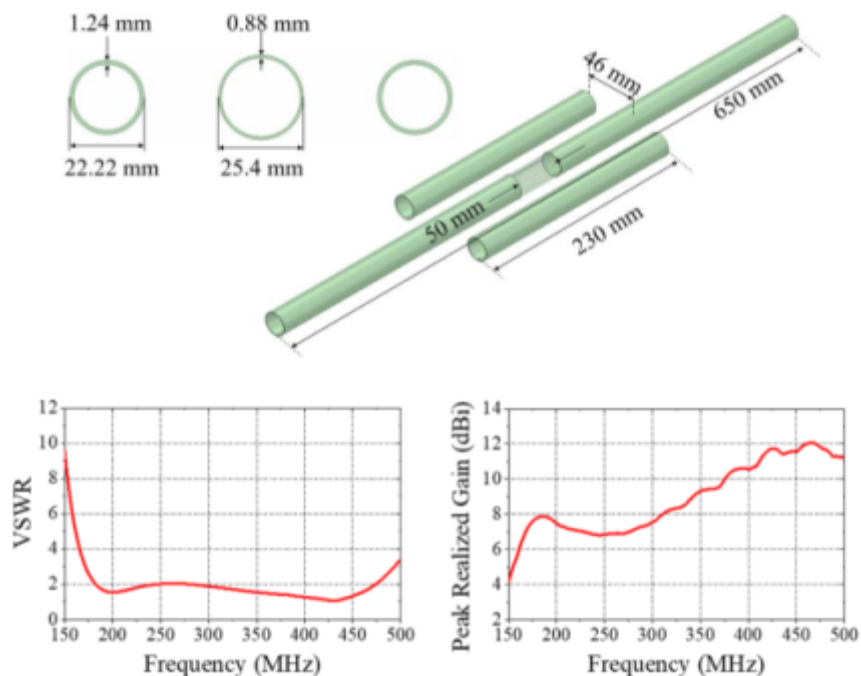


그림 3.19. 안테나 구조 및 사양과 관심 주파수 범위에서의
안테나 성능 시뮬레이션

(2) 유리 섬유 프레임 및 테플론 튜브가 있는 슬리브 다이폴 안테나

유리 섬유 프레임은 안테나를 덮어 기계적 강도를 높이고 공기 역학적 압력에 저항하며 RF 케이블 및 발룬 삽입을 허용하는 데 사용된다. 분리된 쌍극자를 단단히 고정하기 위해 테플론이 사용된다. 따라서 안테나 성능에 대한 폴리 우레탄 섬유 유리 프레임 (유전율 : 1.08 및 손실 탄젠트 : 0.0016 [Meyer, 2015]) 및 테플론 튜브 (유전율 : 2.1 및 손실 탄젠트 : 0.001 [Zemansky, 1982])의 영향을 조사하였다. 그림 3.21은 프레임과 시뮬레이션된 VSWR 및 실현 이득을 갖춘 최적화 된 슬리브 다이폴을 보여준다. 도시된 바와 같이, 유리 섬유 프레임 및 테플론 튜브를 갖는 슬리브 다이폴은 최대 동작 주파수를 474에서 467MHz로 그리고 관심 주파수에서 0.4 dBi의 실현 이득을 약간 감소시킨다.

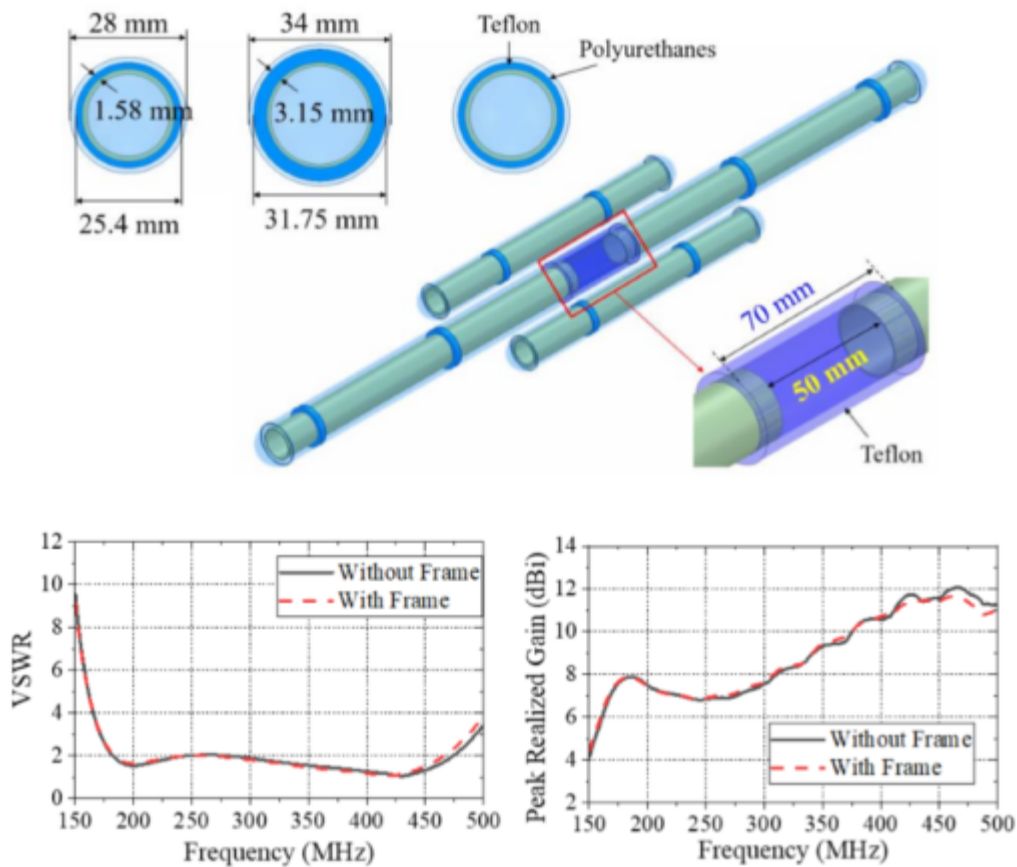


그림 3.20. 케이스 구조 및 사양과 관심 주파수 범위에서의 안테나 성능 시뮬레이션

(3) 탄소 복합 CTLS 날개 모델에서 유리 섬유 프레임과 테플론 튜브가 있는 슬리브 다이폴 안테나

위의 시뮬레이션에는 단순화 된 완벽한 도체(PEC) 기반 날개 모델 (폭 2600mm, 길이 5400mm, 두께 1mm)이 사용된다. 알루미늄의 값보다 저항이 2000 낮은 탄소 섬유 강화

에폭시 복합재(CFRP)를 사용하는 현실적인 CTLS 날개 모델 [Leininger, 2012]은 시뮬레이션에서 항공기 날개 구조 및 재료가 안테나 성능에 미치는 영향을 조사하기 위해 개발하였다. 그림 3.22는 CFRP 기반 CTLS 날개 아래에 프레임이 있는 슬리브 안테나와 VSWR의 구성 및 실현 된 이득 성능을 보여준다. CFRP 기반 CTLS 날개 하에서 제안된 슬리브 안테나는 190에서 430MHz까지 2 : 1의 VSWR과 5-13dBi의 실현 된 이득을 보여준다.

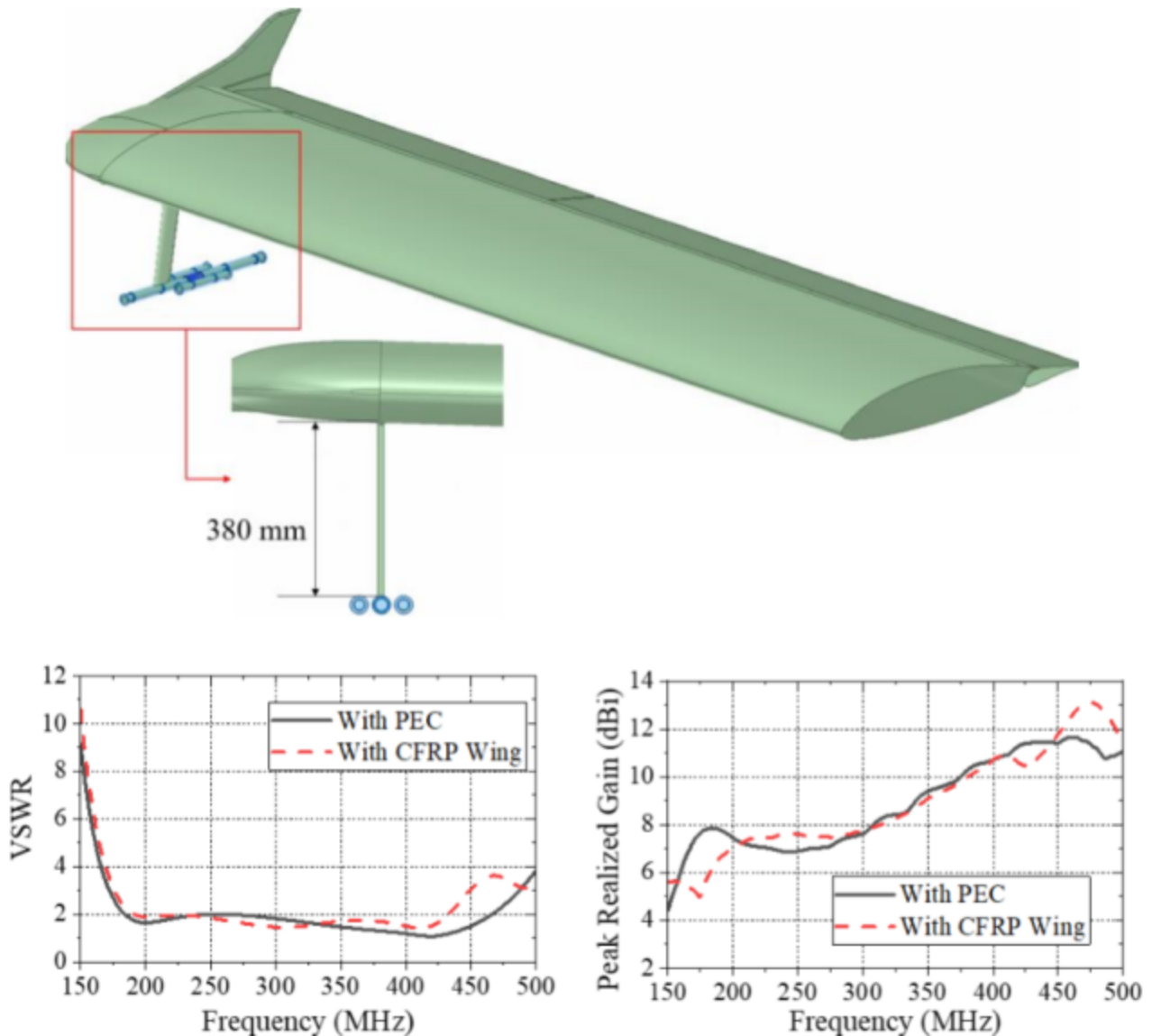


그림 3.21. CTLS 날개 구조 및 사양에서 시뮬레이션 된 안테나 성능

마. 플랫폼과 통합

본 과제에서 플랫폼과 통합 부분의 목표는 다음과 같다.

- 1) 과학 및 계측 요구 사항의 정의 및 개선
- 2) UWB 레이더, RF 및 디지털 서브 시스템에 대한 시스템 요구 사항 정의

3) 프로토타입 안테나 요소 설계 및 구축

목표 1), 2)에 대해서는 앞 절에서 설명하였으며, 본 절에서는 목표 3)에 대해 주로 기술한다.

현재 예상되는 항공기 플랫폼은 Flight Design CTLS 항공기, 총 중량이 1320lbf, 날개 길이가 28ft, 수냉식 100hp Rotax 912 ULS 엔진을 갖춘 경량 스포츠 항공기이다. 항공기 하중 제한은 $+4 / -2g$ 이며 Vne는 145KCAS입니다. CTLS 구조는 캔틸레버 윙과 스테빌라이저가 있는 모노코크 동체이다. 기본 항공기 구조는 탄소 섬유, 아라미드 및 폼 복합 샌드위치 구조로 구성된다. 8 요소 VHF 안테나 어레이, 레이더 장비 및 관련 시스템을 장착하기 위하여 항공기의 개조가 필요하다. 반자동 전자동 작동을 위한 AFCS(Autonomous Flight Control System)가 설계에 포함되어 있다. 그림 3.23은 통합 항공기 및 레이더 시스템을 보여준다.



그림 3.22. VHF 안테나, 파일론, 레이더 시스템 및 자율비행제어 시스템을 갖춘 Flight Design사 CTLS

(1) 안테나 설계

안테나 요소는 170 - 470MHz VHF / UHF 대역에서 작동하도록 설계된 슬리브-다이폴이 구성된다. 각 슬리브 다이폴에는 다이폴로부터 62mm 떨어진 두 개의 290mm 기생 요소가 있는 670mm 다이폴이 있다. 그림 3.24는 파일론 및 포트 구성 및 치수를 보여준다. 각 15.5 인치 파일론은 22 인치 간격으로 항공기의 리브에 부착되도록 설계되었으며 전방 철탑은 날개 가로뼈대 구조에 연결되어 있다. 가로날개뼈대 앞쪽의 볼륨에는 폴 스펠 연료 탱크가 포함되어 있으며 구조적 부착에 적합한 것으로 간주되지 않는다. 유리 섬유 프레임과 스킨은 안테나 요소와 파일론을 묶습니다. RF 케이블은 순방향 파일론을 통해 라

우팅된다.

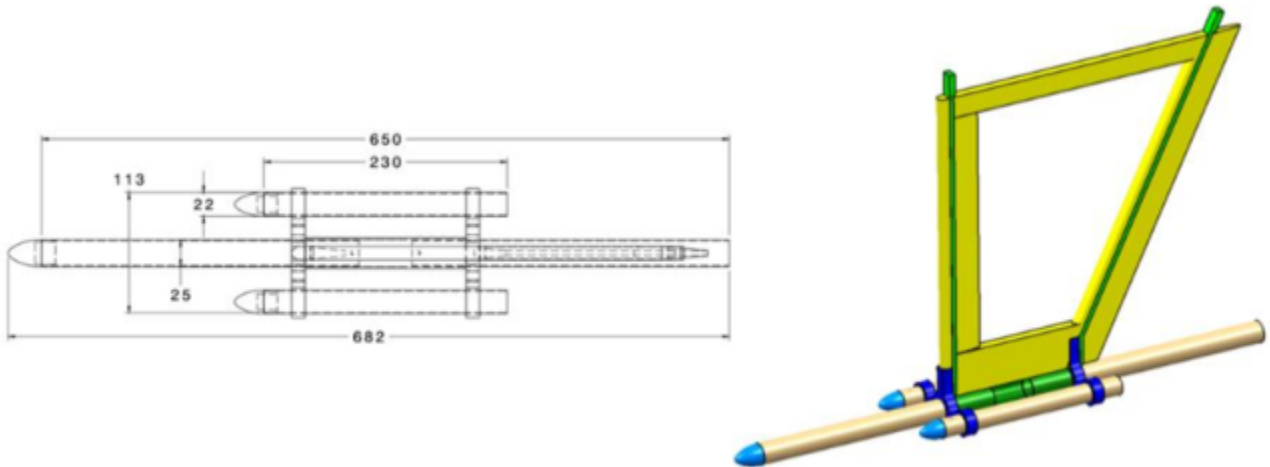


그림 3.23. 안테나와 파일론 구조

파일론 및 안테나에 관성 및 공기 역학적 비행 하중을 적용하여 구조 하중을 정의하였다. 중요한 하중 사례는 다음과 같다. 1) 물 중 관성 측면 하중 및 2) 145kt Vne에서 측면 슬립 조작. 수직 가속 하중 사례는 이 설계에 중요하지 않다. 중요한 구조적 구성 요소는 측면 굽힘 모멘트 (즉, 사이드로드 유도 모멘트)를 갖는 링-파일론 인터페이스이다. 항공기의 가로날개뼈대에 파일론 설치를 위한 전용 하드 포인트가 필요하며, 이는 항공기 회사와의 세부적인 협력을 필요로 한다.

(2) 구조 시뮬레이션

ANSYS를 사용하여 구조 하중 사례를 시뮬레이션하고 구조 중량, 구성 및 인터페이스를 최적화하기 위한 설계를 반복하였다. 개별 안테나, 슬리브 및 보타이 커넥터는 최대 10 배 이상의 안전 계수로 최대 처짐 및 응력 한계 내에서 유지된다. 안테나 요소에 더 얇은 wall tubing을 사용하는 것을 검토할 계획이다. 향후 보타이 커넥터를 반복하여 개선하면 외벽을 제거하고 두께를 더 줄일 수 있다. 시뮬레이션을 통하여 오리지널 슬리브를 가장 얇은 FR4 튜브로 교체하였다.

결합된 안테나 및 파일론 구조 시뮬레이션은 임계 영역이 항공기 대 파일론 인터페이스임을 나타낸다. Vne의 공기 역학 측면 슬립이 중요한 하중 사례이다. 시뮬레이션된 파일론 응력 및 변형은 그림 3.25에 나와 있다. 물 속도 사례는 유사한 동작을 보여준다. 향후 파일론 사이에 대각선 지지대를 사용하면 파일론의 가로날개뼈대 무게와 구조적 부착 복잡성을 줄일 수 있을 것으로 기대된다. 성능 및 구성, 특히 파일론 가로날개뼈대의 페어링과 관련된 공기 역학적 측면 하중 및 파일론 및 안테나 질량과 관련된 관성 하중에 대한 명확한 최적화 곡선을 볼 수 있다.

B: Copy of Static Structural
 Equivalent Stress
 Type: Equivalent (von-Mises) Stress
 Unit: psi
 Time: 1
 10/4/2019 3:40 PM

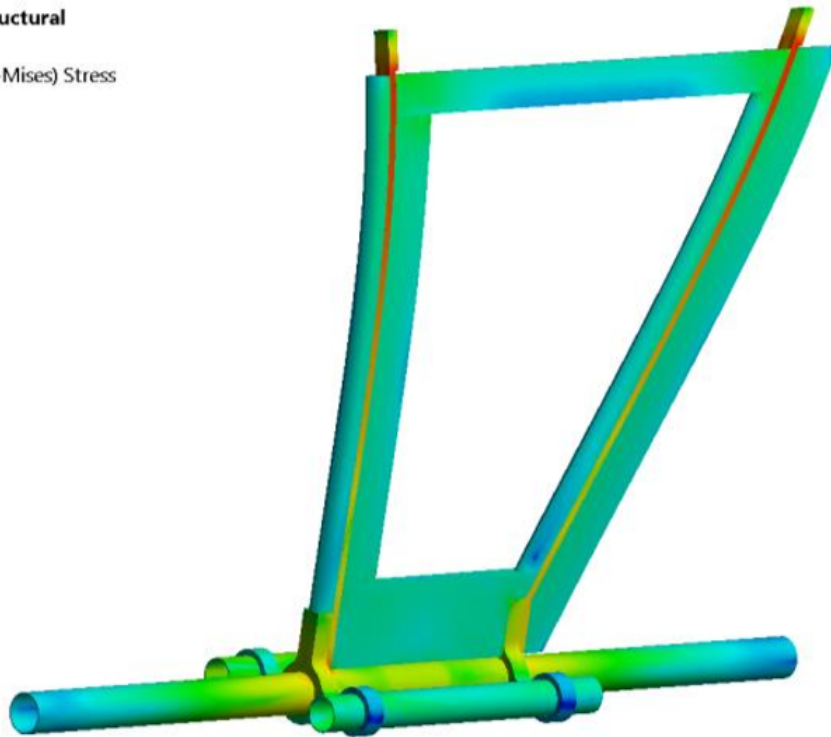
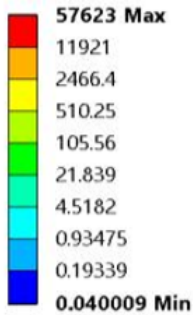


그림 3.24. Vne에서 공기 역학적 측면 슬립 응력

(3) 프로토타입 안테나

RF, 구성 및 구조 평가를 위해 안테나, 발룬 및 파일론 프로토타입을 제작하였다. 이 프로토타입은 벽 두께가 0.035 인치인 1 인치 및 7/8 인치 알루미늄 튜브를 사용하였다. 1 인치 FR4 유리 섬유 강화 복합 파이프를 다이폴 커넥터 슬리브로 사용하여 다이폴 구조 굽힘 강성과 정렬을 확보하였다. 나사를 이용하여 매립형 너트 플레이트가 내벽에 설치되어 있는 슬리브와 튜브를 연결하였다. 초고 분자량 폴리에틸렌 보타이 커넥터는 다이폴 요소와 기생 요소를 연결하고 파일론에 구조적 부착점을 제공한다. Nose-cone으로 전방 요소 튜브를 막았다. 이 프로토타입은 안테나 및 파일론 시스템의 기능 테스트를 위해 설계되었으므로 RF 피드는 무게에 따른 불이익에도 불구하고 커넥터화 된 RF 구성 요소로 구성하였다. 향후에는 통합된 동축 케이블, 발룬 및 피드를 향후 반복 검토를 통해서 전환할 계획이다. 그림 3.26에 나와 있는 안테나, 파일론 및 커넥터 식 발룬 프로토타입의 무게는 0.94lbs (492g)으로 목표 무게 이하이다.

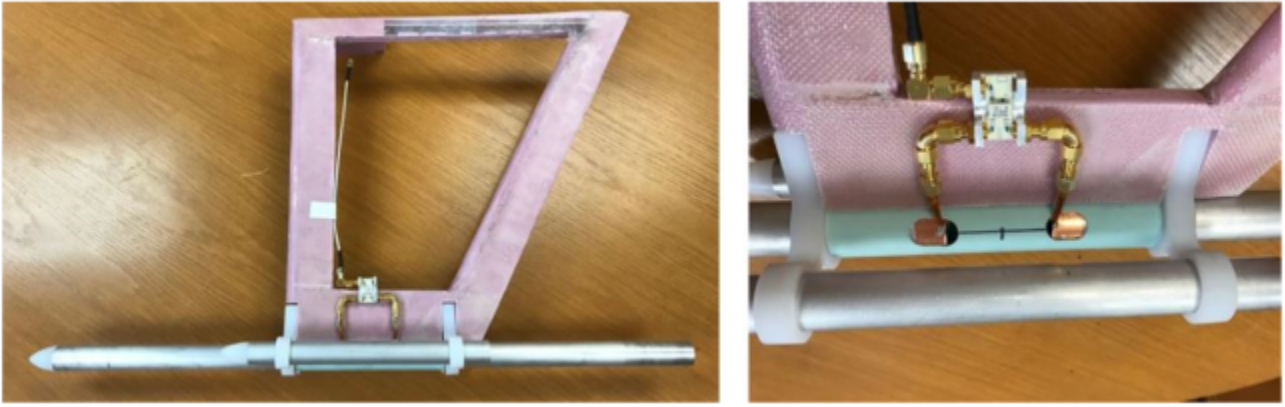


그림 3.25. 안테나와 파일론 프로토타입

RF 성능을 특성화하기 위해 Fieldfox 벡터 네트워크 분석기로 프로토타입 안테나와 파일론을 테스트하였다. 이 테스트는 항공기의 날개를 시뮬레이션하기 위해 야외에서 금속과 접지된 상태로 수행되었다. 단일 요소에 대해 100 ~ 500 MHz 사이에서 테스트를 수행하였다. 그림 3.27은 CTLS 항공기의 현재 설계를 나타내며 실험적으로 측정된 200 ~ 430MHz의 -10dB 대역폭을 제공한다. 240 ~ 400MHz의 주파수 범위에서 측정된 반사 손실은 약 20dB 이하이다. 발룬 임피던스를 변경하여 주파수 범위의 하단 및 상단에서 주파수 범위를 확장 할 수 있다. 또한 각 안테나 요소의 입력에 정합 네트워크를 통합하고 주파수 범위를 170에서 470MHz로 늘릴 수 있다.

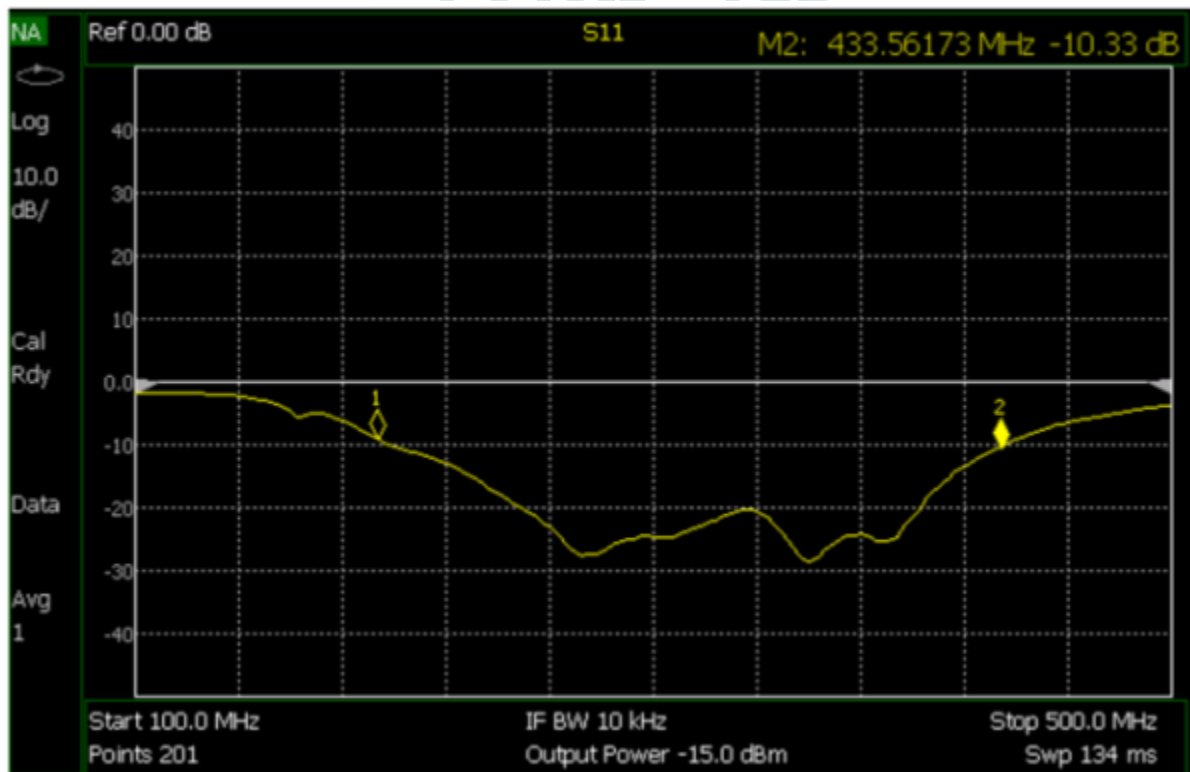


그림 3.26. 프로토타입 안테나 및 파일론의 RF 반사 손실 성능

바. 항공기 및 시스템 설계

레이더 및 디지털 시스템 설계 선택과 실험적으로 결정된 시스템 무게를 반영하도록 완전 통합 레이더 및 항공기 시스템의 무게 및 균형을 업데이트하였다. 표 5는 완전 통합 항공기의 무게 중심 (CG)이 선단에서 11.1 인치에서 18.8 인치의 허용 범위 내에 있음을 나타낸다. 무게 균형과 총 중량은 타당하게 설계되었다. 추가 개발 및 성능 최적화에 필요한 설계 특성 및 조치 항목을 다음과 같이 정리하였다.

- 항공기 제작사와 협력하여 파일론 및 레이더 장비를 위한 구조적 부착 지점과 작업에 필요한 홀의 확보가 필요
- 항공기의 MTOW를 고려하여 레이더 시스템의 소형화 필요
- 정상 및 비상 작동을 고려한 전력 관리 전략을 수립 필요
- 자율 비행 제어 시스템과 레이더 시스템의 설계, 배치 및 개발에서 관련 기관간 협력 필요

표 3.16. 레이더 설치 시 항공기의 무게와 균형

		Weight [lb]	Arm [in]	Moment [lb-in]
CTLS Aircraft	Aircraft (dry)	700	13.3	9310
	Pilot (std)	170	3.9	662
	Fuel (35 gal)	212	8.3	1758
	Luggage (aft)	30	45.0	1350
AFC	Flight Control	80	-5.5	-440.0
Radar	Radar Equipment	90	21.8	1962
	Antennas (8x)	10	18.0	180
	Wing Connect (8x)	12	20.0	240
	Cables (8x)	14	28.4	417
Total Aircraft		1318		15438
		CG	11.7	in

3. 다중 플랫폼/센서탐사 센서 통합(초분광센서)

가. 개요

다중 무인기 플랫폼에 탑재될 다중센서의 통합을 위한 센서는 그 원리에 따라 다중/초분광(광학) 센서, 열적외선 센서, LiDAR (Light Detection and Ranging) 등으로 구분할 수 있다. 지표면에 존재하는 모든 사물에는 파장별 고유한 반사특징을 가지는데, 이는 사물을 구성하는 고유한 물질과 상태에 대해 설명이 가능하다. 특히 초분광센서는 400 - 2,500 nm 파장대역에서 수백장의 영상을 동시에 얻어 가시광선/근적외선 영역 정보만 얻을 수 있는 다중분광 센서에 비해 인간이 인지할 수 없는 파장대역에서 훨씬 다양한 정보를 제공한다. 열적외선 센서는 지표의 열 복사를 감지할 수 있는 센서로 약 7.5 - 13 μm 대에서 방출되는 열을 감지할 수 있어 온도 변화와 관련된 연구에 주로 활용한다. LiDAR 센서는 정밀한 거리측정과 3차원 자료 생성을 목적으로 펄스형 레이저를 사용하는 원격탐사 시스템으로, 기존 광학이나 열적외선 센서는 태양광이 지상에 반사되어 나오는 신호값을 기록하는 수동형 센서인 반면 LiDAR는 센서 자체에서 나오는 펄스가 지상에서 반사되어 나오는 정보를 기록하는 센서이다.

본 과제에서는 각 센서를 패키징화하여 플랫폼간 이동을 쉽게하여, 연구지역, 범위, 목적에 맞게 운용할 수 있는 무인기-센서 통합 기술 개발을 수행하였다. 또한 극지연구소에서 부족한 무인기-센서 통합 기술의 보완과 시행착오 최소화를 위해 수년간의 시스템 통합 연구 경험이 있는 미국 퍼듀대학교 연구그룹과의 긴밀한 협력을 통해 극지 연구 환경에 적합한 초분광센서 통합 기술을 개발하였다.



그림 3.27. 초분광 VNIR-SWIR 센서가 드론에 장착되어 운용 시험

나. 플랫폼-센서 통합 기술 개발

본 과제에서 구축한 무인기용 초분광 VNIR-SWIR 센서는 400 - 1,000 nm (VNIR) 와 900 - 2,500 nm (SWIR) 파장대역의 두 개 센서로부터 수백장의 분광영상을 동시에 얻을 수 있는 소형 통합센서이다 (표 23). 또한 VNIR, SWIR 두 개의 센서와 고정밀 GPS/IMU 모듈을 단일 패키징화 하여 플랫폼간 (드론-무인항공기-헬기) 이동성 향상을 통한 연구지역의 면적, 연구의 목적에 맞게 운용할 수 있는 플랫폼-센서 통합 기술 개발을 수행하였다. 또한 극지 환경 테스트를 위해 극지연구소의 주요 연구거점인 미국 알래스카 카운실에서 운용 성능 점검을 수행하였다 (그림 3.28).

표 3.17. VNIR, SWIR 센서 스펙

	VNIR	SWIR
Spectral range	400 - 1000nm	900 - 2500nm
Spectral pixels (or bands)	270	267
Detector pixel pitch (microns)	7.4	15
Dispersion per pixel (nm/pixel) (Band width)	2.2	6
FWHM Slit image (nm)	6	8
Spatial pixels	640	
f/#	2.5	
Slit width (microns)	20	
CCD technology	CMOS	Stirling-cooled MCT
Max Frame Rate (Hz)	350	200
Dynamic range	12	16
Lens	12mm (12.7mm)	25mm (24.6mm)
Size	approx. 272mm x 208mm x 165mm	
Weight (kg)	2.83	

또한 극지 환경에 적합한 영상획득을 위한 최적의 인자값 (노출시간, 촬영시간, 비행속도, 고도, 오버랩 등) 결정을 위한 테스트를 수행하였고, 이를 종합적으로 계산할 수 있는 Flight calculator를 개발하였다 (그림 3.29).

	B	C	D	E	F	G	H	I
1								
2								
3		Flight Characteristics						
4								
5	M600	Flying Height (m)	50		Blue Cells are User-Defined			
6		Flying Speed (m/s)	5.5					
7		Distance Between Passes (m)	12					
8		Aproximate Distance Between Passes (lat decimal)	0.000110					
9		Aproximate Distance Between Passes (lon decimal)	0.000146					
10								
11								
12								
13		Data Characteristics					Good	Review
14								
15	RGB	Overlap	44%					
16		Sidelap	45%					
17		GSD (cm)	0.36					
18		Horizontal FoV (m)	21.94					
19		Vertical FoV (m)	14.65					
20								
21	Hyper	Sidelap (%)	58%					
22		GSD (cm)	4.51					
23		Frame Period (ms)	8.20					
24		Frame Rate (FPS)	121.89					
25		Horizontal FoV (m)	28.88					
26								
27	LiDAR	Laser Spot Width (cm)	2.64					
28		Laser Spot Height (cm)	1.70					
29		Scan Line Vertical Separation (cm)	174.60					
30		Laser Spot Horizontal Separation (cm)	17.38					
31		Sidelap	79%					
32		Horizontal FoV (m)	57.74					
33		Approximate Single Pass Point Density (points/m ²)	152					

그림 3.28. 다중센서 동시 셋팅을 위한을 Flight calculator.

다. LiDAR-RGB-초분광 통합시스템의 Prototype

향후 개발될 정밀 거리측정 및 3차원 지형자료, 초분광센서의 통합을 위해 공동연구기관인 퍼듀대학교에서 개발중인 LiDAR-RGB-초분광 통합시스템의 프로토타입을 이용 (그림 3.30), 극지역 운용테스트를 통해 3차원 정밀 지형도를 획득하였다 (그림 3.31).

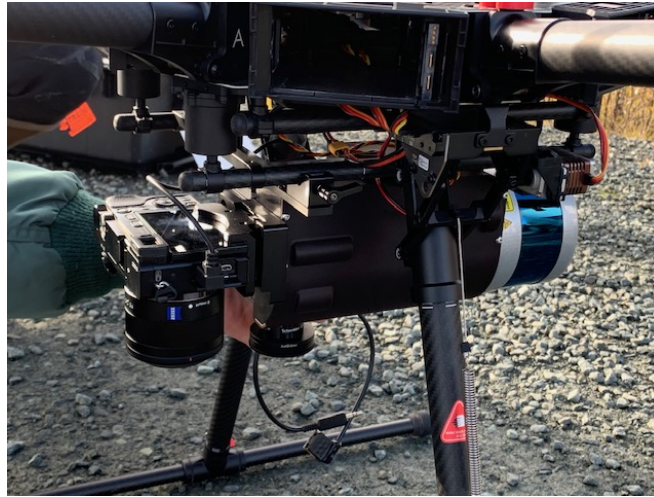


그림 3.29. LiDAR-RGB-초분광
통합 센서시스템
(좌: RGB, 중: 초분광, 우: LiDAR)

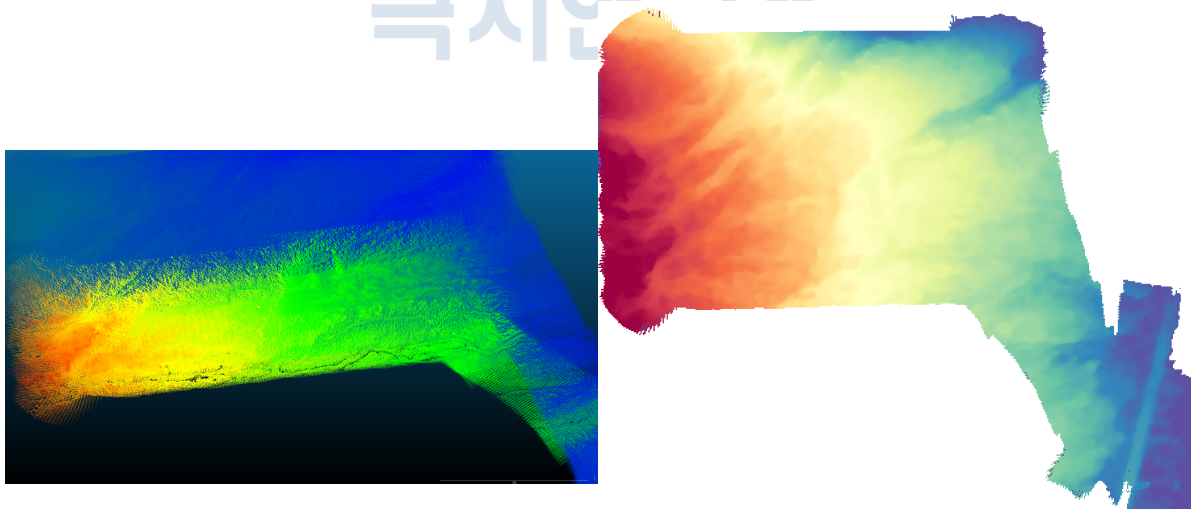


그림 3.30. LiDAR 센서를 통해 획득된 카운실 연구지역
포인트클라우드(좌)와 정밀 3차원 지형 영상(우)

제 2 절 빙상 및 빙저 3차원 지형도 제작

1. 자료 전처리 기술 개발(초분광 센서)

가. 초분광 영상의 자료처리

무인기에서 얻은 push-broom 방식의 초분광영상의 자료처리는 크게 방사보정과 기하보정으로 나눌 수 있으며, 전체적인 자료처리 흐름은 그림 3.32와 같다.

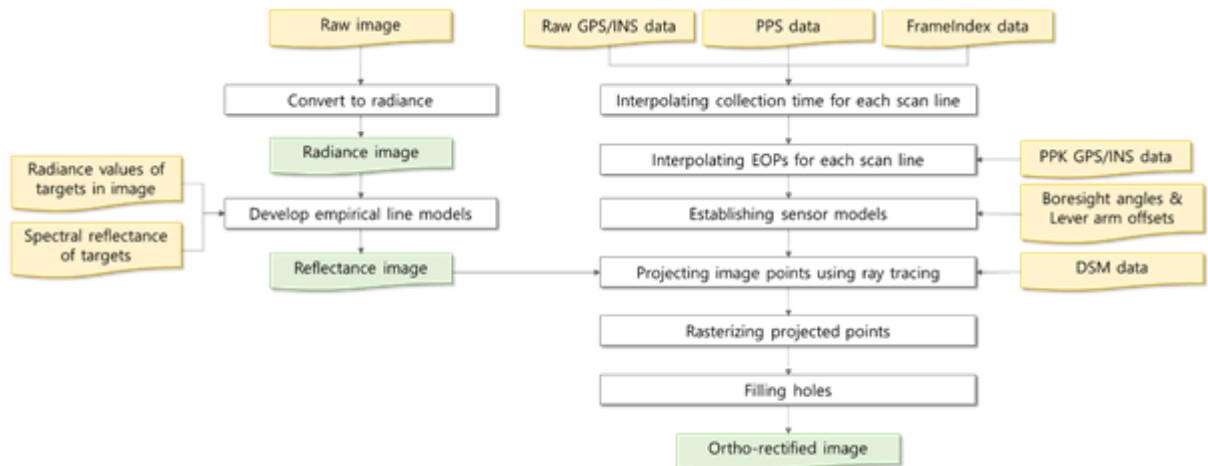


그림 3.31. 무인기에서 획득된 초분광영상의 자료처리 흐름도

일렬로 배열된 초분광센서의 640개 CCD는 미세하게 민감도가 다르므로 스캔방향(비행진행방향)으로 줄무늬 현상이 생기는데, 이를 dark reference 이미지를 통해 개별 CCD의 민감도를 맞추고 영상에 기록되는 화소값을 실제 반사되어 기록되는 에너지값(radiance)으로 변환한다. 그 후 초분광영상 획득시 같이 촬영된 분광타겟의 radiance값과 분광타겟의 반사율값을 이용하여 정규화된 반사율값으로 변환을 수행하였다 (그림 3.33).

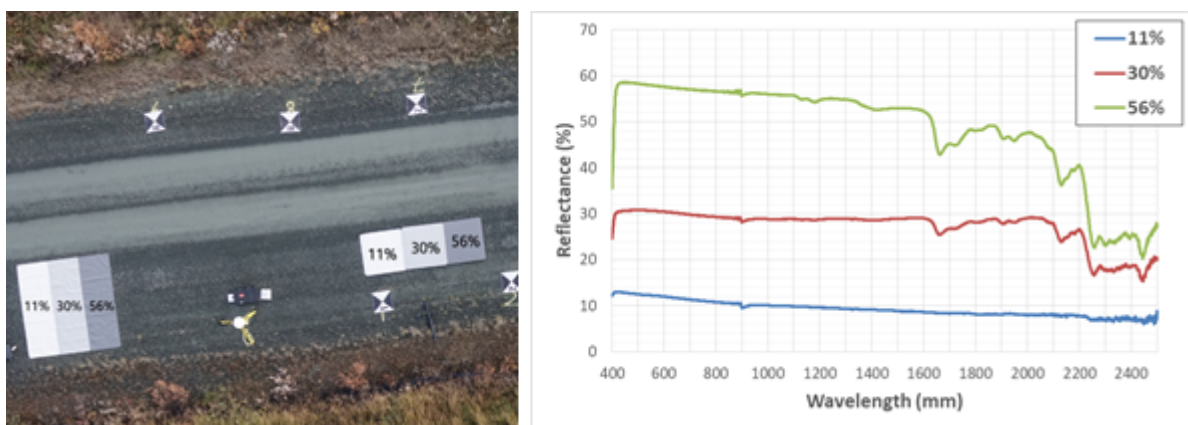


그림 3.32. 영상획득시 설치된 분광타겟 (좌)과 각 분광타겟의 분광반사율 (우).

나. 초분광 영상의 보정

무인기에서 얻어진 push-broom 초분광센서의 자료는 무인기의 불안정한 자세로 인해 초기영상은 그림 3.34와 같이 기하학적 왜곡이 심한데, 이를 초분광센서와 통합되어 있는 고정밀 GPS/IMU 센서와 지상기준국을 이용한 후처리를 통해 초분광센서가 촬영하는 정확한 위치와 자세정보를 이용하여 보정을 수행할 수 있다. 또한 정밀한 정사영상 제작을 위해서는 LiDAR 또는 RGB 카메라에서 획득된 고해상도 3차원 수치표고모델을 이용, 보다 정확한 위치정보와 기하정보를 얻을 수 있다 (그림 3.35).

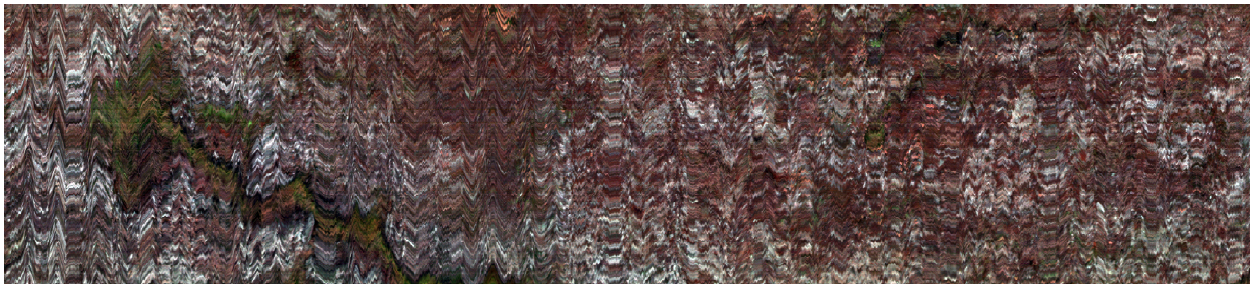


그림 3.33. 기하학적 왜곡인 심한 line scanning 방식의 초분광 영상

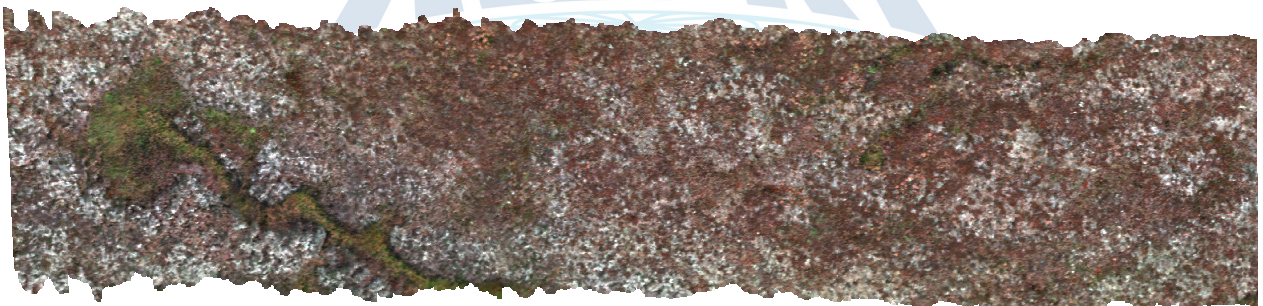


그림 3.34. 고정밀 GPS/IMU 정보와 3차원 수치표고모델을 이용하여 기하학적 보정이 완료되어진 초분광 정사영상

여러 비행경로상 획득된 여러장의 초분광 영상은 이러한 정사보정을 통해 개별적인 처리 후 최종적으로 400 - 2,500nm 파장대역에서 획득된 543개의 분광밴드를 지닌 하나의 영상으로 모자이크 작업을 수행하였다 (그림 3.36).

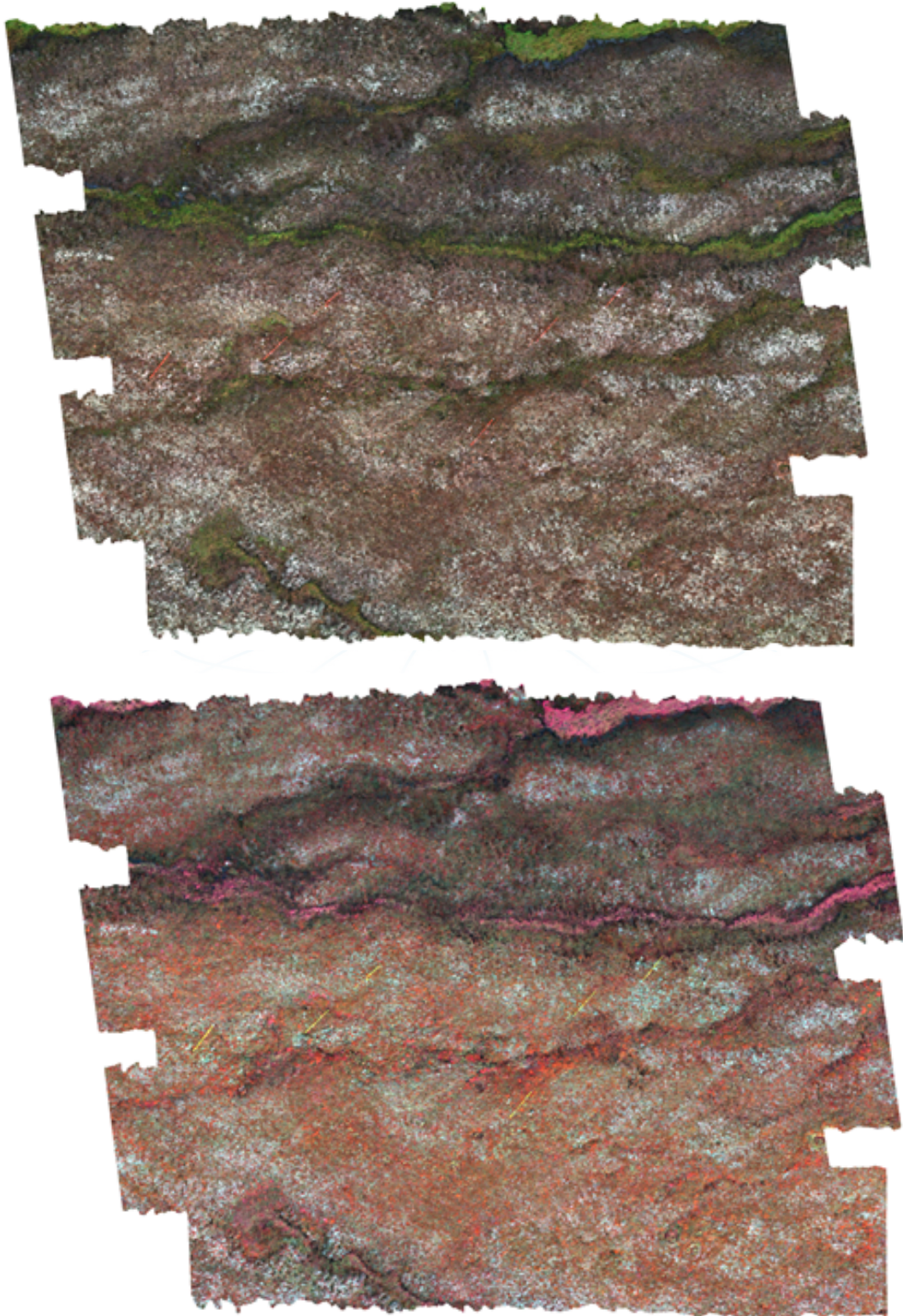


그림 3.35. 초분광 모자이크 정사영상 (상) Natural color 합성영상, (하) Color infrared 합성영상

제 3 절 Bedmap3 컨소시엄 참여

1. 국제 네트워크 분석

가. University of Minnesota PGC 분석 보고서

(1) 목록

○ PGC 소개

- Polar Geospatial Center (이하 PGC)는 2007년 원격탐사 전문가들과 함께 극지역의 지도 및 DEM 데이터 구축을 위해 설립

○ 서비스 제공

- 축적도, 인공위성 자료, 항공 사진, 지질도 등을 보유

○ 최신 경향

- 최근 연구되고 있는 분야와 뉴스를 통해 최신 정보를 반영한 자료 취득 및 제공

○ 자료 활용

- 제공하는 자료가 어떠한 분야에 사용 되는지를 안내

○ 홈페이지 주소

- <http://www.pgc.umn.edu/data/>

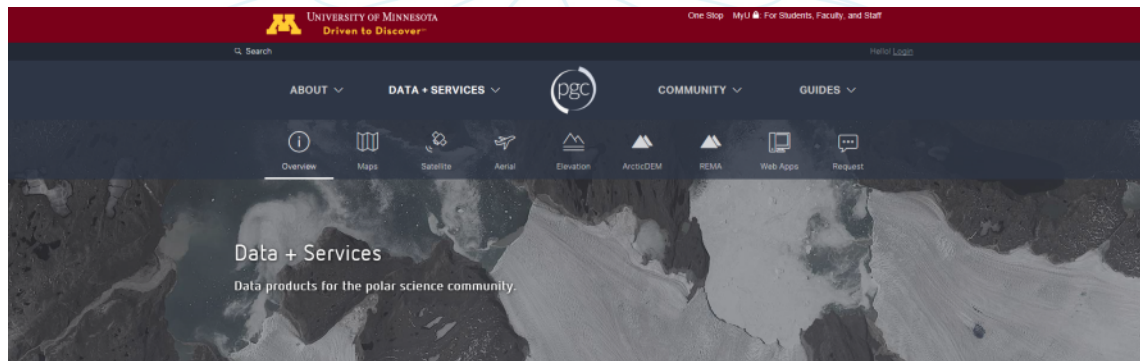


그림 3.36. 미네소타 대학에서 운영하는 극지 공간정보 센터 홈페이지의 메인화면

(2) 구성

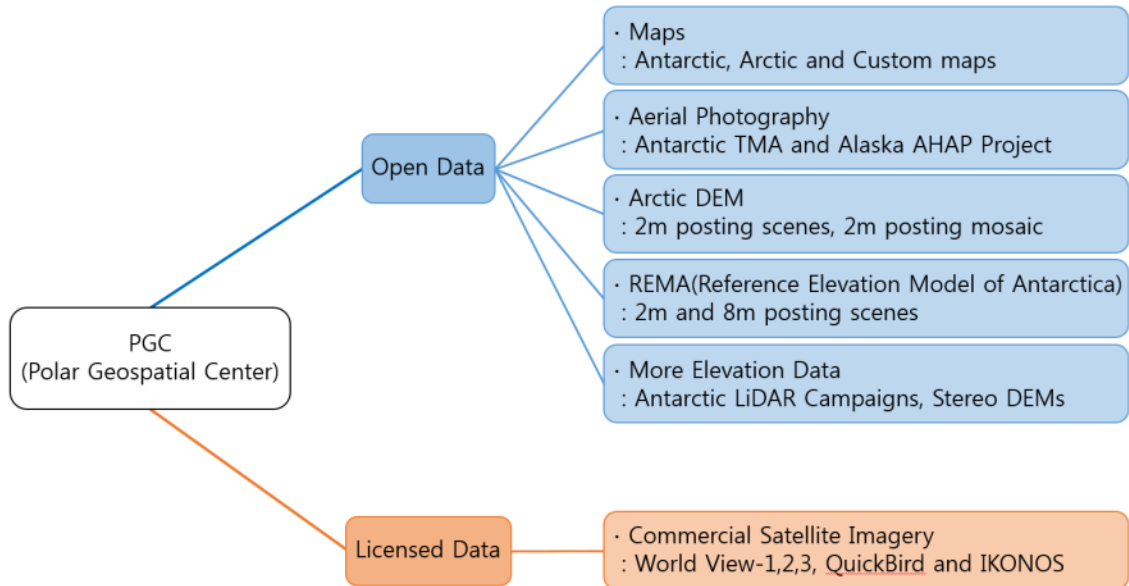


그림 3.37. Open data and licensed data

(3) 개요

- 지리공간 지원
 - 상업용 위성 이미지, 사용자 지정 지도 제공
- 자료 접근
 - 고도, 과거 및 현대 극지 지도, 항공사진과 같은 많은 데이터를 무료로 이용가능
 - 라이선스가 있는 상업용 위성 이미지는 별도의 가입 필요

(4) 지도

- 지도 카탈로그
 - 역사 및 최신의 남북극 지도 보관 및 서비스
 - 종이 지도를 디지털 사본화
 - 지형도, 위성 이미지 지도, 지질지도 서비스
 - PDF, JPG, TIF, GeoTIFF 형태로 서비스
- 사용자 맞춤형 지도
 - 사용자에게 맞춤형 지도 제작 서비스

○ 지도 현황

표 3.18. 지도 현황(2019년 4월 24일 기준)

지도 서비스 지역		지도 유형		지도 서비스 목적	
남극	1788	지형도	1403	참고	1427
그린란드	266	물리적	536	항해	347
북극	84	위성 이미지	179	개요	346
미국	73	스케치	67	계획	128
캐나다	63	선형 지도	48	색인	31
아이슬란드	3	지형 사진	46		
아남극섬	1				
노르웨이	1				



그림 3.38. 1:250,000 축적의 지형도

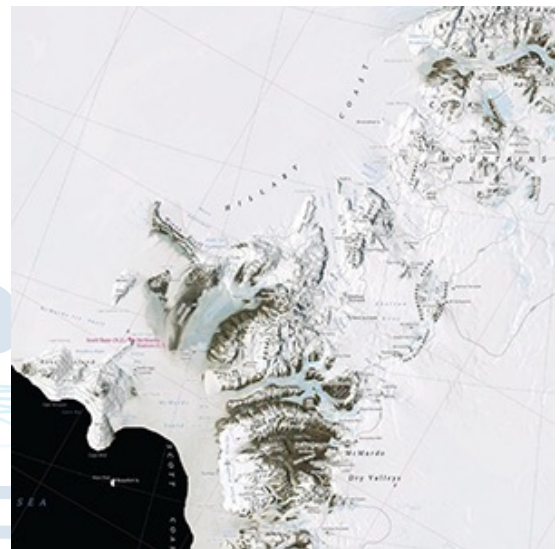


그림 3.39. Central Transantarctic Mountains의 위성 이미지 지도



그림 3.40. 1954년 알래스카의 문헌도



그림 3.41 남극 Beacon Valley의 지질도

PGC Antarctic Maps link: <http://maps.apps.pgc.umn.edu/antarctica/20>

USGS Antarctic Maps link: <http://maps.apps.pgc.umn.edu/antarctica/25>

(5) 위성

○ 상업적인 이미지

- 나무, 굴뚝, 펭귄과 같은 해상도(픽셀크기) 1m 미만인 위성이미지 캡처 가능

○ 센서

- WorldView-1,2,3과 QuickBird, GeoEye 및 IKONOS가 포함



그림 3.42. Worldview-1
(Panchromatic)



그림 3.43. Worldview-2
(Multispectral)



그림 3.44. Worldview-3
(Multispectral)



그림 3.45. Worldview-4
(Multispectral)

(6) 항공 사진

○ 항공 사진

- 1950년대부터 현재까지 저고도 항공기에서 수집된 남극, 북극 사진 서비스

- 남극 LiDAR 및 항공 사진 사업 (2014-2015)
 - 2014년 12월부터 2015년 1월까지 남극 맥머도 드라이 밸리 지역에서 고해상도 LiDAR와 항공 사진 수집
- 남극 단일 프레임 사업 (1946-2000)
 - 1946년부터 2000년까지 미 해군은 남극 대륙의 흑백 삼각법 항공 사진 수집
 - 33만개가 넘는 단일 프레임 항공 사진 디지털화
- 알래스카 고도 사진 사업 (1978-1986)
 - 1978년부터 1986년까지 1:60,000 컬러 적외선, 1:120,000 흑백 사진으로 알래스카 전역 (95%)에 걸쳐 6만장 사진 수집
 - 정밀도 최대 500m



그림 3.46. 1964년 남극 Pensacola Mountains의 항공 사진

(7) 고도 정보

- 고도데이터
 - LiDAR, 항공사진 또는 위성이미지 스테레오 쌍의 사진측량 등으로 수집
 - 데이터는 포인트(x,y,z) 또는 그리드 형식(레스터)으로 표현
 - 북극 DEM과 REMA가 대표적인 프로젝트
- 남극 LiDAR 및 항공 사진 사업 (2014-2015)
 - 2014년 12월 ~ 2015년 1월 사이 몇 주간 비행한 자료를 수집

- GeoTIFF 형식으로 다운로드 할 수 있으며 2m의 해상도를 갖음

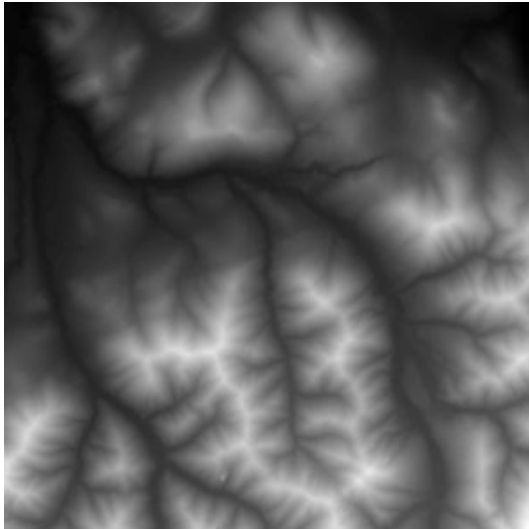


그림 3.47. 산악지역의 디지털 고도모델
(흰색이 높은 지역)

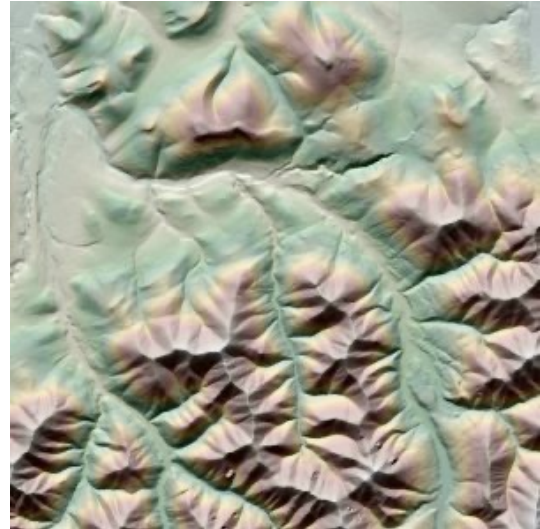


그림 3.48. 해당 지역에 음영처리를
하여 지도 제작 및 해석에 사용

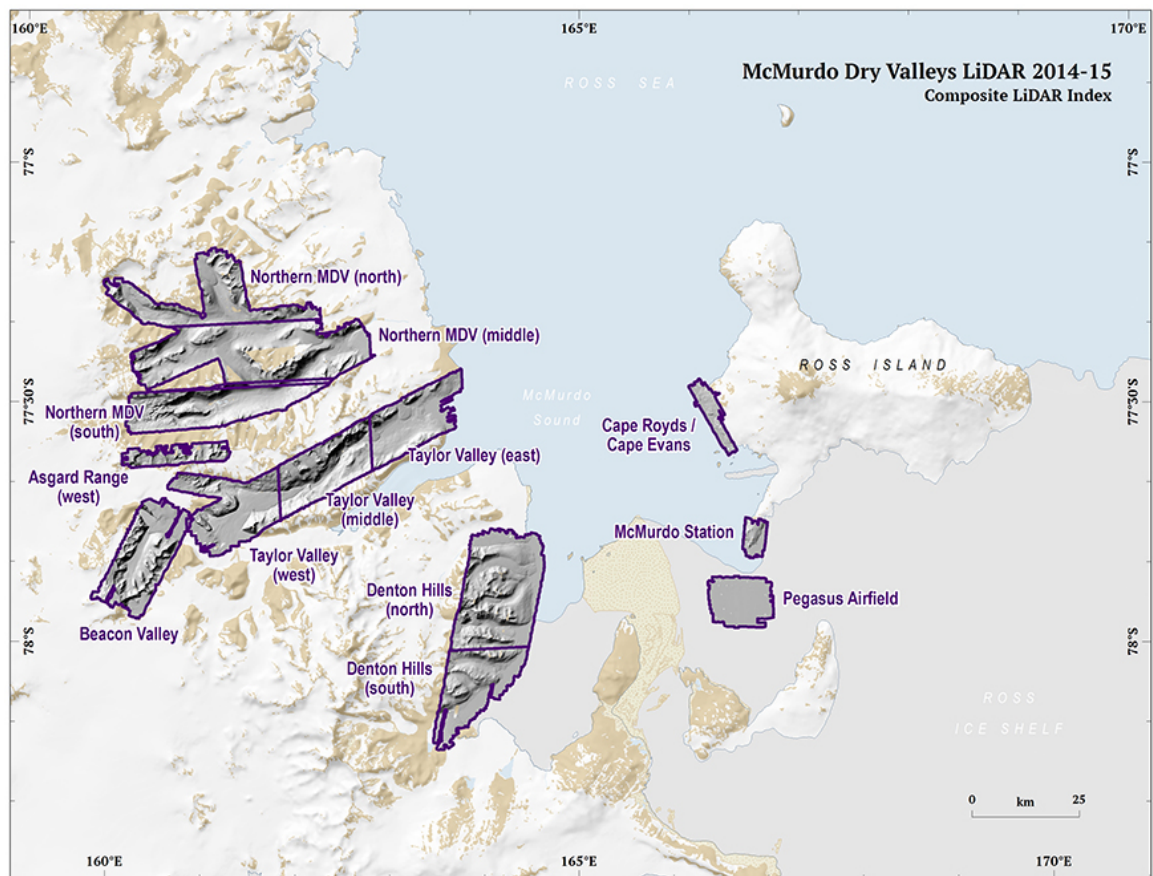


그림 3.49. 2014~15 사업의 맥머도 사운드 지역에서 복합 그리드(회색)에 대한 LiDAR
인덱스 지도

○ 항공 지형 지도(ATM) 사업(2011)

- 테일러 벨리와 마운트 에레버스 등 18곳에서 LiDAR 자료를 수집

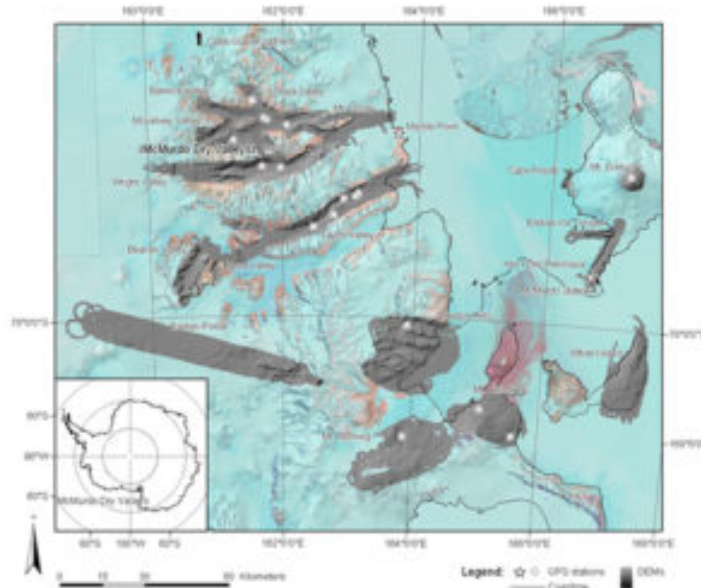


그림 3.50. 2001 ATM 사업의 맥머도 사운드 지역에서 LiDAR 자료가 회색으로 표시

(8) 북극 DEM

○ 목적

- 원격 위치에서 고품질의 고도자료가 필요하고, 지형변화를 정확하게 측정 필요

○ 출처

- 광학 이미지 위성으로 자료 획득
- 고해상도 (~0.5m) 이미지로 구성
- 대부분의 자료는 WorldView-1, WorldView-2, WorldView-3, WorldView-4, QuickBird, IKONOS, GeoEye-1 위성의 흑백 단일 밴드에서 생성
- 북위 60이상 모든 육지 지역 포함 (그린란드, 알래스카 주, 러시아 캄차카 반도 포함)
- 2016년 9월 알래스카 자료 공개를 시작으로 점차 확대됨

표 3.19. 위성 정보

위성 이름	발사년도	운영 고도 (km)	센서	정밀도	용량 (km ² /day)
WorldView-1	2007	496	흑백	50 cm	1.3 x 10 ⁶
WorldView-2	2009	770	흑백+8멀티	46 cm	1.0 x 10 ⁶
WorldView-3	2014	617	흑백+8멀티+8SWIR+ 12CAVIS	31 cm	6.8 x 10 ⁵
WorldView-4	2016	617	흑백+4멀티 (R, G, B, 근적외선)	흑백: 31 cm 멀티: 1.24 m	6.8 x 10 ⁵
QuickBird	2011	400-450	흑백+4멀티	55-61 cm	2.0 x 10 ⁵
KKONOS	1999	681	흑백+4멀티	82 cm	2.4 x 10 ⁵
GeoEye-1	2008	681	흑백+4멀티	흑백: 41 cm 멀티: 1.65 m	3.5 x 10 ⁵

○ 서비스 운영

- 출시 1 : 버전 1.0 알래스카
- 출시 2 : 버전 1.0 러시아(Novaya Zemlya, Franz Josef Land)
- 출시 3 : 버전 2.0 알래스카, 러시아, 캐나다(Baffin Island), 노르웨이(Svalbard), 아이슬란드
- 출시 4 : 버전 2.0 러시아(캄차카 반도), 캐나다(Nunavut, 북서부 지역), Faroe 제도, 그린란드(북부, 서부 지역)
- 출시 5 : 버전 2.0 캐나다(Yukon, Northwest, Nunavut), 러시아(북시베리아), 그린란드(중부, 남동부 지역)
- 출시 6 : 버전 2.0 러시아(시베리아), 스칸디나비아
- 출시 7 (현재) : 버전 3.0 환북극권



그림 3.51 검은색으로 표시된 북위 60이상 모든 육지 영역 포함된 ArcticDEM

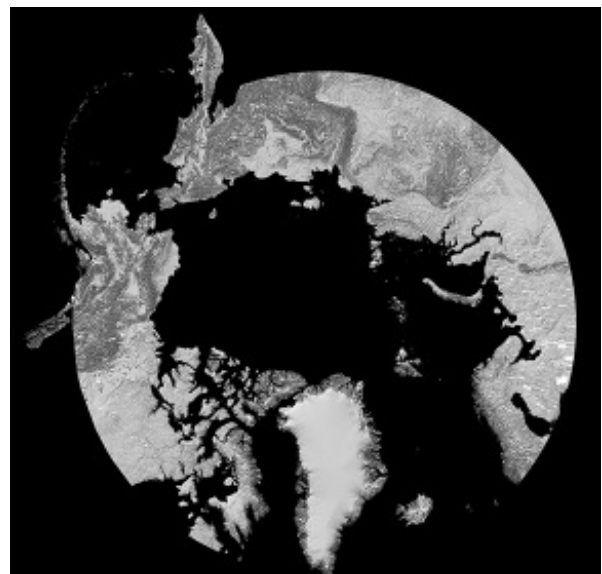


그림 3.52. Hillshade rendering of ArcticDEM Release 7

○ ArcticDEM Strips

- 극궤도 위성으로 수집된 DEM 이미지 서비스
- 개별 사이즈 16~18km x 110~120km로 배포
- WGS84 타원체 기준 사용, 해상도 2m, 32bit GeoTIFF 형식

○ ArcticDEM Mosaic

- 빈 공간과 가장자리 잡음을 필터링하여 정확도 향상
- 개별 사이즈 50km × 50km 크기로 배포
- WGS84 타원체 기준 사용, 32bit GeoTIFF 형식
- 2m, 10m, 32m, 100m, 500m, 1km의 다양한 해상도 배포



그림 3.53. ArcticDEM Strips 서비스 지역 표시
(Release 7)

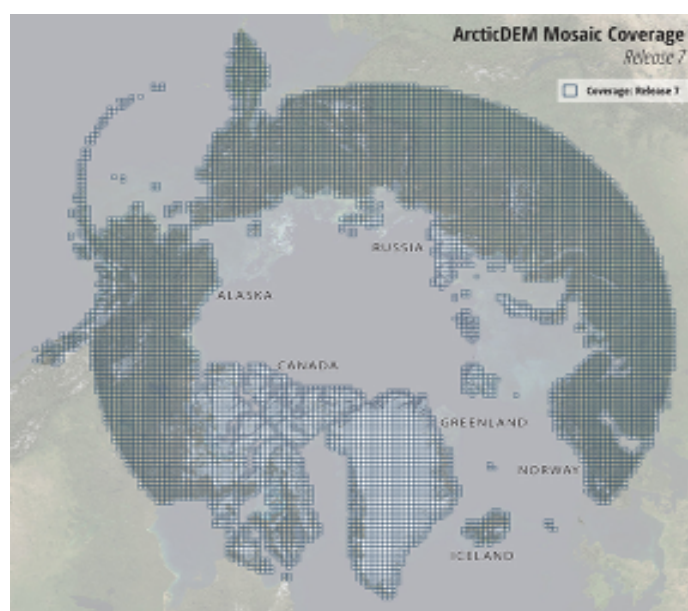


그림 3.54. ArcticDEM Mosaic 배포 범위
(Release 7)

- Esri ArcticDEM 자료 색인
 - Esri사에서 ArcticDEM 탐색을 위한 온라인 웹 매핑 프로그램 개발
 - 고해상도 ArcticDEM strips과 mosaic을 표시하여 미리보기와 빠른 탐색 지원
 - 미리보기와 DEM 자료 다운로드 지원

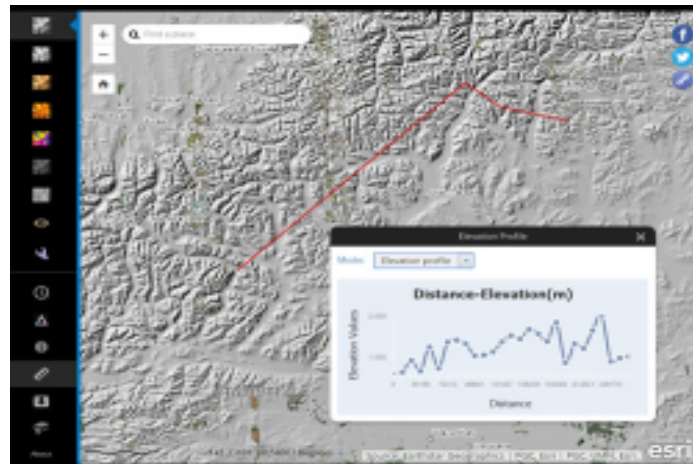


그림 3.55. Esri사에서 개발한 ArcticDEM 탐색기.
ArcticDEM 자료의 시각화 및 기본 분석 서비스

- NGA ArcticDEM 웹 맵
 - NGA사에서 ArcticDEM 탐색을 위한 온라인 웹 매핑 프로그램 개발
 - Esri ArcticDEM 탐색기와 동일한 레이어를 갖지만 다른 인터페이스 제공
 - Strip과 mosaic 모두 일회용 다운로드 지원
- 대용량 다운로드
 - PGC 자료 서버에 접속하여 일괄 다운로드 지원
 - Strip 200TB, mosaic 18TB
- GIS 레이어
 - Esri사에서 웹 매핑 서비스 지원
 - GIS 레이어는 GIS 소프트웨어에서 직접 사용 가능
- 지도
 - 보관된 ArcticDEM 자료



그림 3.56. 36"×36" 포스터 크기로 보관된 ArcticDEM 지도.

(9) REMA (Reference Elevation Model of Antarctica)

- 남위 약 88° 자료까지 나타내며 남극의 약 98% 면적을 보여줌
- 지구 역학 및 빙하유동 모델링, 고도변화 자료에 이용가능

○ REMA Strips

- 너비 13~17km, 길이가 110~120km의 스트립으로 구성
- 스트립 DEM 파일은 32비트 GeoTIFF 형식으로 2m 또는 8m의 공간 해상도로 제공

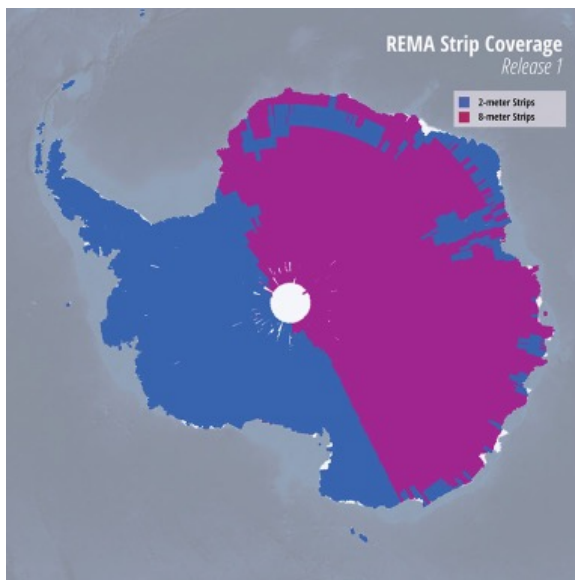


그림 3.57. 보라색(8m), 파란색(2m) 스트립트.

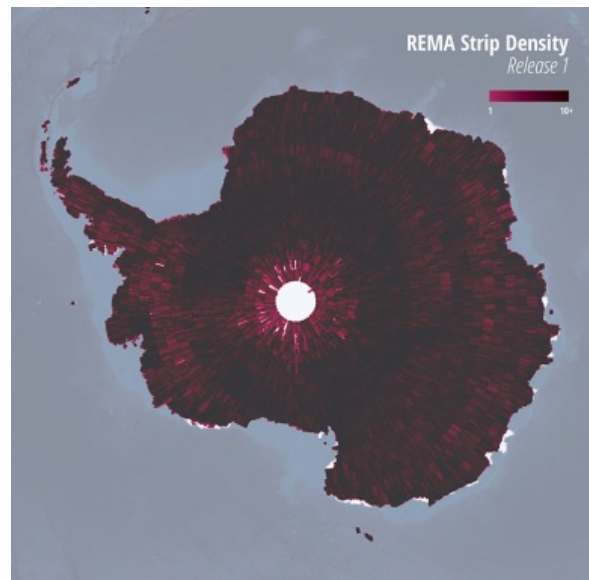


그림 3.58. 스트립 밀도범위

○ REMA Mosaic

- 설정에 따라 100, 200, 1000m의 해상도를 보이며 최고화질 8m의 해상도를 보임
- 타일의 면적은 $100 \times 100\text{km}$ 이고 사각형이 커버리지 영역을 나타냄

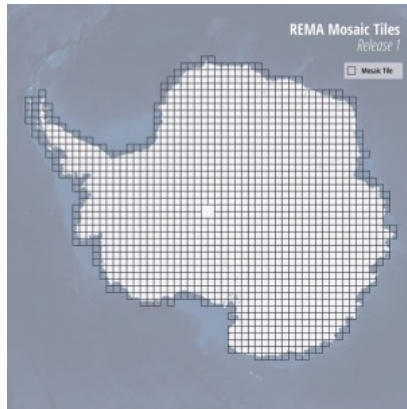


그림 3.59. REMA Mosaic Tiles(Release 1)

- 2019년부터 2018년까지 매년 발생한 오차를 수정하여 자료를 보완

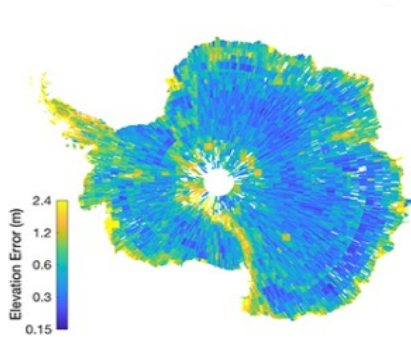


그림 3.60. 구름 등에 의해 생긴 고도오차

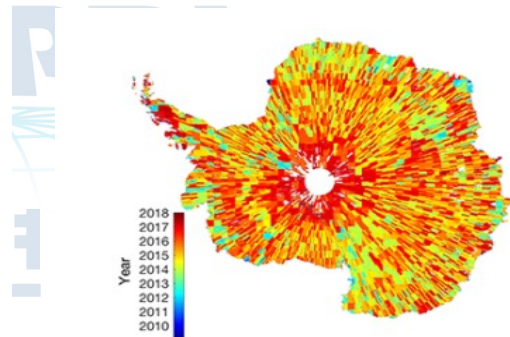


그림 3.62. 매년 오차를 수정해 나간 범위

○ NGA REMA Web App

- NGC REMA 웹 앱은 스트립과 타일의 공간적인 검색과 다운로드가 가능하여 유용함

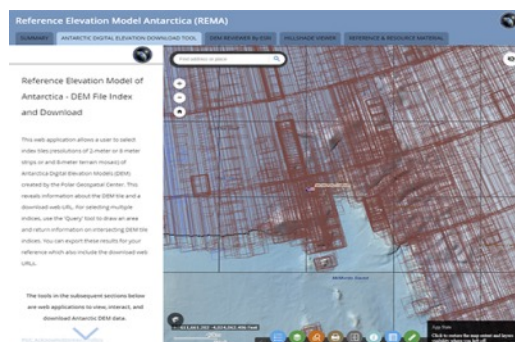


그림 3.62. NGC REMA 웹 앱

○ 지도

- 빈 곳이 채워지고 해상도가 500m인 REMA 데이터 세트의 음영처리 된 지도는 44" × 36" 포스터로 사용이 가능하고 장소의 이름, 시설과 같은 명칭이 추가 기입됨

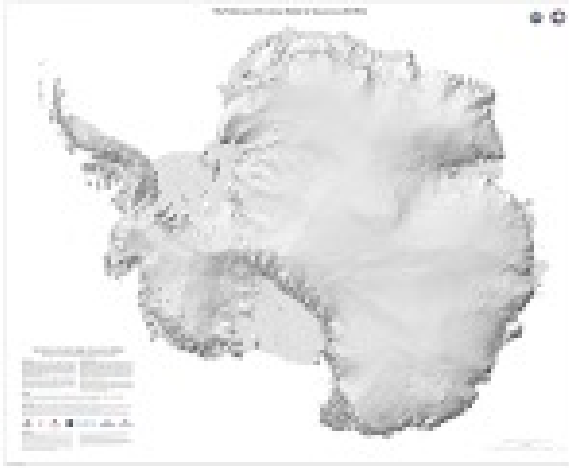


그림 3.63. 음영 처리 버전

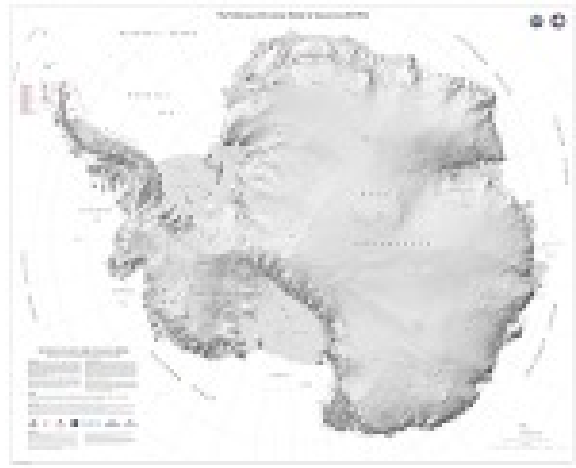


그림 3.64. 지도 제작 버전

(10) 웹 어플리케이션

○ 최소 사양

- PGC 웹 어플리케이션은 JavaScript 활성화하여 사용
- 최신 버전의 브라우저 사용 권장 (IE9 이상)
- PGC 계정 필요

○ FRIDGE SYSTEM

- FRIDGE (Federal Researcher Imagery Dwonload & Geodata Exploration) 시스템을 이용하여 PGC 자료 검색, 미리보기, FTP 다운로드, PGC 이미지 뷰어 서비스 지원
- 남극, 북극 자료를 50cm 크기로 PGC 이미지 뷰어 서비스 지원
- 지리적 좌표 변환 지원
- ArcticDEM 전용 탐색 및 다운로드 소프트웨어 ArcticDEM Explorer 개발
- REMA 전용 탐색 및 다운로드 소프트웨어 REMA Explorer 개발
- 1946년부터 2000년까지 남극 TMA 항공 사진 뷰어 서비스 지원
- RISCO (Rapid Ice Sheet Change Observatory) 전용 탐색 및 이미지 뷰어 소프트웨어 Rapid Ice Viewer 개발. 그린란드와 남극 대륙 일부 배출 빙하에 대해 다중 해상도, 다중 시간 위성 이미지 제공

나. (추가성과) Bedmap3 Core group 가입(컨소시엄 참여는 4차년도 예정)

- Bedmap 컨소시엄측과 지속적인 협의를 통한 Bedmap3 컨소시엄 핵심 그룹으로 참여 확정(가입요청 메일 및 ISAES 2019에 대한민국을 포함한 추진현황 발표 사진 참조)
- Core group meeting 참석을 통한 Bedmap3 추진 현황 파악(ISAES)
- Bedmap3 데이터 제공을 위한 데이터 포맷 및 저작권 등 협의 완료(첨부)



July 2019

Dear Dr. Joohan,

As you will be aware we are in the process of constructing the next iteration of the Bedmap project; Bedmap3. The aim of this project is to produce a new map and datasets of ice thickness and bed topography for the international glaciology and geophysical community. At the recent sub-meeting at the SCAR Open Science Conference in Davos there was overwhelming support for a more formal Bedmap project, to be sponsored by SCAR, and which would engage a wider and more diverse science community than previous Bedmap projects.

We have now begun to formalise this, making enquiries to the SCAR secretariat who are supportive of the project. They suggest that we apply to create a SCAR Action Group, hosted by both the Geosciences and Physical Science Groups. This application requires a number of core-users or project members to be identified, and this letter is an enquiry as to whether you would be willing to join this core project group.

Our vision for Bedmap3 is to have two strands;

1. Datasets similar to those produced by Bedmap and Bedmap2, constructed from data alone (ice-thickness, bathymetry, surface altitude, grounding lines etc.), and benefitting from a great deal of new data.
2. User-customised products based on the Bedmap3 input data (subject to the consent of the data holders), modified for example by ice flow modelling and other indirect approaches to interpreting ice thickness.

The purpose of the core group will be to:

1. Advise on design and delivery of Bedmap3 as a project
2. Facilitate data contribution
3. Advise on the use and ingestion of modelled data and complementary datasets
4. Define and develop additional community projects

The SCAR Action Group should be formalised at the next meeting in Korea and the timeline for the project will be a maximum of three years, with initial outputs on a two-year timescale. We envisage that data acquisition will begin immediately after formalising the project. Additionally Bedmap3 will host yearly meetings at either SCAR conferences or IGS symposia.

We hope that you will join the Bedmap3 project core group and look forward to your reply.

Best regards.

Peter Fretwell and Hamish Pritchard,
British Antarctic Survey.



그림 3.65. Bedmap3 핵심그룹 가입 초청메일(BAS)

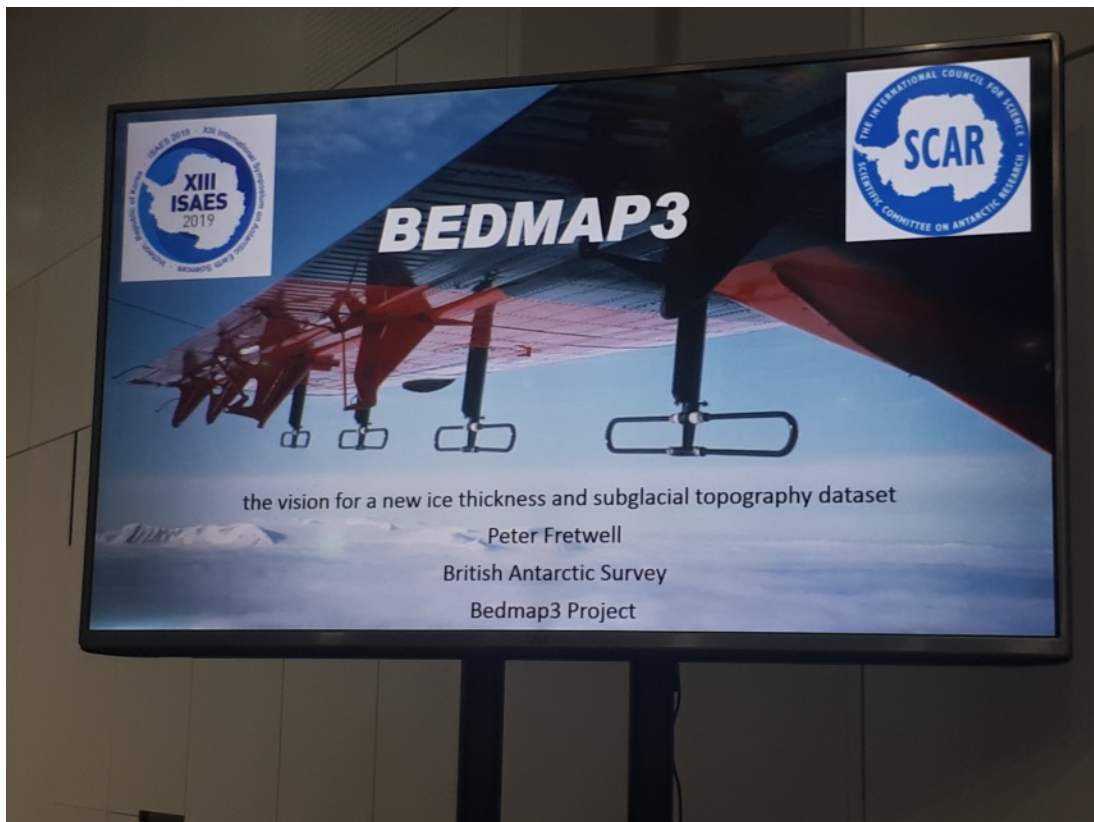


그림 3.66. ISAES 핵심그룹 미팅의 Bedmap3 소개 및 추진 현황 발표

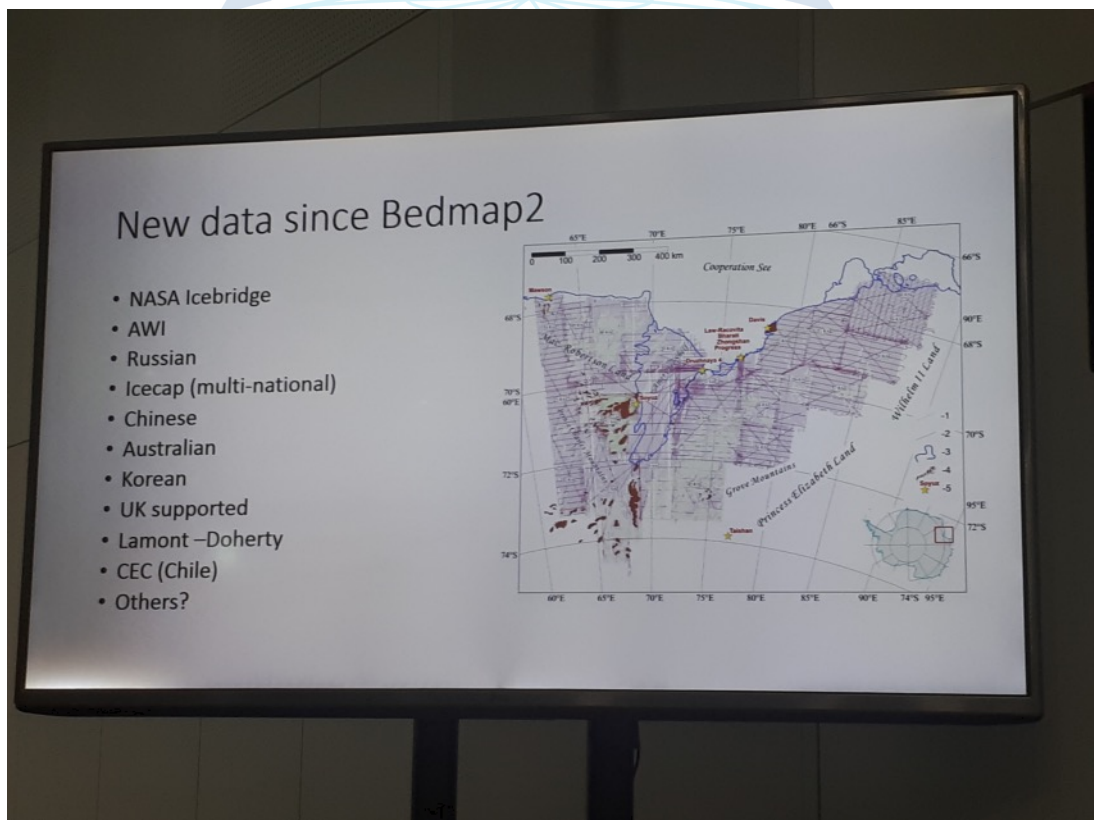


그림 3.67. ISAES 2019 Bedmap3 관련 발표
(참여 기관 및 국가에 대한민국 포함)



United Kingdom

Telephone (01223) 221400

Facsimile (01223) 362616

www.antarctica.ac.uk

13 August 2019

Dear Dr. Joohan Lee,

We would like to take this opportunity to invite submission of data for the Bedmap3 project.

Bedmap3 is an internationally collaborative SCAR product, building on the legacy of Bedmap and Bedmap2, tasked with compiling a new dataset of sub-glacial topography. The outputs of the project will be important to many SCAR groups and projects. The Bedmap3 core group has consulted the wider community through town hall meetings at SCAR Davos, IGS Stanford and ISAES Incheon and the community has agreed the terms and requirements of the project as described below.

The project starts in August 2019 and will run for three years. The first part of the project is to collect and compile new data on ice sheet and ice shelf thickness and the depth of sub-ice-shelf cavities acquired since the publication of Bedmap2 in 2013. This may include observations derived from radar, seismic, gravity and altimetry data. This should be possible by summer 2020.

These data will then be combined to create gridded products which may incorporate model outputs and other techniques to make an ensemble of ice thickness and the bed topography products.

The major difference between Bedmap/Bedmap2 and Bedmap3 is that all data used in the Bedmap3 project will be open access and disseminated under the creative commons license CC-BY 4.0, such that the credits of individual data should be given to the data generators (as specified in the meta data) but the data can be freely used and re-distributed by others (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>). The current plan is to store the data at a single data centre from which users can download both data and metadata (including citing information) as well as Bedmap3 compiled maps and gridded products via the Internet.

In the three meetings mentioned above, we had in-depth discussion on data policy for the project. The earth science community is moving towards open data, and we do believe that open access both to the data and compiled maps is the best way to share the full value of your long-term efforts in Antarctica. The CC-BY4.0 license requires data users to credit the original data source, so every time your submitted data are used, your paper will receive a citation.

Because data for Bedmap and Bedmap2 were collected under different conditions, we would like to ask you to make every effort to re-submit data that were already used for these earlier Bedmaps. The Antarctic Treaty requests that all data be shared for the full scientific benefit of the entire community, and we hope that you can convince your institutions and programs to help Bedmap3, as a key community dataset.

We request data on ice thickness and sub-ice-shelf cavity depth in a standard tabular format as ASCII text files with one line per point (data submission template is included). Each point in datasets should be comprised of the following fields:

그림 3.68. Bedmap3 데이터 제공을 위한 데이터 포맷 및 저작권 등 협의 메일(BAS)(1/2)

Compulsory fields

Latitude, preferably in Decimal Degrees

Longitude, preferably in Decimal Degrees (positive to East, negative to West)

Surface elevation (m above WGS84 ellipsoid)

Ice thickness (m)

Bed elevation (m above WGS84 ellipsoid)

Owner – this could be the PI of the campaign or the institution owning the data

Campaign name (to link to the metadata)

Datestamp, preferably dd/mm/yyyy

Timestamp, preferably hh/mm/ss (if available, but at a minimum the date and year of survey).

Additionally, we would welcome the following fields:

Line ID code (for example for an individual flight line. Can be a combination of alphabetic letters and numbers)

Along track distance (m)

Two-way travel time between the ice surface and bed (seconds)

Reference or citation if appropriate.

DOI if it exists, if not we strongly encourage you to generate one by submitting your data to a data centre that can give DOI for submitted datasets.

Funding source, if appropriate.

Bed elevation uncertainty (m) and Ice thickness uncertainty (m) or level of focusing

It is also essential that an outline of the processing method be given as metadata (as an additional document file) for each campaign. Wherever possible these should include:

Campaign (to link in to attributes)

Email address of the provider

Instrument used

Firn correction

Velocity profile

Method of navigation (GPS, INS, etc.)

Level of focusing, if possible.

Researchers submitting their data to the project will be entitled to co-authorship in the first community based Bedmap3 publication. In most circumstances, the PI of the campaign will decide these names. The data and outputs will eventually be disseminated through the project portal.

Data should be uploaded to the BAS ftp site. Please use a GUI ftp client interface such as FileZilla, with host name <ftp.nerc-bas.ac.uk>, the username “bedmap3” and the password “2aFMeZRUBQ”, for enquires or difficulties please contact Peter Fretwell: ptf@bas.ac.uk.

In addition to contributing data, ideas and approaches for interpolations that can be incorporated into Bedmap3 are welcomed.

Best regards.

Peter Fretwell, the Bedmap3 project.
British Antarctic Survey.



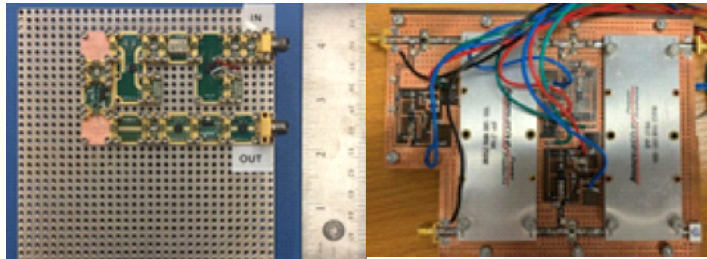
그림 3.69. Bedmap3 데이터 제공을 위한 데이터 포맷 및 저작권 등 협의 메일(BAS)(2/2)

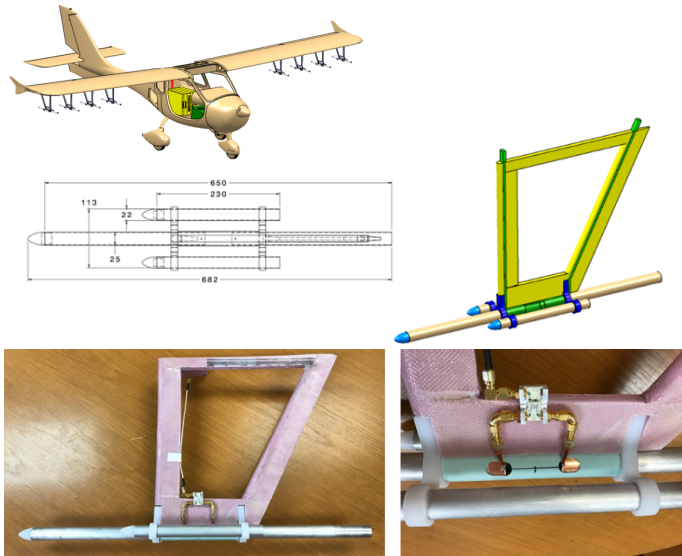
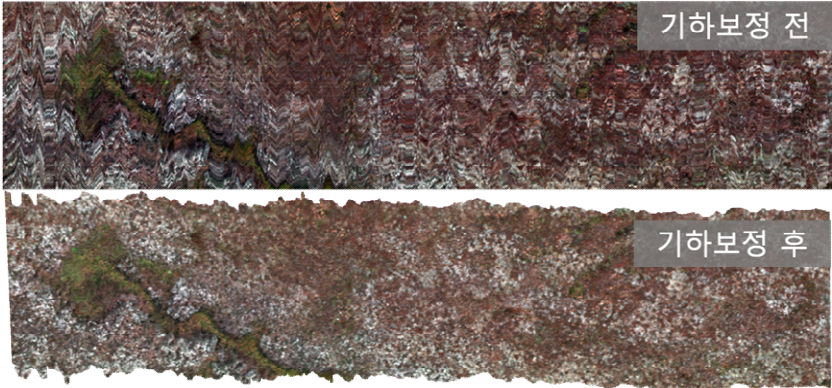
제 4 장 연구개발목표 달성도

[2019년도 목표 대비 달성도]

년도 (과제연차)	성과목표	성과지표	평가기준	가중치 (A)	목표 (B)	달성 (C)	달성도(%)	
							(D=C/B)	(A×D)
2019 (1차년도)	빙권 탐사용 무인 탐사시스템 개발	무인 자동화 탐사 플랫폼 개발	공정율 달성	0.3	비행체 제작 (공정율 참조)	(공 정별 진도 표 참고)	86.8%	26.04
		다중 주파수 빙하레이더 제작	세부시스템 구축 여부	0.2	레이더 제작(세부 시스템)	달성	100%	20
		다중플랫폼/센서 탐사 센서 통합(초분광센서)	초분광센서 개발(100%)	0.2	센서모듈(초분광) 구축	달성	100%	20
	빙상 및 빙저 3차원 지형도 제작	자료 전처리 기술 개발(초분광센서)	분광센서 전처리 알고리즘개발(100%)	0.1	전처리 기술 개발 완료	달성	100%	10
	Bedmap3 컨소시엄 참여	국제 네트워크 분석	보고서 작성	0.1	분석보고서 작성	달성	100%	10
	논문작성	표준화된 영향력지수 50이상 논문건수		0.1	2편	0	0%	0
합 계				1	-			86.04

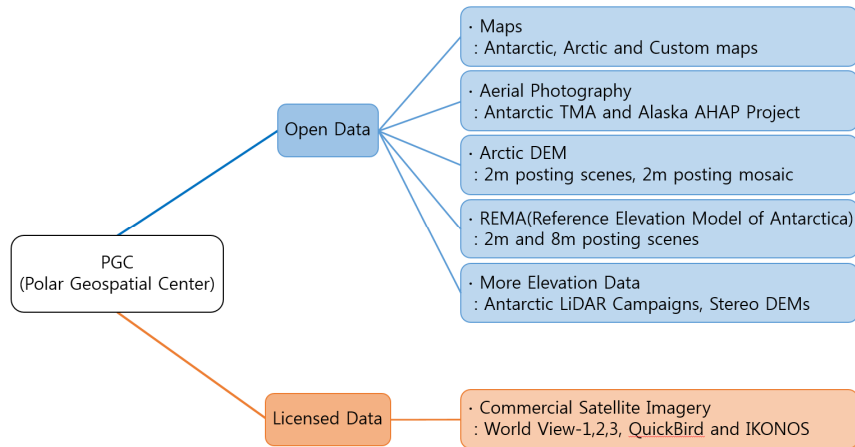
〔중빙자료〕

성과목표	성과지표																											
1. 빙권 탐 사용 무인 탐사시스템 개발	무 자 동 인 화 사 플 랫 폼 개 발	주요업무		월																6	7	8	9	10	11	12	공정률목표	공정율
		체계	운용개념 설정 및 요구도 도출																							100%	100%	
		비행체	비행체 개조 설계																								100%	100%
			비행체 구매																								100%	100%
			비행체 제작																								30%	10%
		탐재시스 템	센서류 선정 및 구매																								60%	50%
			임무장비 선정 및 구매																								60%	50%
			탐재시스템 비행조종장치 설계																								50%	50%
			탐재시스템 비행조종장치 제작																								10%	0%
			비행체 전기시스템 설계																								50%	50%
			비행체 전기시스템 제작																								0%	0%
			비행체 와이어하네스 설계																								20%	20%
			비행체 와이어하네스 제작																								0%	0%
		지상통제 장비	이동형지상통제장비 설계																								100%	100%
			이동형지상통제장비 제작																								50%	30%
			이동형지상통제장비 구현																								50%	0%
		통신장비	통신장비 주통신링크 설계																								100%	100%
			통신장비 주통신링크 제작																								20%	10%
			통신장비 보조통신링크 설계																								100%	100%
			통신장비 보조통신링크 제작																								20%	10%
			통신장비 안테나 설계																								100%	100%
			통신장비 안테나 제작																								20%	10%
		계																									100%	86.8%
	다 주 파 빙 하 레이 더 제 작	중 수 빙 하 레이 더 제 작																										
			Prototype receiver(좌)와 T/R(우) 사진																									

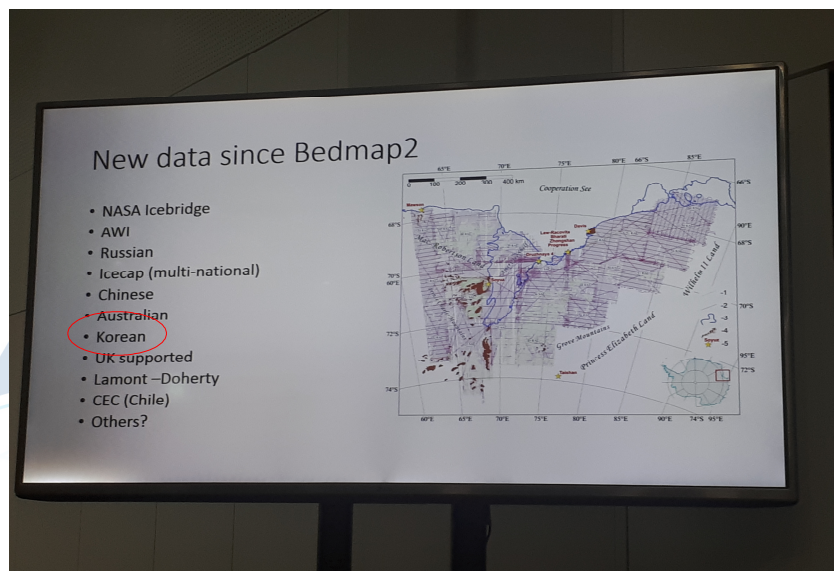
		 경비행기용 안테나 배열 설계와 안테나 설계. Prototype 안테나 제작
	다중플랫폼 / 센서 탐사 센서 통합 (초분광 센서)	 초분광 VNIR-SWIR 통합시스템 개발
빙상 및 빙저 3차원 형도 제작	자료 전처리 기술 개발 (초분광 센서)	 초분광영상 방사 및 기하보정 기술 개발

Bedmap3
컨소시엄 참여

국
네트워
크
분석



PGC Open data 자료 구성도



ISAES 2019 Bedmap3 관련 발표(참여 기관 및 국가에 대한민국이 포함되어 있음)

제 5 장 연구개발결과의 활용 계획

구분	주요 내용
향후 연구 방향	□ 빙권 탐사용 무인 탐사 시스템 개발 - 향후 2년간 무인기 시스템 제작을 추진하고 다중 주파수 빙하레이더와 라이다, 초분광센서, SAR의 하드웨어 통합 작업을 수행 - 시스템이 완성되면 국내 등에서 다양한 시험 운항을 통해 운용의 안정성을 도모할 예정 □ 빙상 및 빙저 3차원 지형도 제작 - 3차원 광역 빙상 및 빙저 자료에 대한 가시화 기술을 개발 - 무인기를 이용한 남극 빙상의 레이더 탐사를 통해 3차원 광역 빙상 및 빙저 지형 자료 확보 및 심부 빙하 시추 조사로 활용 □ Bedmap3 컨소시엄 참여 - 컨소시엄을 통해 획득된 빙저지형의 국제 공유를 통하여 보다 정밀한 새로운 버전의 Bedmap을 작성 - 빙저 지형과 관련된 추가적인 국제 공동연구를 개발
성과 활용 계획	※ 본 과제는 1차년만 수행하여 최종 목표를 달성하지 못해 성과를 활용하기 어려움. 따라서 당초 계획에 의거 성과를 달성한 것으로 가정하여 활용계획을 작성 □ 빙권 탐사용 무인 탐사 시스템 - 빙저호, 심부 빙하 시추를 위한 빙하 및 빙하 하부 지역 탐사 수행 - 빙저화산 연구를 위한 세부 빙저 지형도 작성 - 초분광계 및 광학 센서를 이용한 남극 광역 지질도 작성 지원 - 빙역학에 끼치는 지질학적 영향 이해를 위한 연구 개발 - 남극 대륙 산악지형이 지구 대기 순환과의 상관관계 규명을 위한 원격탐사 - □ 빙상 및 빙저 3차원 지형도 제작 - Bedmap 및 Bedmap2에 의해 생성 된 것과 유사한 데이터(얼음두께, 빙저지형정보, 지표 고도, 빙하지반선 등)를 생산하여 빙하 모델링 등의 변수로 활용 □ Bedmap3 컨소시엄 가입 - Bedmap3의 설계 및 공유에 관한 의견 제시 등 기득권 확보 - 국제적인 빙상 등 극지 데이터 공유 활성화 촉진 - 모델링 된 데이터 및 보완 데이터의 사용과 공유에 대한 의견제시 등의 기득권 확보 - 추가적 국제 커뮤니티 프로젝트 개발

제 6 장 참고문헌

Abdalati, W. et al., 2010. The ICESat-2 Laser Altimetry Mission. Proceedings of the IEEE, 98(5), pp. 735-751.

Bamber J.L., Michael Oppenheimer, Robert E. Kopp, Willy P. Aspinall, Roger M. Cooke, Ice sheet contributions to future sea-level rise from structured expert judgment, Proceedings of the National Academy of Sciences May 2019, 201817205; DOI: 10.1073/pnas.1817205116

Fretwell, P. et al., 2013. Bedmap2: improved ice bed, surface and thickness datasets for Antarctica. The Cryosphere, 7(1), pp. 375-393.

Gogineni, S., J. B. Yan, D. Gomez-Garcia, F. Rodriguez-Morales, C. Leuschen, Z. Wang, J. Paden, R. Hale, E. Arnold, and D. Braaten. 2015. "Ultra-Wideband Radars for Measurements over ICE and SNOW." In International Geoscience and Remote Sensing Symposium (IGARSS). <https://doi.org/10.1109/IGARSS.2015.7326753>.

Hanna, E. F. J. Navarro, F. Pattyn, C. M. Domingues, X. Fettweis, E. R. Ivins, R. J. Nicholls, C. Ritz, B. Smith, S. Tulaczyk, P. L. Whitehouse, and H.J. Zwally, 2013. Ice-sheet mass balance and climate change. Nature, 498, pp. 51-59.

Howat, I., Joughin, I. & Scambos, T., 2007. Rapid Changes in Ice Discharge from Greenland Outlet Glaciers, s.l.: Science Express.

Leininger, M., et al., Advanced Grounding Methods in the Presence of Carbon Fibre Reinforced Plastic Structures, Proceeding 2012 ESA Workshop on Aerospace EMC, May 2012.

Matsuoka, K., MacGregor, J. A., and Pattyn, F.: Using englacial radar attenuation to better diagnose the subglacial environment: A review, Proceedings of the 13th International Conference on Ground Penetrating Radar (GPR) 2010, 21 - 25 June 2010, Lecce, Italy, 1 - 5, doi:10.1109/ICGPR.2010.5550161, 2010a.

Matsuoka, K., Morse, D., and Raymond, C. F.: Estimating englacial radar attenuation using depth profiles of the returned power, central West Antarctica, J. Geophys. Res., 115, 1 - 15, doi:10.1029/2009JF001496, 2010b

Meyer, G., Polyurethane Foam: Dielectric materials for use in radomes and other applications, General Plastics Manufacturing Company, Nov. 2015.

O'Neill, C., Gogineni, S.P., Yan, J.B., Taylor, D., Li, L. High-Performance Polar Airborne Ultra-Wideband Radar Imaging Capability with a Light Sport Aircraft, Manuscript in Preparation. (See Appendix below.)

Pritchard HD and Vaughan DG (2007) Widespread acceleration of tidewater glaciers on the Antarctic Peninsula. J Geophys Res 112:F03S29.

Rignot EJ, Velicogna I, van den Broeke MR, Monaghan AJ, Lenaerts JTM (2011) Acceleration of the contribution of the Greenland and Antarctic ice sheets to sea level rise. Geophys Res Lett 38:L05503.

Rignot, EJ, Jérémie Mouginot, Bernd Scheuchl, Michiel van den Broeke, Melchior J. van Wessem, Mathieu Morlighem, Four decades of Antarctic Ice Sheet mass balance from 1979–2017, Proceedings of the National Academy of Sciences Jan 2019, 116 (4) 1095–1103; DOI: 10.1073/pnas.1812883116

Rodriguez-Morales, F. et al., 2014. Advanced multifrequency radar instrumentation for polar research. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 52(5), pp. 2824–2842.

Shepherd A, et al. (2012) A reconciled estimate of ice-sheet mass balance. Science 338:1183 - 1189.

Sears, F, et al., University Physics, 6th ed, Addison-Wesley, 1982.

Stumpf, T., 2015. A Wideband Direction of Arrival Technique for Multibeam, Wide-Swath Imaging of Ice Sheet Basal Morphology, s.l.: University of Kansas.

Thomas, R., E. Frederick, J. Li, W. Krabill, S. Manizade, J. Paden, J. Sonntag, R. Swift, and J. Yungel. 2011. "Accelerating Ice Loss from the Fastest Greenland and Antarctic Glaciers." *Geophysical Research Letters*. <https://doi.org/10.1029/2011GL047304>.

Yan, Jie Bang, Daniel Gomez-Garcia Alvestegui, Jay W. McDaniel, Yan Li, Sivaprasad Gogineni, Fernando Rodriguez-Morales, John Brozena, and Carlton J. Leuschen. 2017. "Ultrawideband FMCW Radar for Airborne Measurements of Snow over Sea Ice and Land." *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*. <https://doi.org/10.1109/TGRS.2016.2616134>.

Wang, Zongbo, Sivaprasad Gogineni, Fernando Rodriguez-Morales, Jie Bang Yan, John Paden, Carlton Leuschen, Richard D. Hale, et al. 2016. "Multichannel Wideband Synthetic Aperture Radar for Ice Sheet Remote Sensing: Development and the First Deployment in Antarctica." *IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing*. <https://doi.org/10.1109/JSTARS.2015.2403611>.

Wingham, D.J., Francis, C.R., Baker, S., Bouzinac, C., Brockley, D., Cullen, R., de ChateauThierry, P., Laxon, S.W., Mallow, U., Mavrocordatos, C., Phalippou, L., Ratier, G., Rey, L., Rostan, F., Viau, P., Wallis, D.W., CryoSat: a mission to determine the fluctuations in Earth's land and marine ice fields, *Adv. Space Res.*, 37 (2006), pp. 841-871

Won, H., Hong, Y.K., Bryant, B., Li, L., Choi, M., O'Neill, C., Yan, J.B., Gogineni, S.P. OpenSleeve Dipole Antenna for an Airborne VHF/UHF Snow Measuring Radar, Manuscript in Preparation.

부록 1. 제안서(IceAxe 585, UAVOS)

Project : Korea Polar Research Institute
Type : IceAxe 585
Offer No. : ASSKOR -19001 Rev. No. : 1
Date : 24.05.2019 Rev. Date : 05.06.2019



Commercial Proposal

for

Korea Polar Research Institute

on

IceAxe 585

Offer No.
ASSKOR – 19001 r.1



Project : Korea Polar Research Institute
Type : IceAxe 585
Offer No. : ASSKOR -19001 Rev. No. : 1
Date : 24.05.2019 Rev. Date : 05.06.2019



BUDGET PRICE

Our Budget Price, as stated below, is based on the Scope of Supply, the Terms and Conditions, the Limits of Supply and the Exclusions as specified in the present budget offer and amounts to:

One ICEAXE 585* UAV is USD 755'000,-
without additional options

ESSENTIAL EQUIPMENT is USD 135'250,-

Emergency Rescue System
Iridium Satellite Data Transmission System
Rugged Ground Control Station
Ground Tracking Antenna Unit
Container for transportation
Beacon

Payload Integration is USD 70'000,-
preliminary

**Pipistrel Virus aircraft is included.*

Project : Korea Polar Research Institute
 Type : IceAxe 585
 Offer No. : ASSKOR -19001 Rev. No. : 1
 Date : 24.05.2019 Rev. Date : 05.06.2019



SCOPE OF SUPPLY & PRICE BREAKDOWN

The equipment, works and services listed below are included in our scope of supply.
 They are further described under the corresponding item number:

№	EQUIPMENT DESCRIPTION	Q-ty	Unit price, excl. VAT in USD	Total price excl. VAT in USD
1.	Fixed Wing Aircraft (Pipistrel Virus) -airplane with Rotax 912 iS engine	1	755 000	755 000
2.	Autopilot & Control Set AP 10.1	Set		
3.	Set of Sensors, Transmitters and Transducers	Set of 6		
4.	Servo Drives	Set of 9		
5.	Mounting Hardware	Set		
6.	Emergency Rescue System	Set	21 200	21 200
7.	Emergency Beacon and Direction-Finding Receiver UAV Tracking & Recovery System (transmitter & receiver)	1	2 400	2 400
8.	Iridium Satellite Data Transmission System back-up telemetry only, airborne modem and antenna	Set	4 400	4 400
9.	Portable Ground Control Station PGCS-D rugged portable laptop, software, dock-station, software	Set	39 000	39 000
10.	Ground Telemetry Unit / Tracking Antenna [100 km / 62 mi] 2-axes mast, directional antenna, ground telemetry modem	Set	19 250	19 250
11.	Payload Integration Services	1	70 000	70 000
12.	Container for transportation and storage 20ft Heating system, logements (support assembly)	1	49 000	49 000

Project : Korea Polar Research Institute
 Type : IceAxe 585
 Offer No. : ASSKOR -19001 Rev. No. : 1
 Date : 24.05.2019 Rev. Date : 05.06.2019



OPTIONAL EQUIPMENT

№	EQUIPMENT DESCRIPTION	Q-ty	Unit price, excl. VAT in USD	Total price excl. VAT in USD
13.	Mobile Ground Control Module GCU-20/3 highly advanced control module based on 20 feet container	1 Set	480 000	480 000
14.	Aircraft Transponder Mode S transponder, monopole antenna, external GPS antenna, cables set	1 Set	12 900	12 900
15.	Digital Video Data Link S-Band UAV 200 km [125 mi] in LoS airborne antenna and modem, ground modem, antenna	1 Set	244 000	244 000
16.	High-speed Satellite Data Transmission System complete set (2 Mbps)	1 Set	430 000	430 000
17.	2+ axes Gyro Stabilized EO/IR Gimbal (GSG-185) EO FHD and XGA IR, laser rangefinder	1	96 000	96 000
18.	Multifunctional Payload Ejector System BD-600	2	24 900	24 900
19.	AOC Aviation Onboard Computer	1	54 125	54 125
20.	Ground handling equipment gasoline generator – power supply, trolleys, etc., fuel tanks, tools	TBD	TBD	TBD

Note: Each component of the set is completely factory assembled and pre-tested.
 Sinus Pipistrel aircraft is included in the scope, all references and images are for the reference only.

Project : Korea Polar Research Institute
 Type : IceAxe 585
 Offer No. : ASSKOR -19001 Rev. No. : 1
 Date : 24.05.2019 Rev. Date : 05.06.2019



TERMS AND CONDITIONS

General	Arrangements, dimensions, images and drawings appearing in our budget offer are to be understood as preliminary only and might be modified during the detail-engineering phase and test run, in order to optimize our design. All images are scaled. We reserve the right to select our nominated sub-suppliers.
Warranty Period AP	Twelve months from issue of "Final Acceptance Certificate", but not later than 18 months from "Notification of Readiness for Dispatch", if shipment is delayed by causes beyond UAVOS's reasonable control. This is provided if the operation and maintenance in accordance with the UAVOS guidelines and instructions and maintenance is performed by UAVOS or UAVOS certified engineers.
Warranty Period Virus	Warranty provided by PIPISTREL d.o.o. and in accordance with PIPISTREL d.o.o. warranty obligations. Please refer to PIPISTREL documentation and rules.
Prices	The offered price has to be understood as budget price in USD for one single set of equipment and relevant services. The Price is subject to change up to contract signature, based on the exchange rate of the offered currencies to US Dollar (USD), Swiss Franc (CHF) and Euro (EUR). Any and all taxes, duties and fees, levied in the country of delivery are excluded. Mobilization costs are excluded for the integration, installation and other on-site services for the customers payload.
Lead Time AP set	For the current (known) version of Virus aircraft three (3) months EXW (UAVOS EU premises) after Effective Date of the contract and clarification of all technical and commercial details. In case of changes in the design additional time might be added for R&D and tests. Since delivery time depends on sub suppliers' lead time, delivery time is subject to change before contact is executed and the advance payment is received by UAVOS.
Lead Time Virus	6 months EXW PIPISTREL d.o.o. EU Premises after Effective Date of the contract and clarification of all technical and commercial details.
Integration time	Full set of integration, installation and test services take 2 months for one aircraft.
Offer Validity	This budget offer is valid for 2 months, counted from issuing date.
Terms of Payment	To be discussed (preliminary refer to clause 7 of this offer)
Commercial Terms	To be discussed.
Compliance	This quotation is for information only and does not constitute UAVOS's agreement to offer a firm proposal in the future.

Project : Korea Polar Research Institute
Type : IceAxe 585
Offer No. : ASSKOR -19001 Rev. No. : 1
Date : 24.05.2019 Rev. Date : 05.06.2019



1 REGULAR TERMS OF PAYMENT

1.1 Terms of payment without L/C:

- 50 % of the Contract Price as advance payment not later than seven business days after contract signature, against UAVOS's signed commercial invoice.
- 30 % of the Contract Price as advance payment not later than sixty business days after contract signature, against UAVOS's signed commercial invoice.
- 20 % of the Contract Price, against Final Acceptance Certificate signed by the "Parties", commercial invoice and warranty obligations in accordance with supply contract T&Cs.
- In case Final Acceptance is impossible or delayed due to causes beyond UAVOS's reasonable control the payment will be effected not later than fourteen days after the scheduled date for Final Acceptance Certificate.
- All payments to be made net within their due dates (three days after receipt of invoice), Non-payment or delayed payment will result in an extension of the delivery time and application of default interest.
- All payments shall be made by the Customer into UAVOS named bank without any discount, deduction, suspension or setoff.

1.2 Terms of payment with L/C:

- Should be discussed

Project : Korea Polar Research Institute
 Type : IceAxe 585
 Offer No. : ASSKOR -19001 Rev. No. : 1
 Date : 24.05.2019 Rev. Date : 05.06.2019



Technical Proposal

for

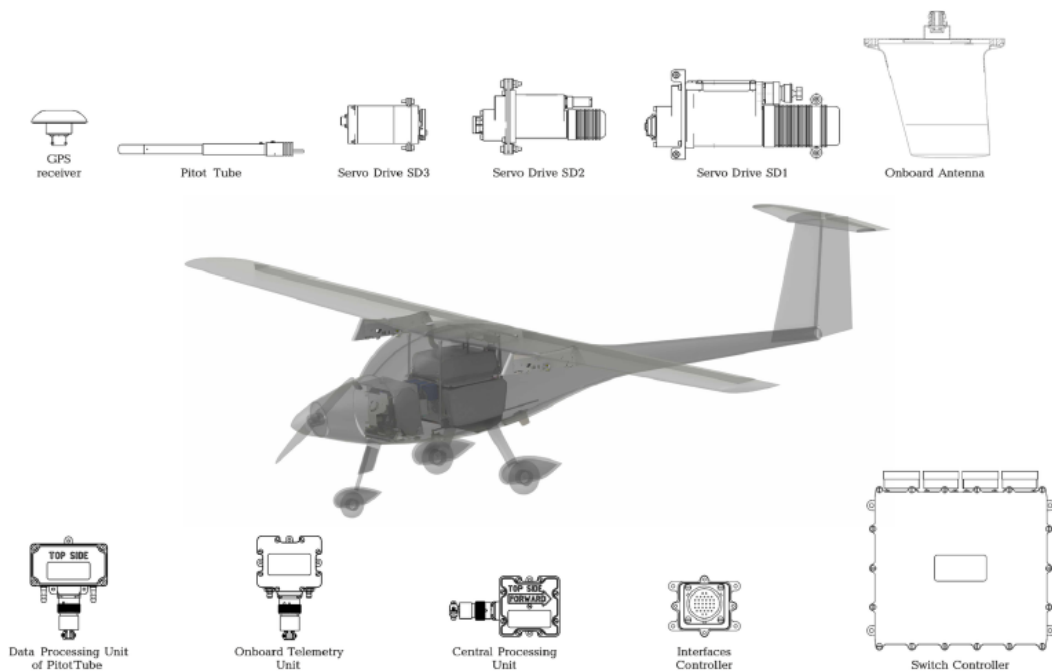
Korea Polar Research Institute

on

IceAxe 585

Offer No.

ASSKOR – 19001 r.1



Project : Korea Polar Research Institute
 Type : IceAxe 585
 Offer No. : ASSKOR -19001 Rev. No. : 1
 Date : 24.05.2019 Rev. Date : 05.06.2019



ICEAXE 585 PLATFORM BASIC CONTENT

The equipment listed below are subject to changes and provided as a provisional recommendation.

#	EQUIPMENT DESCRIPTION
1	ICEAXE 585 aircraft -Fuselage with all surfaces -Wings -Air-foils -Fuel system -Fuel tanks -Landing gears with ski -Engine (Rotax 912 iS*) -Cooling system -Starter -Generators -Variable-pitch propeller -Brakes system -Engine cooling system -Batteries
2	Control and Autopilot Set -Automatic control system (nav) -GNSS receiver / antenna (gps) -CAN hubs (ghanta) -IFC module (ifc) -Onboard telemetry unit (mlhx) -Pitot tube processing (cas) -Pitot tube (cas) -Onboard Telemetry Antenna -DC Convertors -Engine control system -Flight recorder -Payload controller -Motor controller (servo) -HID controller (jsw) -Emergency Rescue System [ers] -Software -AOC Computer (optionally) -FOG gyroscope (optionally)
3	Set of Sensors, Transmitters and Transducers -Radio Altimeter -Laser Altimeter -Fuel level sensor -Rotor speed sensor -Angle of sideslip transmitter -Angle of attack sensor

Project : Korea Polar Research Institute
 Type : IceAxe 585
 Offer No. : ASSKOR -19001 Rev. No. : 1
 Date : 24.05.2019 Rev. Date : 05.06.2019



4	Servo Drives -Servo left flaperon -Servo right flaperon -Elevator servo -Rudder servo -Gas servo -Brake servo -Spoiler servo -Variable pitch propeller servo
5	Mounting Hardware -Mounting Hardware -Equipment rack -Wiring harness
6	Emergency/Recovery Rescue System (ballistic) -Parachute -Emergency Rescue System [ers] -Power back-up modules
7	Emergency Beacon and Direction-Finding Receiver UAV Tracking & Recovery System (transmitter & receiver)
8	Iridium Satellite Data Transmission System backup telemetry transmission
9	Portable Ground Control Station PGCS-D rugged portable laptop, software, dock-station, software
10	Ground Telemetry Unit / Tracking Antenna [100 km / 62 mi] 2-axes mast, directional antenna, ground telemetry modem
11	Payload Integration Services Customers payload integration and installation
12	Container for transportation and storage 20ft Heating system, electric generator, logements (support assembly)

Note: *Engine supplier is subject to change by one with the similar performance.

Project : Korea Polar Research Institute
 Type : IceAxe 585
 Offer No. : ASSKOR -19001 Rev. No. : 1
 Date : 24.05.2019 Rev. Date : 05.06.2019



PAYLOADS & OPTIONAL EQUIPMENT

#	OPTIONAL EQUIPMENT DESCRIPTION
13	Mobile Ground Control Module GCU-A based on 20 feet container, for 2 operators and an engineer
14	Aircraft Transponder -Aircraft transponder Mode S -Transponder monopole antenna -External GPS antenna -Cables set
15	Digital Video Data Link Tactical UAV (200 km in LoS) airborne antenna and modem, ground modem, antenna
16	High-speed Satellite Data Transmission System complete set (2 Mbps)
17	2+ axes Gyro Stabilized EO/IR Gimbal (GSG-185) EO FHD and XGA IR, laser rangefinder
18	Multifunctional Payload Ejector System BD-600
19	AOC Aviation Onboard Computer
20	Ground handling equipment (optionally)

TECHNICAL DESCRIPTION

1 ICEAXE 585 UAV PLATFORM

The IceAxe 585 aircraft is a pre-molded, composite built, high payload capacity, single engine, high wing, ski-equipped tricycle design, high performance and very economical MALE UAV.

1.1 INTRODUCTION

IceAxe 585 is a wingspan, T-tail UAV motorglider, made almost entirely of composite materials. Its low-drag, high-wing-monoplane, engine-at-the-front construction makes it efficient even when flying unpowered. In fact, the propeller can be feathered to reduce drag even more. It can be flown with two wingtip options, the long tips, giving a wingspan of 49 ft (14.97 m) and short tips giving a wingspan of 40 ft 10 inch (12.46 m).

The undercarriage is a tricycle type with two main skis, brake equipped, wheels mounted on struts and a rudder-steerable tail-wheel with “ski-cover”.

IceAxe 585 features flaperons, interconnected flaps and ailerons presented in the same deflecting surface. Flaps offer 4 settings: neutral, 1st, 2nd and the negative (reflex) position. All aileron, elevator and flap controls are connected to the cabin servo-drive controls center. Rudder is controlled via cables. The elevator trim is spring type.

Electrically actuated airbrakes are available as standard, they reduce the requirements for runways size for landing and provide for steeper approaches and expedite descents.

Fuel tanks are located inside the wings and inside the fuselage at center.

The gascolator is located beneath the lower engine cover.

Refueling can be done by pouring fuel through the fuel tank openings on top of the wings or by using an electrical fuel pump.

To enhance aerodynamics even more, every IceAxe 585 comes equipped with special wheel fairings and the propeller spinner. The propeller is a servo-driven variable pitch propeller with two blades design.

Navigational (NAV), anti collision (AC) and landing (LDG) lights are an option.

The firewall is reinforced by heat and noise insulation.

Equipped with a parachute rescue system.

1.2 APPLICATIONS

- Arctic and far-north research
- IRS: (Intelligence, surveillance and reconnaissance)
- Video surveillance and monitoring
- Payload dropping (up to 100 kg)
- Payload delivery and autonomous transporting
- Jamming
- Radio link range extension and retransmission
- Target pointing and designation
- Mapping and intelligence
- R&D flying laboratory (meteorology, hydrology etc.)
- Thermal surveillance and monitoring
- SAR surveillance and monitoring
- LIDAR surveillance and monitoring

1.3 OPERATION

The «ICEAXE 585» is to be exploited under the following conditions:

- Temperature range: -40...+50°C [-40 ...122°F]
- Minimum start temperature: -20°C [-4°F] (oil temperature)
- Basing: Airdrome (prepared runway)
- Takeoff ground roll: 152 m [500 ft]
- Takeoff total distance over 50 ft obst.: 252 m [825 ft]
- Landing distance over 50 ft obst.: 270 m [885 ft]
- Rolling touchdown accuracy range: 2-250 m (6.5-820 ft)
- Pitch touchdown accuracy: 2-10 m [6.5-32 ft]
- Runway length, considering the min. touchdown accuracy: 600-770 m [2526 ft]
- Runway width, considering the min. touchdown accuracy: 25 m [82 ft]
- Takeoff and landing on runway: Fully automatic
- Ground landing means: Not required.
- Rescue parachute: Ballistic

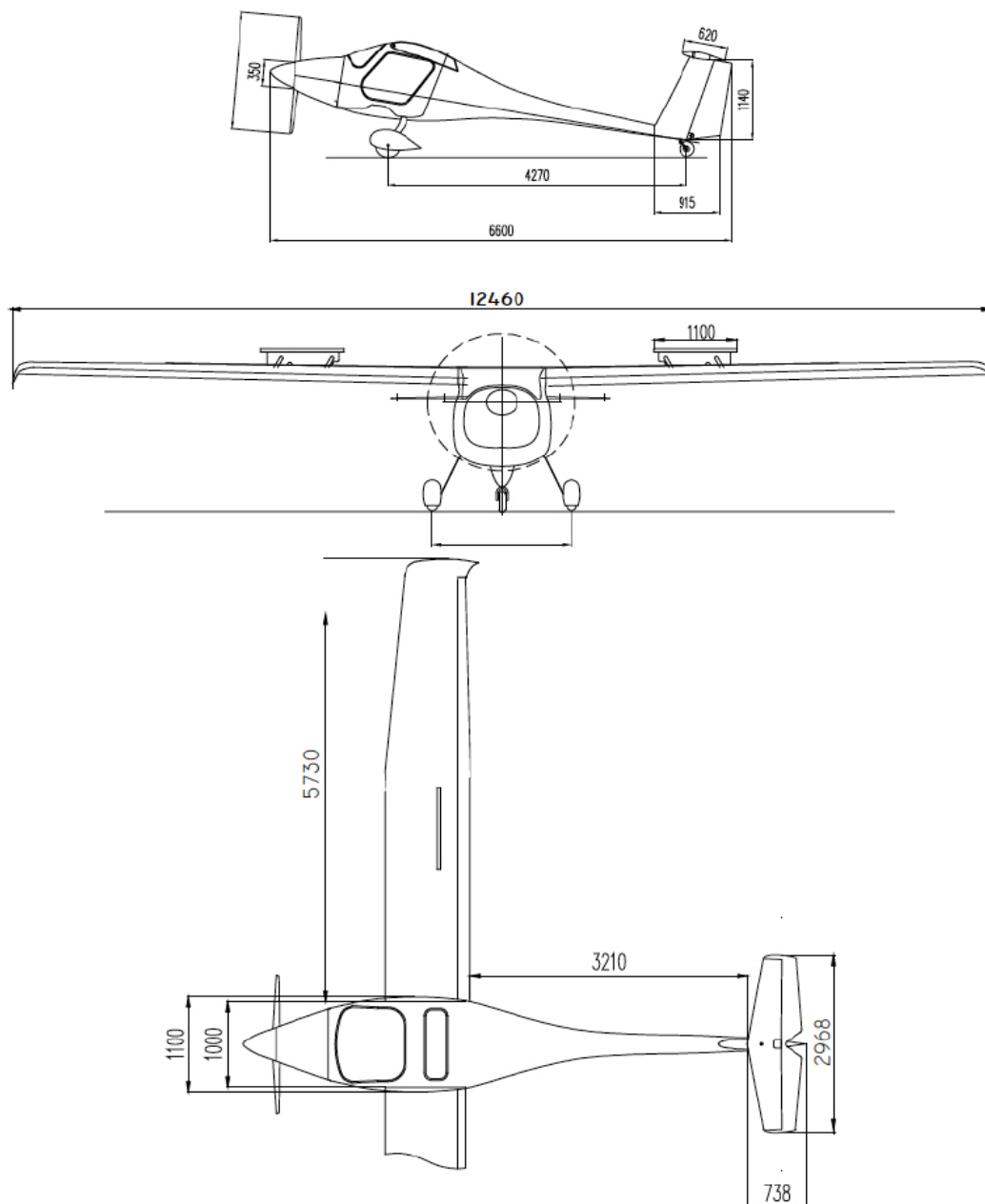
1.4 DIMENSIONS

- Wing span: 12.46 m [40.87 ft]
- Length: 6.5 m [21.32 ft]
- Height: 1.82 m [5.97 ft]
- Wing surface area: 11 m² [118 ft²]
- Vertical fin surface area: 1.1 m² [12 ft²]
- Rudder surface area: 0.45 m² [4.8 ft²]
- Horizontal stabilizer and elevator surface area: 1.63 m² [17.5 ft²]

Project : Korea Polar Research Institute
 Type : IceAxe 585
 Offer No. : ASSKOR -19001 Rev. No. : 1
 Date : 24.05.2019 Rev. Date : 05.06.2019



- Cockpit width: 1.12 m [44 in]
- Aspect ratio: 13.1



1.5 WEIGHTS

- Max. takeoff / landing weight: 585 kg [1290 lb]
- Empty weight: 300 kg [661 lb]
- Fuel tanks capacity*: 150 l [39.62 gal. US] or 108.15 kg [238.42 lb]
- Useable fuel tanks capacity: 140 l [36.98 gal. US]
- Optional +100 l [26.41 gal. US] fuel tank is available for extreme long range
- Max payload, with fuel: 285 kg [628 lb]

*AVGAS 100LL fuel at 15°C/59°F (density 0.721 kg/l)

1.6 PERFORMANCE*

- Stall speed (flaps extended): 68 km/h [42 mi/h]
- Stall speed (flaps retracted): 77 km/h [45 mi/h]
- Cruising speed: 215 km/h [134 mi/h]
- Maximum horizontal speed: 220 km/h [137 mi/h]
- VNE (never exceed speed): 249 km/h [154 mi/h]
- Max speed with flaps down: 130 km/h [81 mi/h]
- Max speed with airbrakes up: 160 km/h [99 mi/h]
- Maneuvering speed: 126 km/h [78 mi/h]
- Turbulence penetration speed: 126 km/h [78 mi/h]
- Best climb speed: 130 km/h [81 mi/h]
- Max climb rate: 5.4 m/s [17.7 ft/s]
- Min sink speed: 96 km/h [55 mi/h]
- Min sink rate: 2.05 m/s [6.72 ft/s]
- Min sink rate with airbrakes: 4.9 m/s [16.07 ft/s]
- Best glide ratio: 24.1
- Best glide speed: 110 km/h [68 mi/h]
- Range distance: 2365 km [1469 mi], with 30 min reserves
- Nominal endurance: 11 hours, with 30 min reserves
- Service ceiling: 7,000 m [22965 ft]
- Max load factor permitted: +3 g -1.5 g
- Load factor tested: ± 6 g
- Designed safety factor: 1.875
- 45° to 45° roll time: 3.5 seconds

*ISA, sea level

1.7 POWER TRAIN

- Engine: Rotax 912 iS Sport or another one with similar parameters
- Main generator: 20A - 14V
- Back-up generator for emergency power supply for EMC: 30A 14V
- Designated payload generator 2000W (TBD)
- Electric starter: 0.8 kW
- Reduction gear box: 1:2.43 ratio
- Battery: 12V, 16 Ah

1.8 ENGINE SPECIFICATION

Based on the proven concept of the Rotax 912 S/ULS engine, the new Rotax 912 iS Sport engine offers all well known advantages of the Rotax 4-stroke engine series complemented by additional features, for example, the engine management system. The complete package presents the latest technology in the aircraft engine industry and will enhance the flying and ownership experience of pilots. The Rotax 912 iS Sport engine offers a TBO (time between overhauls) of 2,000 hours.

Technical characteristics:

- 4-cylinder, normally aspirated engine
- 4-stroke liquid-/air-cooled engine with opposed cylinders
- Dry sump forced lubrication with separate oil tank, automatic adjustment by hydraulic valve tappets
- Redundant electronic fuel injection
- Engine management system
- Electric starter
- Integrated gearbox
- Propeller speed reduction unit
- Air intake system
- Performance: 100 hp @5500RPM and 125 Nm
- TBO 2000 hrs



1.9 ENGINE PERFORMANCE

- Max. take off power: 73.5 kW [100 hp]* @5800 1/min
- Full take off power: up to 4.570 m [15000 feet]
- Max. continuous power: 72 kW [98 hp] @5500 1/min
- Required cruise speed power: 36.75 kW [50 hp]

Project : Korea Polar Research Institute
Type : IceAxe 585
Offer No. : ASSKOR -19001 Rev. No. : 1
Date : 24.05.2019 Rev. Date : 05.06.2019



- Max. RPM: 5800 min-1 (max. 5 minutes)
- Displacement: 1352 ccm [82.6 cu in]
- Weight (dry)**: 75.4 kg [165.8 lb]
- Fuel: min. MON 85 / RON 95, min. AKI 91
- Fuel consumption at cruise speed: 12.1 l/h

*Engine performance may vary depending on, among other things, general conditions, ambient temperature and altitude.

**Engine with gearbox, air guide hood, external alternator, engine mount and fuel pumps assembly.

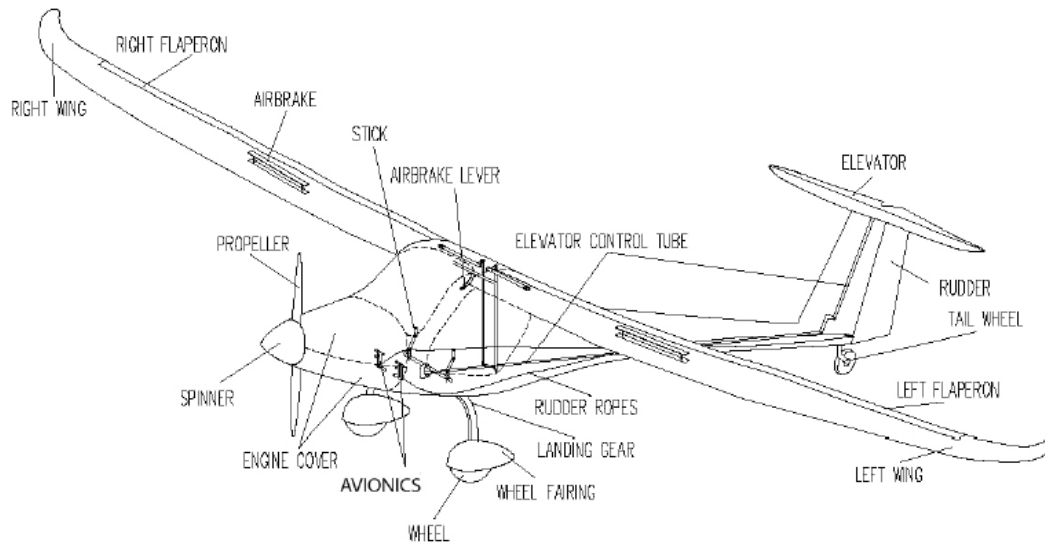
1.10 FUSELAGE

1.10.1 Airframe

The fuselage is a main vehicle body, which houses all main parts of the vehicle such as engine, payload, fuel system, fuel tanks, avionics, sensors etc. The fuselage is a monocoque structure. Firewall installed to protect avionics from potential fire in engine compartment. The aircraft's body is completely made of composite materials. The main material used in the manufacture of aircraft is carbon. Production of aircraft parts is carried out in matrices with the use of vacuum and heating.

There are four main cutouts in the fuselage structure which provide access to the main vehicle components and systems, these are:

- Engine compartment cutout
- Avionics cutout
- Maintenance overwing cutout
- Parachute cutout

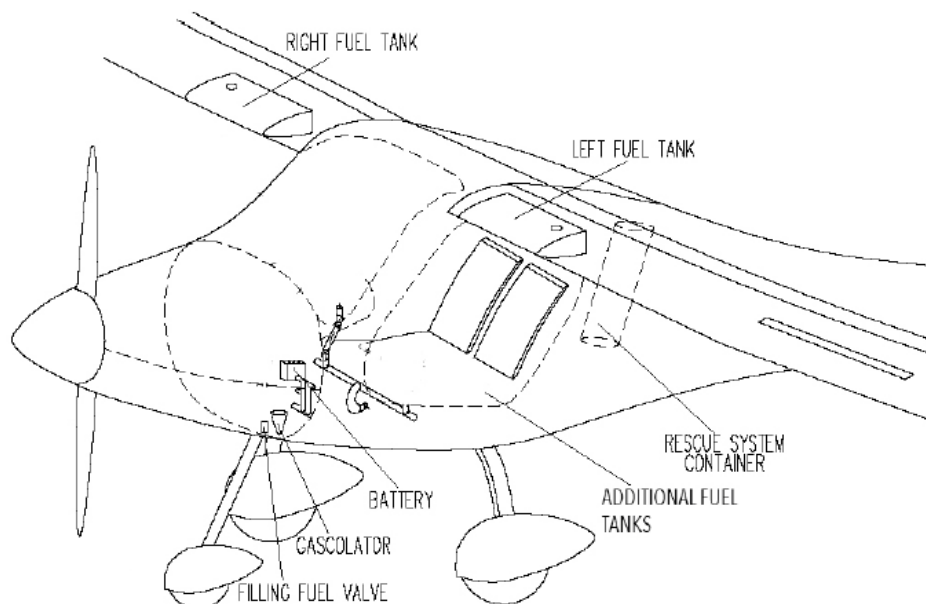


1.10.2 Geometry

The IceAxe 585 is equipped with positive and negative flaperons, airbrakes, landing gears with ski and or tailwheel. It is manufactured from hi-tech epoxy resin, fiberglass, carbon and kevlar composites. All composite parts are made of glass, carbon and kevlar fiber manufactured by Interglas GmbH.

The main landing gear is aerodynamically profiled and made of composite materials. The main wheels have strong hydraulic disk brakes* and a steerable tail wheel are directly controlled by the pilot / autopilot. The airbrakes on top of the wing allow landing in very short distances over high obstacles.

*Brakes capability is limited with skis installed on.



1.10.3 Assembly

The IceAxe 585 assembly is very simple, just like conventional gliders the wing control connections are automatically locked on connection of the wings. It takes about 20 minutes to rig or de-rig the aircraft.

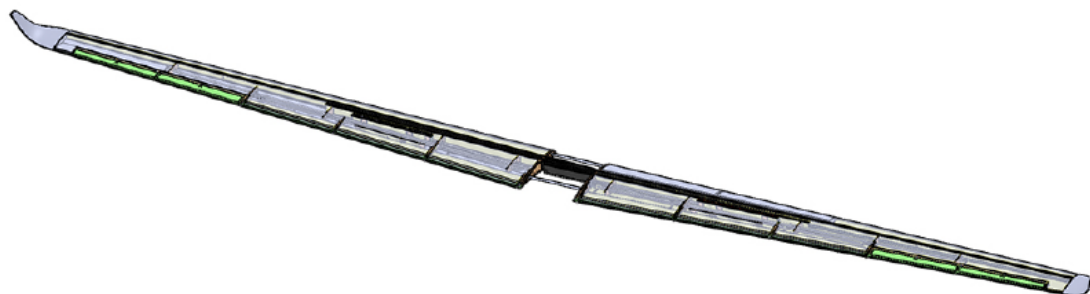
1.10.4 Molds technology

- Lowers the empty weight of the aircraft
- Simplifies the avionics and sub-systems integration
- Allows additional fuel tanks in wings

1.10.5 Wings

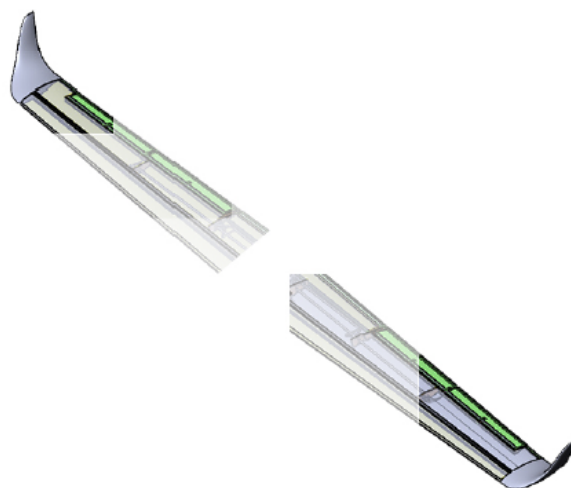
The aircraft design implemented without central wing, with high-wing design.

- Left outer wing
- Right outer wing



1.10.5.1 Winglets

- Designed for cruise speed
- Increases effective wing area and wingspan
- Improves aerodynamic efficiency and glide ratio
- Decreases static drag
- Increases lift



1.10.6 Empennage

T-tail type empennage provides lateral and directional stability of the aircraft. The IceAxe 585 empennage design incorporates a single horizontal stabilizer and single vertical stabilizer.

- Single horizontal stabilizer (elevator)
- Single vertical stabilizer (rudder)

1.10.7 Fuselage fuel tanks

Main fuel tanks installed in the wings. Additional steel fuel tanks installed in the central bulkhead.

1.10.8 Fuel tanks in wings

- Distributes the load
- Maintain CG balance with more fuel
- Improves endurance

1.10.9 Flight control overview

The flight controls keep the airplane at the necessary attitude during flight. They have movable surfaces on the wing and the empennage. These are the following types of flight control systems are used:

- Aileron
- Elevator
- Rudder
- Outboard flap sections
- Inboard flap sections

The autopilot automatically operates the flight controls in accordance to the desired attitude. All primary flight controls are actuated by an individual servomechanism, which is mechanically linked to the control surfaces via a pull-push rod. Every push-pull rod has a provision for the small length adjustment on the ground.

1.11 POWER TRAIN

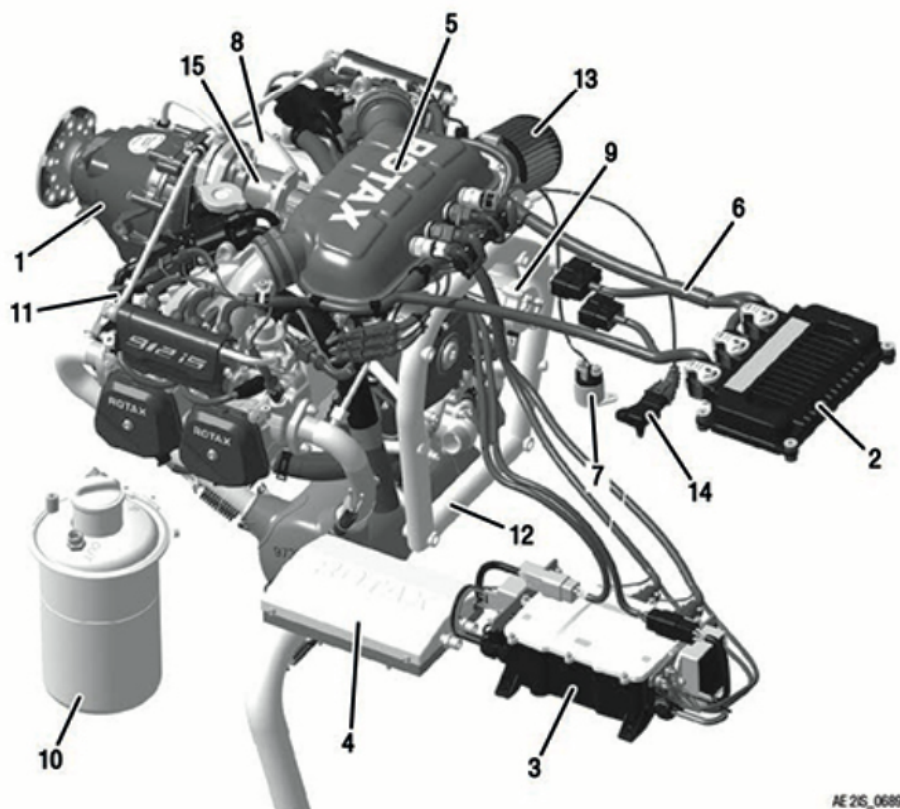
- Core Engine
- Injector
- Ignition system
- Gearbox
- High Pressure Fuel Pump
- Power Lever Sensors
- Fly Wheel
- Generator system
- Voltage Regulator
- EECU (control system)
- Starter
- Glow Plug Control Unit
- Engine Harness

- Engine cooling system
- Stainless steel exhaust manifold
- Lubrication system
- Air intake system

1.11.1 Engine

Engine components at glance:

- | | |
|-----------------------|--|
| (1) Propeller gearbox | (9) Electric starter |
| (2) ECU | (10) Oil tank |
| (3) Fusebox | (11) Oil filter |
| (4) Fuel pumps | (12) Suspension frame |
| (5) Airbox | (13) Air filter |
| (6) Wiring harness | (14) Ambient pressure-temp sensor |
| (7) Starter relay | (15) Hydraulic governor or vacuum pump |
| (8) Air baffle | |

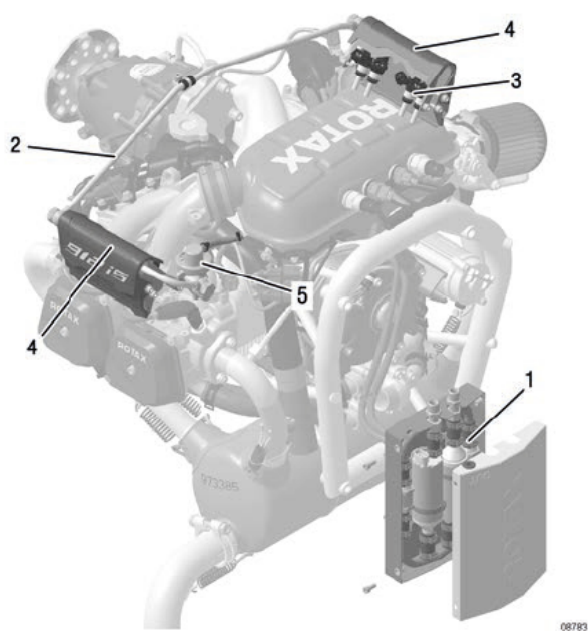


1.11.2 Fuel system

The fuel flows from the tanks via a water separator/coarse filter to the electric fuel pumps (1) (connected in series) from where it is pumped thru the fine filter to the fuel rails (2, 4), the fuel injectors (3) and to the fuel pressure regulator (5).

Main components of the system:

- Fuel gauge
- Fuel pumps
- Fuel filters
- Wing tanks
- Tanks in the fuselage
- Fuel lines
- Filling and discharge necks



Fuel system:

- | | |
|---------------------------|-------------|
| 1 Fuel pumps | 2 Fuel hose |
| 3 Fuel injector | 4 Fuel hose |
| 5 Fuel pressure regulator | |

1.11.3 Cooling system

System Overview:

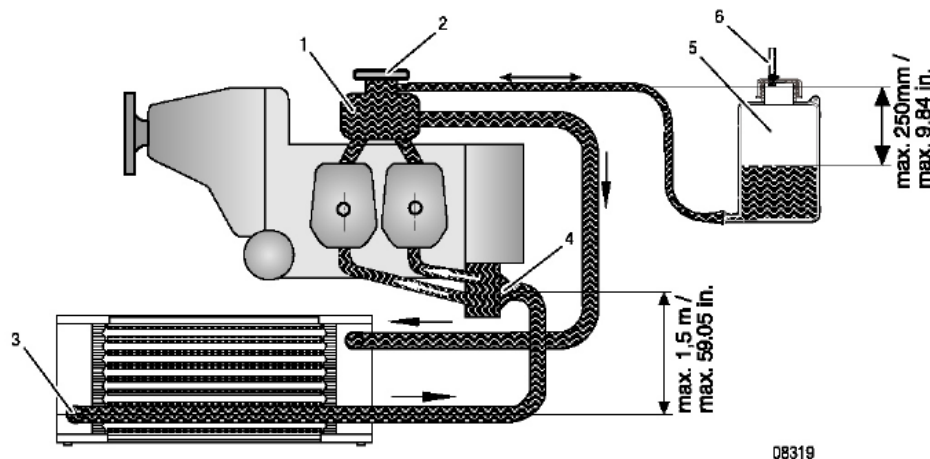
The cooling system of the engine is designed for liquid cooling of the cylinder heads and ram-air cooling of the cylinders. The cooling system of the cylinder heads is a closed circuit with an expansion tank.

Coolant flow:

The coolant flow is forced by a water pump, driven from the camshaft, from the radiator to the cylinder heads. From the top of the cylinder heads the coolant passes on to the expansion tank. Since the standard location of the radiator is below engine level, the expansion tank located on the top of the engine allows for coolant expansion.

Expansion tank:

From the expansion tank the coolant is sucked back to the water pump. In common installations the coolant passes a radiator in between. Additionally, the expansion tank is closed by a pressure cap (with excess pressure valve and return valve). At temperature rise of the coolant the excess pressure valve opens and the coolant will escape via hose at atmospheric pressure. In common installation this hose is connected to an overflow bottle. This overflow bottle allows that, when



the engine is cooling down, the coolant will be sucked back into the cooling circuit.

- (1) Expansion tank
- (2) Pressure cap
- (3) Radiator
- (4) Water pump
- (5) Overflow bottle 6 Purging

1.11.4 Lubrication system

The engine is provided with a dry sump forced lubrication system with a main oil pump with integrated pressure regulator and oil pressure sensor.

Oil flow:

The oil pump (driven by the camshaft) (2) sucks the motor oil from the oil tank (3) and forces it through the oil filter (5) to the points of lubrication in the engine. The escaping oil emerging from the points of lubrication accumulates on the bottom of crankcase and is forced back to the oil tank by the piston blow-by gases.

Oil venting system:

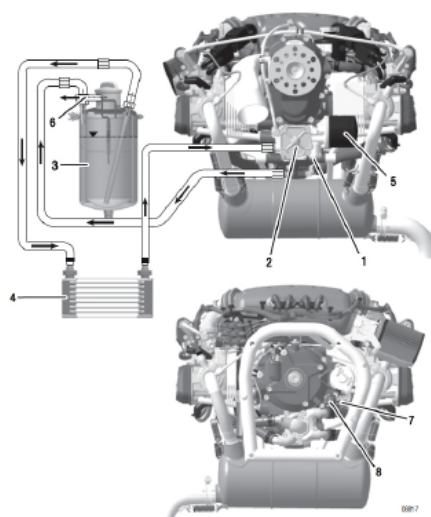
The oil circuit is vented via bore on the oil tank.

Oil temperature sensor:

The oil temperature sensor for reading of the oil temperature is located on the crankcase, on the mag side of the engine.

Oil pressure sensor:

The oil pressure sensor for reading of the oil pressure is located on the ignition housing.



Lubrication system

1 Pressure regulator

2 Oil pump

3 Oil tank

4 Oil cooler

5 Oil filter

6 Venting tube

7 Oil temperature sensor

8 Oil pressure sensor

1.11.5 Generator

The two generators (Generator 1 and Generator 2) are mounted electrically isolated on one stator. Each generator is connected with a regulator mounted on the Fusebox. The Fuse-box takes care of the energy management and allows selecting whether the EMS is supplied by an external power source (e.g. Battery) or one of the generators. The selection which of the generators is powering the EMS depends on the engine status and can only be done by the Engine Control Unit (ECU).

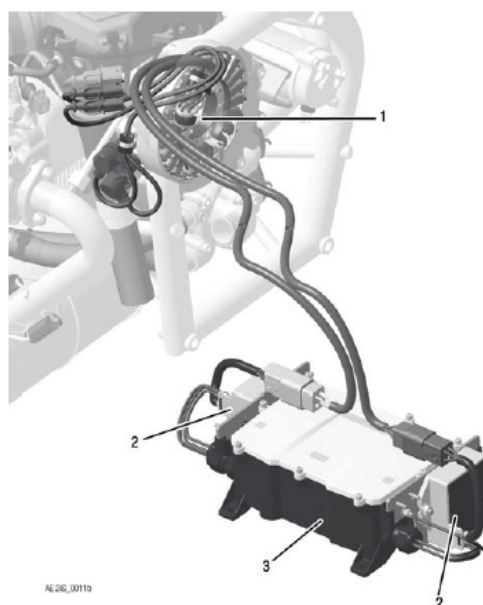
During the engine start an external power source is needed to power the EMS. After the engine speed is high enough to power the EMS with the Generator 2, for running the engine the external power source is only required in emergency situations. If a defined engine speed threshold has been reached for a certain time Generator 1 takes over to supply the EMS. After this, Generator 2 can be used to supply the Airframe (e.g. instrumentation). In no operation state Generator 1 can be used to supply the airframe.

Malfunction:

In case of a malfunction of Generator 1 the internal electric supply system changes to fail-safe mode where Generator 2 again is in charge to supply the EMS. In fail-safe mode Generator 2 is not able to charge external power sources or supply the airframe.

1.11.6 Engine electric system

This System is responsible for supplying the Engine Management System (EMS) and the Airframe with electrical power. It consists of the Fusebox with Regulators and the Internal Generators.



Internal power supply:
1 Stator
2 Rectifier regulator A, B
3 Fusebox

1.11.7 ENGINE MANAGEMENT SYSTEM

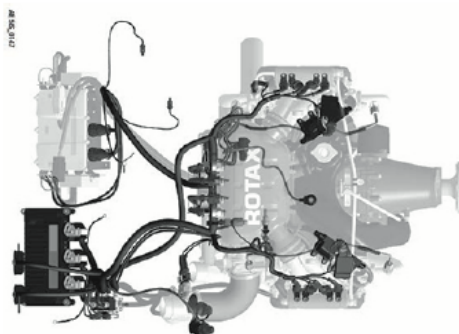
The Engine Management System has following main functionality:

- Ignition control
- Fuel injection control
- Fault detection
- (Internal-) Generator management
- Autopilot engine control and communication unit

Parts:

Parts of the Engine Management System are Sensors, Actuators, the ECU, and the autopilot communication unit and the wiring harness. The core of the EMS is the engine control unit (ECU), which consists of two modules. These modules will be denoted by Lane A and Lane B, each one capable of taking over control, regulation and monitoring of the engine. In error-free engine operation, both Lanes are turned ON.

During engine control by Lane A, Lane B ensures that the engine operation can be maintained even after a failure or reduced functionality of Lane A. Depending on the activity and the failure status of the two Lanes, the ECU automatically selects a Lane to take over control of the engine. A huge quantity of sensors (e. g. sensors for measuring the pressure in the airbox) and actuators (e. g. ignition coils) of the engine is designed with redundancy. In this case, each of the sensors or actuators is connected to a Lane, so that the two Lanes have the same measurement values and send the same output signals. Non- redundant sensors (e. g. oil pressure sensors) are connected to one Lane only and serve for the expanded monitoring of the engine functionality. Due to an ECU internal communication, these sensor values will be exchanged between the two Lanes (assuming that both Lanes are active and free of errors).



1.11.7.1 Ignition control

The 912 iSc/iS is equipped with 4 double ignition coils. The ignition system is almost entirely wear-free, as the ECU generates and processes the ignition signal electronically.

1.11.7.2 Fuel injection control

The engine is equipped with an electronic fuel injection system. This system is controlled by the ECU and enables highly accurate metering of the fuel according to operating and load conditions, whilst at the same time also taking ambient conditions into account.

The key input variables are throttle valve position, engine speed signal, intake air temperature, ambient pressure, boost pressure and exhaust temperature. Ultimately, the required fuel quantity or injection period is determined.

On the basis of the calculated air density in the airbox. It is monitored continuously.

Designated communication interface is created through the autopilot engine control and communication unit.

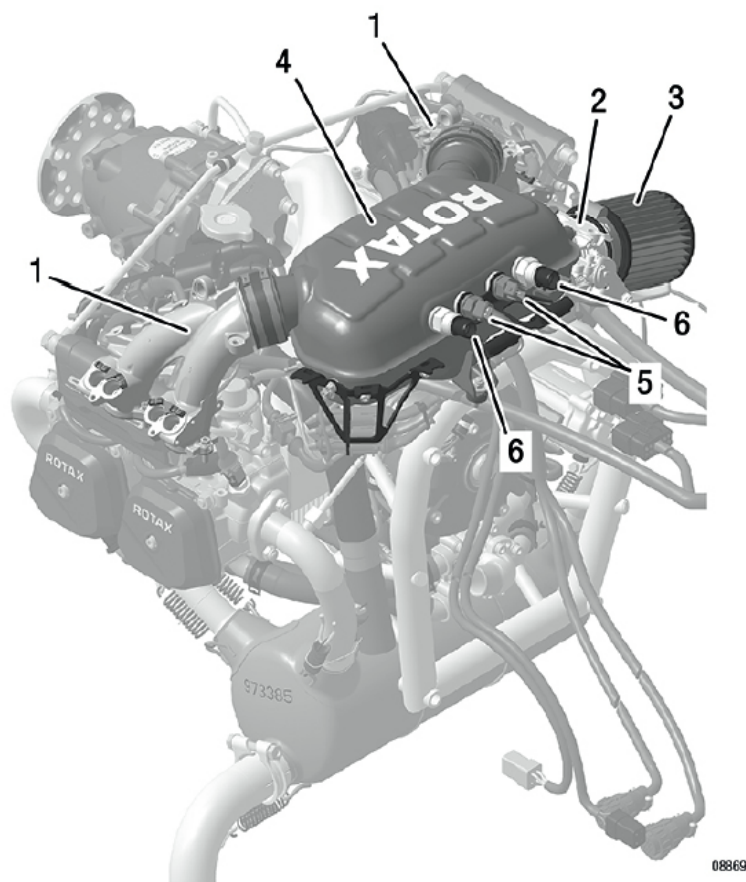
1.11.8 Air intake system

Air Flow:

Engine sucks air true the air-filter (3) and pushes it thru the throttle body socket (2) into the airbox (4). The pressure in the airbox is controlled by the Throttle. From the airbox the air moves thru the intake manifolds (1) into the four cylinders.

Ambient Air Pressure and Temperature Sensor (AAPT):

The two Ambient Air Pressure and Temperature Sensors (AAPT) are all-in-one sensors for engine ambient temperature and engine ambient pressure. In cowled engine installations they have to be mounted in the engine compartment in a ram air free area and close to the air inlet. The sensors must measure the correct air inlet temperature and the air pressure right before the air filter.



Air Intake system

- | | |
|----------------------|------------------------|
| 1 Intake manifold | 2 Throttle body socket |
| 3 Air filter | 4 Airbox |
| 5 Temperature sensor | 6 Pressure sensor |

1.11.9 Exhaust system

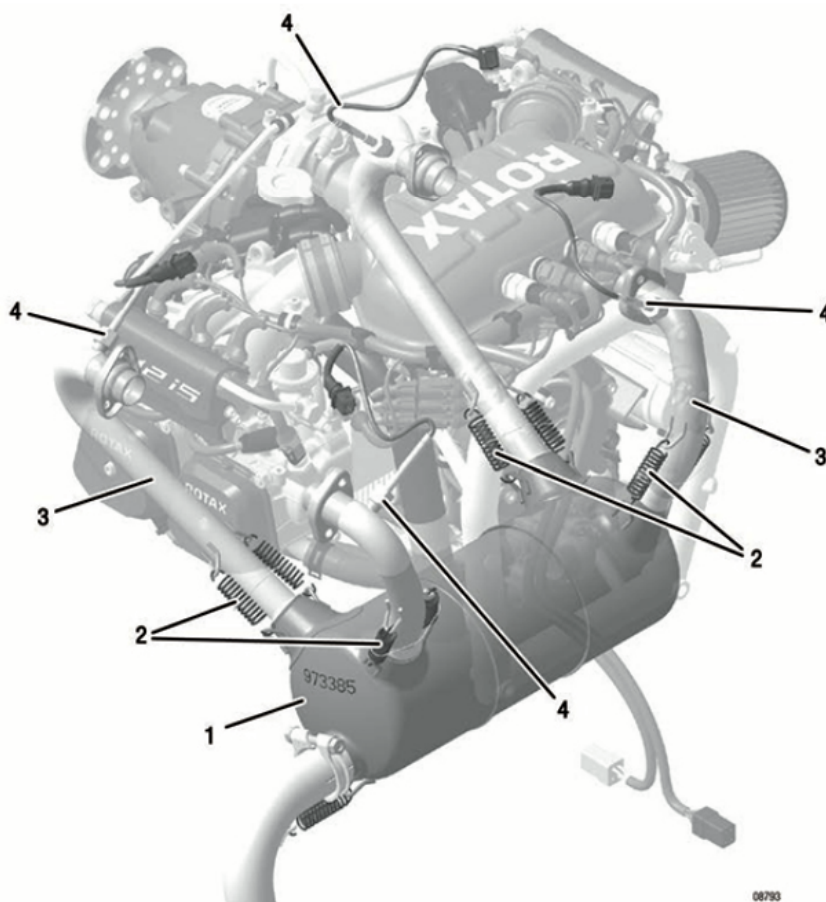
The ideal is a common transversal damping element serving all 4 cylinders, positioned under the engine.

Exhaust flow:

The Exhaust gases are pushed out of the cylinders thru the exhaust pipes and are brought together in the exhaust manifold. From there the exhaust gases leave the engine thru the muffler.

Exhaust Gas Temperature Sensors (EGT):

The sensors for reading the exhaust gas temperature are located the exhaust pipes near the cylinder outlet.



Turbocharger / Exhaust system

1 Muffler

3 Exhaust pipes

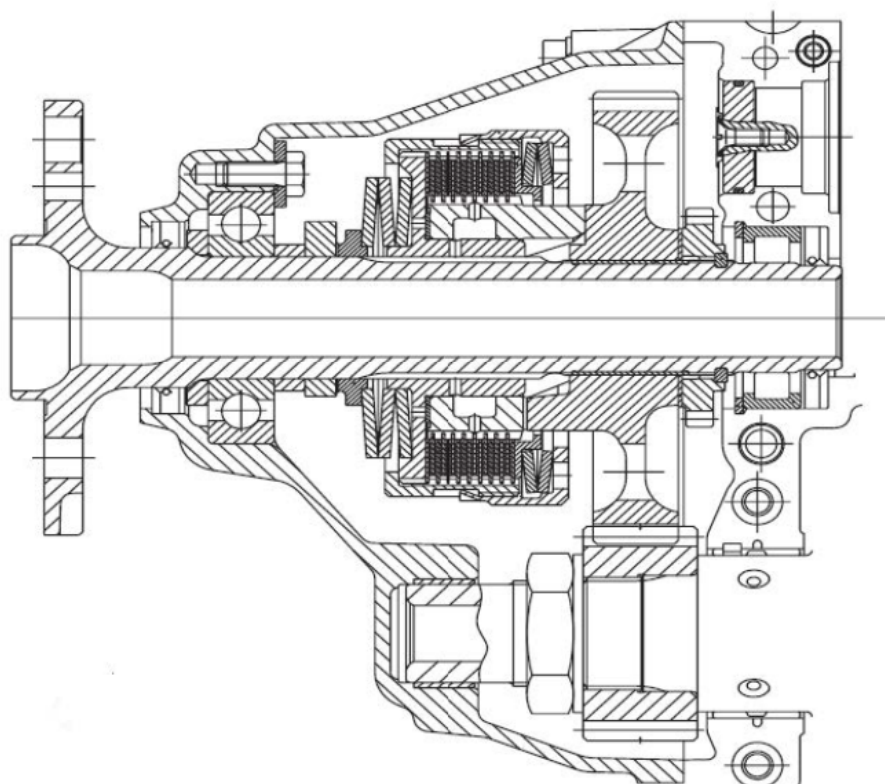
2 Tension Springs

4 EGT temp. sensors

1.11.10 Gear Box

The gearbox incorporates a torsional shock absorber. The shock absorbing is based on progressive torsional cushioning due to axial spring load acting on a dog hub.

- The gearbox has a gear ratio of 2.43:1
- Overload clutch (optionally)



Note: Picture shows the gearbox equipped with an overload clutch, which is optional.

1.11.11 Variable-pitch propeller

The variable-pitch propeller is a three-blade propeller for use on the Rotax 912 series of engine. Its configuration is clockwise/tractor with the addition of a feathering facility.

The performance gain from the variable-pitch propeller constant speed hub, combined with the outstanding design of the blades, allows this propeller to perform over a very wide range of speeds.



Features:

- Designed for Rotax 912 series engines
- High strength hub with steel retention components
- Fast response from high precision Maxon servo drive
- Wide operating speed range
- Hard wearing composite blade construction with inlaid Nickel leading edge protection
- Easy to use with electronic governor/controller
- Easy installation with a wide range of pre-made installation kits

Precision Hub Mechanism:



At the heart of variable-pitch propeller is a high-quality hub mechanism. The single piece hub shell and steel retention parts ensure the hub is lightweight and strong. The high-quality aerospace materials used throughout the hub ensure a long life with superior fatigue resistance.

- High strength single piece shell
- Precision pitch change mechanism
- Durable steel retention components
- Fast and reliable electric PC motor

Specification:

• Power Capacity	Up to 145hp (108kW) on gear reduced engines
• Maximum Speed	2600 rpm
• Weight	Hub, Blades, Spinner 26.6lbs (12kg)
• Moment of Inertia	~0.64kgm ²
• Mounting Flange	Rotax 4in PCD with 13mm bush 5/16" UNF bolts
• Engine Type	Rotax912
• Hub Type	AP430
• Configuration	Clockwise, Tractor, Feathering
• Blade Type	Whirlwind R72B
• Spinner	8.3, 9.0, 9.5, 10.3, 11.2, 12.2, 13.0 in
• Available Controllers	AC200F
• Slipring	Rotax standard (RS)

Project : Korea Polar Research Institute
Type : IceAxe 585
Offer No. : ASSKOR -19001 Rev. No. : 1
Date : 24.05.2019 Rev. Date : 05.06.2019



- Loom Length Loom Extension 59in (1.5m) -335in (8.5m)
- Loom Length Brushblock20in (0.5m)

1.12 TRICYCLE LANDING GEAR

The landing gear provides support for the vehicle static and ground maneuvering conditions. The landing gear also reacts to vehicle load forces that are generated during vehicle movement. The IceAxe 585 has a tricycle landing gear arrangement with NLG shock strut liquid/gas type and MLG is a flat spring type.

- Steerable tail landing gear with gas absorber
- Main chassis flat spring
- Hydraulic brakes (usage is limited with skis installed on)

The tail-wheel steering system allows autonomous taxiing.

1.12.1 The Main Landing Gear

The MLG consists of a single aluminum alloy flat spring and two wheel assemblies. A flat spring is a primary structural member of a MLG. MLG is attached to fuselage longitudinal structural members by means of threaded fasteners.

1.12.2 The Tail Landing Gear

The rudder-guided tail wheel mounted on the tail gear. Tail wheel steering is accomplished by a single push-pull rod from the rudder servomechanism.

1.12.3 Wheels and brakes*

The main landing gear wheel brakes use hydraulic pressure to slow or stop the airplane during landing and taxi. Each wheel brake is located on a main landing gear axle.

The brake assembly consists of a single disc and a single piston brake caliper.

The pressure supplied to the both brake assemblies is supplied from a single brake master cylinder. The master cylinder is actuated automatically by the autopilot command or manually by the operator input.

*(usage is limited with skis installed on)

Project : Korea Polar Research Institute
Type : IceAxe 585
Offer No. : ASSKOR-19001 Rev. No. : 1
Date : 24.05.2019 Rev. Date : 05.06.2019



Project : Korea Polar Research Institute
Type : IceAxe 585
Offer No. : ASSKOR-19001 Rev. No. : 1
Date : 24.05.2019 Rev. Date : 05.06.2019



2 AUTOPILOT & CONTROL SYSTEM

2.1 OVERVIEW:

2.1.1 Underlying concept:

The APX Automatic Control System provides hardware and vehicle controls abstraction layer for Unmanned Vehicle, making it able to operate fully autonomous. The autopilot continuously controls all parameters and makes the system fully automatic. Take-off, landing, navigation and mission execution are carried out by simply pressing the button. The diagnostics, flight mission planning and remote control can be done wirelessly.

The system has distributed architecture, all nodes are connected together through Controller Area Network (CAN) interface. There may be several boards of the same type connected to the same system, making multiple levels of redundancy. Since the system is based on CAN bus protocol, it provides the safest way for microcontrollers and devices to communicate with each other without a host computer.

UAVOS APX autopilot system is purposely designed for easy and flexible integration into various robotic platforms and has advanced functionality for connecting additional equipment, payload and redundancy. All components of the system are made on the industrial hardware components.

The main feature of the APX automatic control system is a distributed architecture, when each component of the system has its own microcontroller providing data processing and communication with other components within the CAN network (Controller Area Network). The APX configuration allows to avoid loading the central processor with routine tasks by distributing management tasks to all system components. At the same time there are efficiently no restrictions on the number of the same-type modules, which makes it possible to implement multiple redundancy on all levels. Almost any payload, or ready-made third-party modules and entire systems can be connected to the system by adding IFC interfaces to the network.

Flexible architecture of the APX allows to quickly connect various modules and systems that extend the functions of the unmanned platform, synchronize work with other robotic complexes. For example, it is possible for one operator to simultaneously control from one place several different unmanned objects - whether on the ground, or in the air.

The function of automatic system diagnostics is implemented. Special algorithms of system actions in emergency situations provide maximum chances to save the UAV, as well as to ensure the safety of objects on the ground and in the air.

APX software makes it possible to synchronize the work of payload and of the onboard telemetry, and the flight task for the most types of aerial missions.

APX equipment is enclosed in IP67 hermetically sealed aluminum cases with aviation connectors. The extended temperature ranges from -40 to +176°F (from -40 to +80°C) allows the equipment to be operated in harsh environment. Protection from electromagnetic interference and electronic warfare, the ability to navigate with GNSS turned off definitely puts it into a military equipment niche.

The ground control station (GCU) software includes an air simulator for 3D UAV model settings, staff training, and visualization of recorded real flight data.

The modular architecture of the UAVOS autopilot allows to easily change and expand the configuration of the complex during the mission: to introduce additional unmanned platforms for various purposes, to add functionality, and to integrate the necessary type of payload. All new objects become part of the network structure and automatically connect to the central computer, while any changes to the complex are reflected on the operational situation map.

2.1.2 Sophisticated features:

Autopilot is capable to control almost any possible vehicle configuration (VTOLs, USVs, UGVs, etc.), including non-standard aircraft concepts. The flight control algorithm relies on Total Energy Control System (TECS) for improved reliability and sustainability to failures. Automatic landing with engine failures and auto-rotation for helicopters is fully supported.

2.1.3 Flexibility and Scalability

Thanks to its distributed architecture, the APX system can be used in vehicles from as small as quadcopter to big converted manned aircrafts. The redundancy layers are provided as basic functionality. Ground Control software is multi-platform and is capable to manage multiple workstations in a wide or local area network. Any specific sensor or payload can be integrated by scripting custom protocols through onboard Virtual Machines (VMs).

2.1.4 Customization

The Ground Control software is supplied with SDK to create plugins or communicate with the UAV from user programs. The UI is fully customizable and uses modern Qt framework with exported QML and JavaScript engine. APX framework still keeps the ability to develop your own algorithms to control vehicle operations or specific payload, running your code onboard.

2.2 APX HARDWARE OVERVIEW

2.2.1 Overview

All units and components nodes of the APX system connected to the CAN network. The network supports CAN protocols version 2.0A and B. It has been designed to manage a high

number of incoming messages efficiently with a minimum CPU load. It also meets the priority requirements for transmit messages.

- Supports CAN protocol version 2.0 A, B Active
- Bit rates up to 1 Mbit/s
- Supports the Time Triggered Communication option Transmission

Additional devices, payloads and standard avionics can be integrated to the system through dedicated interface device.

The application can establish any number of isolated networks for reliability and to provide redundancy layers.

2.2.2 Supported configurations

- Standard airplane
- VTOL UAVs (helicopter, or any kind of rotary-wing aircraft, multi-rotors, etc.)
- Atmospheric Satellite or HAPS (formation)
- Blimps
- USVs (boats)
- UGVs (cars)
- Programmable logic controller functionality

2.2.3 Autopilot general features

- Very small size and light weight
- ESD protection, -40..+80°C operation
- Leading edge components and technologies
- Redundancy capability
- Virtual Machine on key nodes for user program extensions onboard
- Automatic take-off and automatic landing
- Telemetry >10 Hz with compressed stream, >100 km LoS
- AHRS linear accelerations compensation without GNSS
- Dead-reckoning, flight and navigation without GNSS
- Onboard wind speed and direction estimation
- Ability to run user code for UAV control onboard
- Bluetooth communication for maintenance
- HIL/SIL simulation with X-plane flight simulator
- GoogleEarth integration
- Software extensions and customization (SDK)
- Onboard equipment flexibility and expandability (CAN network)
- Real-time controls override through telemetry channel (RC remote)
- Interfaces for external high-precision IMU
- IP67 enclosures

2.3 APX HARDWARE NODES

2.3.1 Main nodes of the system

- Navigation Computer [nav]
- Datalink Radio Modem [mlhx]
- Interfaces Controller [ifc]
- Airspeed and pressure sensor [cas]
- GNSS Receiver [gps]
- Motor controller [servo]
- USB-CAN Interface [ghanta]
- Emergency Rescue System [ers]
- HID controller [jsw]

2.3.2 Navigation Computer [nav]

The main board is the heart of the system. It integrates an Inertial Measurement Unit (IMU) and navigation processor.

Node Features:

- Backup battery, RTC for 2 weeks
- FRAM non-volatile high-speed memory
- 12x GPIO ports (3V)
- RS232, RS485, 2xCAN interfaces
- Redundant IMU (Gyro + Accelerometer + Compass + Pressure) MEMS MotionTracking Devices:
- MPU-6000 Gyroscopes and Accelerometers
- HMC5983 Magnetic Compass
- BMG160 Gyroscopes
- LSM303D Accelerometers and Magnetic Compass
- MS5611 Precision Micro Barometer Module
- Digital Microphone for ambient noise analysis

System features:

- Industrial CAN interface
- Extended temperature range -40..+80°C
- 4.5V...30V input power supply
- Power supply reverse-polarity protection (self-recoverable)

Capabilities:

Project : Korea Polar Research Institute
Type : IceAxe 585
Offer No. : ASSKOR -19001 Rev. No. : 1
Date : 24.05.2019 Rev. Date : 05.06.2019



- Altimeter
- Analog inputs
- Autopilot controls
- Auxiliary CAN
- CANopen
- Gimbal
- Inertial Measurement Unit
- Inertial Navigation
- Onboard data recorder
- Ports and controls
- Power monitor
- Real Time Clock
- Sensors redundancy
- Serial Ports
- Serial Protocols
- Virtual Machine

2.3.3 Datalink Radio Modem [mhx]

The telemetry data and command line are transferred to the GCU through this node.

The radio modem module used for data transmission between GCU and UAVs is Microhard's 900/400MHz OEM radio modem. The interface board has compact dimensions of the modem and is designed to provide power supply to the modem and to interface it to the CAN bus.

On the GCU side, the system uses the same modem hardware.

Node Features:

- 100 km LoS range
- 230 kbaud data rate
- 12x GPIO ports (3V)
- RS232, RS485, 2xCAN interfaces
- PC USB interface (USB powered)
- Bluetooth 4.0/BTLE radio

System features:

- Industrial CAN interface
- Extended temperature range -40...+80°C
- 4.5V...30V input power supply
- Power supply reverse-polarity protection (self-recoverable)

Capabilities:

- Antenna Tracking System
- Autopilot controls
- Auxiliary CAN
- Downlink
- Inertial Navigation
- Modem function
- Ports and controls
- Power monitor
- Radio
- Serial Ports
- Serial Protocols
- USB Interface
- Virtual Machine

2.3.4 Interfaces Controller [ifc]

This is an optional component and it can be used to extend APX system with additional interfaces.

Interface Controller Board contains a number of various interfaces and is used to interface APX system to servos, measure voltages, power control, input and output of different digital and analog signals. This board also contains a number of standard ports: 3V UART, RS485, RS232, CAN, 1-wire, i2c and others, which could be used to communicate with payload devices and to integrate standard avionics. The on-board software allows to extend autopilot system with any number of IFC boards connected to the same CAN network.

The built-in analog multiplexer is used to map logical signal to any of twelve physical ports of the board.

Some modifications of this node have power switches to control power lines, and also may include isolated RS232-485-422 and CAN interfaces.

Node Features:

- 12x general purpose input/output ports connected to the multiplexer:
- 8 analog inputs (4x high voltage)
- 2x CAN interfaces
- 2x UART TTL / RS-232 / RS-485 serial ports with controlled termination
- 1-wire interface
- 12x 5V drivers (GPO/PWM outputs)
- Power distribution switch 2 in 3 out
- Independent switched power output with integrated Step-Down converter (0.5A, +5V)
- Independent switched power output with integrated Step-Down converter (0.5A, +3.3V)

System features:

- Industrial CAN interface
- Extended temperature range -40..+80°C
- 4.5V...30V input power supply
- Power supply reverse-polarity protection (self-recoverable)

Capabilities:

- Analog inputs
- Autopilot controls

Project : Korea Polar Research Institute
Type : IceAxe 585
Offer No. : ASSKOR -19001 Rev. No. : 1
Date : 24.05.2019 Rev. Date : 05.06.2019



- Auxiliary CAN
- CANopen
- Inertial Measurement Unit
- Inertial Navigation
- OneWire interface
- Ports Multiplexer
- Ports and controls
- Power monitor
- Serial Ports
- Serial Protocols
- USB Interface
- Virtual Machine

2.3.5 **Airspeed and pressure sensor [cas]**

Airspeed Sensor - temperature compensated, high-accuracy sensor, connects to the pitot tube of the aircraft. This sensor is required for auto-landing and flights without GNSS.

Altitude sensor is integrated with accelerometers and complexed by MEKF to achieve 1 cm resolution and fast response for variometer.

Pitot Tube's heater control is equipped with ADC and power switch to stabilize the temperature.

Node Features:

- Pitot tube heater control circuit
- RS485 interface (NMEA, raw data)
- Temperature compensation (AT/RT)

System features:

- Industrial CAN interface
- Extended temperature range -40..+80°C
- 4.5V...30V input power supply
- Power supply reverse-polarity protection (self-recoverable)

Capabilities:

- Airspeed sensor
- Altimeter
- Analog inputs
- CANaerospace
- Pitot heater

2.3.6 GNSS Receiver [gps]

The board uses the latest concurrent reception of GPS/QZSS, GLONASS, BeiDou MAX-M8 module and a passive built-in antenna. There is no need for HF cables to the antenna and receiver.

There could be several GNSS devices connected to the same system, located on different sides of the UAV for reliability of navigation (f.ex. some VTOLs).

In addition, GNSS module has redundant Compass Module (3-axis magnetic field sensor) which can be used as a source for the AHRS (integrated to NAV node). This allows to avoid strong magnetic disturbances in sensitive applications (f.ex. Helicopters).

Includes additional Nine-Axis (Gyro + Accelerometer + Compass) inertial sensors.

System features:

- Industrial CAN interface
- Extended temperature range -40..+80°C
- 4.5V...30V input power supply
- Power supply reverse-polarity protection (self-recoverable)

Capabilities:

- GNSS Receiver
- Inertial Measurement Unit
- Antenna

2.3.7 Motor controller [servo]

This device controls generic actuator, and it is capable to control position, speed, torque and could be used to switch power lines.

System features:

- Industrial CAN interface
- Extended temperature range -40..+80°C
- 4.5V...30V input power supply
- Power supply reverse-polarity protection (self-recoverable)

Capabilities:

- BLDC motor control
- CANaerospace
- CANopen
- Encoder interface
- Motor control
- Ports and controls

2.3.8 USB-CAN Interface [ghanta]

This USB stick provides interface of AP CAN bus to the host PC.

System features:

- Industrial CAN interface
- Extended temperature range -40..+80°C
- 4.5V...30V input power supply
- Power supply reverse-polarity protection (self-recoverable)

Capabilities:

- Autopilot controls
- Auxiliary CAN
- Downlink
- Inertial Navigation
- Ports and controls
- Power monitor
- Serial Ports
- Serial Protocols
- USB Interface

- Virtual Machine

2.3.9 Emergency Rescue System [ers]

This device monitors emergency conditions and provides independent power to control parachute deployment.

Node Features:

- High-voltage charge-discharge circuit
- Pyro element testing circuit
- Power lines and networks data monitoring
- External trigger connection for independent radio receiver
- System features
- Industrial CAN interface
- Extended temperature range -40..+80°C
- 4.5V...30V input power supply
- Power supply reverse-polarity protection (self-recoverable)

Capabilities:

- Altimeter
- Auxiliary CAN
- CANaerospace
- Ports and controls
- Serial Ports
- Serial Protocols
- Virtual Machine

2.3.10 HID controller [jsw]

This device is used to build Ground Control interface panels with joysticks, buttons, etc. It connects ground modem with human controls hardware (buttons, displays, joysticks, handles etc.) and can control UAV in case the main PC with Ground Control software is failed.

Node Features:

- Digital inputs/outputs for keyboards and buttons
- Analog inputs
- Quadrature encoder interfaces
- Serial and USB ports
- System features
- Industrial CAN interface

Project : Korea Polar Research Institute
Type : IceAxe 585
Offer No. : ASSKOR-19001 Rev. No. : 1
Date : 24.05.2019 Rev. Date : 05.06.2019



- Extended temperature range -40..+80°C
- 4.5V...30V input power supply
- Power supply reverse-polarity protection (self-recoverable)

Capabilities:

- Analog inputs
- Auxiliary CAN
- Downlink
- Ports and controls
- Power monitor
- USB Interface
- Virtual Machine

2.4 ICEAXE 585 APX CONFIGURATION AND DESCRIPTION:

Following configuration of autopilot and its peripherals are listed for information purposes only. Final configuration to determine during the kick-off meeting and customer requirements.

2.4.1 Technical specifications:

- Operating temperature: -40°C to +80°C [-40°F to +176°F]
- IP rating: IP67
- Housing material: anodized aluminium alloy
- Connector: Amphenol
- Power supply: 5-27 V

2.4.2 Telemetry module specification (mbx):

- Frequency of telemetry link: 902-928 MHz with hopping frequency
- Telemetry TX power: 100mW – 1W
- Telemetry baud rate: 256 bps
- Telemetry range with directional antenna: ~100 km in LoS [62 mi]
- Telemetry modulation type: COFDM

2.4.3 Protection:

- Gated logic on all digital IO pins
- ESD protection
- Power supply reverse-polarity
- Distribution, including emergency power supply mode
- Power stabilization
- Onboard power control and monitoring
- Anti-Spoofing
- Anti-Jamming

2.4.4 CPUM interfaces:

- > 16x servo drivers (PWM outputs)
- 2x RPM sensor inputs (hall effect sensor)
- 1-Wire interface
- TTL UART interface
- RS-485 interface
- Controller area network – CAN Aerospace
- RS-232 interface
- 4x active-ground switched power output (4.7A, @ 27V, 68mOhm) or (3.7A, @ 20V, 68mOhm)
- 3x digital inputs (timing, level)

- 5x general purpose inputs-outputs (remappable on MCU)
- ADC
- Extendable CAN bus architecture with adding new IFC modules into the CAN bus allows to obtain 12 additional interfaces, quantity of IFC modules

2.4.5 Configuration:

The UAVOS AP control system to be installed under body.

For very high level of redundancy two autopilot systems to be installed and work in parallel mode. Therefore, each significant module has redundancy.

The following components are part of autopilot set (system) for one UAV:

P os	PN	Description	Qty	Weight unit kg.	Weight total kg.
	Airborne equipment				
a.	UAVOS	Central Processing unit (CPU) +INU	1	0,17	0,34
b.	UAVOS	Onboard Telemetry Unit +INU	1	0,1	0,2
c.	UAVOS	Data Processing Unit of Pitot Tube (DPU-PT)	1	0,18	0,36
d.	UAVOS	Pitot Tube with heating	1	0,05	0,1
e.	UAVOS	Interfaces controller (IFC)	1	0,08	0,16
f.	UAVOS	GNSS receiver with antenna +INU	1	0,09	0,18
g.	UAVOS	Onboard antenna (OA)	1	0,5	1
h.	UAVOS	Switch control (SWC)	2	0,4	0,8
i.	UAVOS	Power control module	1	1	1
j.	UAVOS	Flight recorder	1	0,06	0,06
k.	UAVOS	Payload control computer	1	0,3	0,3
l.	UAVOS	Emergency rescue system (ERS) (optional)	1	0,3	0,3
m.	UAVOS	Back-up power module	2	3	6
n.	OEM	Parachute activator (optional)	1	0,28	0,28
o.	UAVOS	Mounting Hardware	1	5,5	5,5
p.	UAVOS	CAN-HUB	4	0,18	1,08
q.	UAVOS	Engine control module	1	1	1
r.	UAVOS	Fuel distribution control module	1	0,3	0,3
s.	OEM	D/A Convertors EL	1	0,4	0,4
t.	OEM	D/D Convertors EL	1	0,4	0,4
u.	OEM	Laser altimeter	1	0,05	0,05
v.	UAVOS / OEM	Radio Altimeter	1	0,6	0,6
w.	OEM	Fuel level sensor	1	0,5	0,5
x.	OEM	Rotor speed sensor	1	0,01	0,01
y.	UAVOS	Sideslip sensor	1	0,18	0,36
z.	UAVOS	Angel of attack probe	1	0,18	0,36
aa.	UAVOS	Servo left flaperon	1	1,2	1,2
bb.	UAVOS	Servo right flaperon	1	1,2	1,2
cc.	UAVOS	Elevator servo	2	1,2	2,4
dd.	UAVOS	Rudder servo	2	1,2	2,4
ee.	UAVOS	Gas servo	1	1,2	1,2
ff.	UAVOS	Brake servo	1	1,2	1,2
gg.	UAVOS	Spoiler servo	1	1,2	2,4
hh.	UAVOS	Parachute servo (optional)	1	0,57	0,57
ii.	UAVOS / OEM	Iridium Back-up Telemetry	1	0,1	0,1

Project : Korea Polar Research Institute
 Type : IceAxe 585
 Offer No. : ASSKOR -19001 Rev. No. : 1
 Date : 24.05.2019 Rev. Date : 05.06.2019



jj.	OEM	Aircraft transponder	1	0,68	0,68
kk.	OEM	Emergency Siren	1	0,23	0,23
ll.		All required counter connectors	set		TBD
	Ground equipment	<i>(details below in proposal)</i>			
mm.	UAVOS	ARM-05 tracking telemetry unit (portable)	1	8,6	8,6
nn.	UAVOS / Getac X500	Portable ground control station (GCS)	1	5,2	5,2
oo.	UAVOS	Mobile GCU-Type A	1	5000	5000

Project : Korea Polar Research Institute
 Type : IceAxe 585
 Offer No. : ASSKOR -19001 Rev. No. : 1
 Date : 24.05.2019 Rev. Date : 05.06.2019



IFC



Onboard telemetry unit



Data Processing Unit



Central Processing Unit



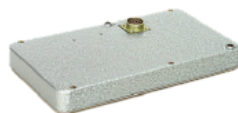
Sideslip



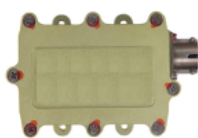
Onboard antenna (OA)



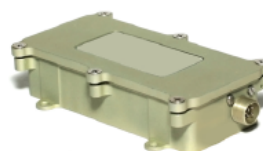
GNSS receiver



Radio Altimeter



Flight Recorder



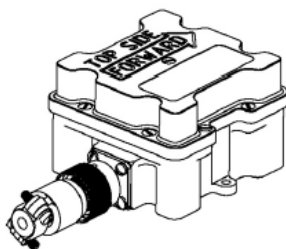
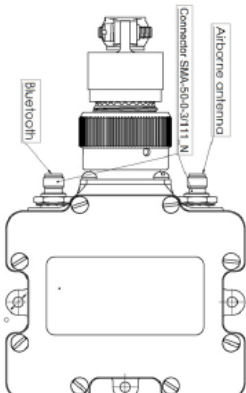
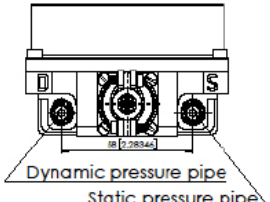
CAN-HUB

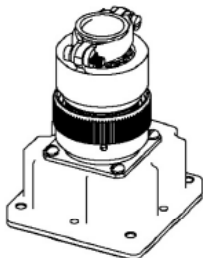
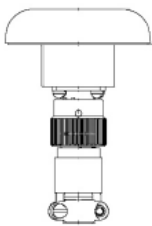


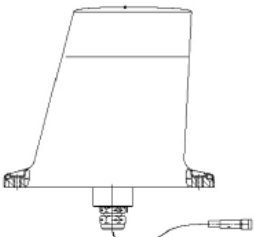
Power Distribution

All images scaled and for reference only.

2.4.6 Description of the most essential AP nodes:

Pos.	Description	Main features
1.	Central Processing Unit 	CPU is a heart of the AP system. It integrates an Inertial Measurement Unit (IMU), a magnetic compass, an onboard computer, and some additional microcontrollers. OS Linux Operating System, running on OMAP processor, CPU also controls the payload. The CPU module has one connector, the small connector. Features: Navigation processing and management, GNSS and INS/IMU microcontroller, two 3-axes accelerometers, three 3-axes gyros and one 3-axes magnetometers (compass). CAN bus connected. Dimensions: 129x47x71 mm Weight: 151 g Protection: IP67 Operating temperature: -40°C to +80°C
2.	Onboard telemetry unit 	Telemetry module is used for data transmission between GCU (Ground Control Unit) and the UAV. Emergency RC is conducted through RMM. The onboard and ground modems make data self-arbitrating. The Modem has a single CAN connector and two connectors one for the external aerial and one for Bluetooth antenna. The Bluetooth module, installed on Overo board, allows to manage system diagnostic through Secure Socket Shell (SSH) access. Features: Telemetry processing with integrated 928 MHz radio for telemetry link, single 3-axes accelerometer, 3-axes gyros and 3-axes magnetometer (compass). CAN connected. Dimensions: 122x35.5x76 mm Weight: 166 g Protection: IP67 Operating temperature: -40°C to +80°C
3.	 Data Processing Unit of Pitot Tube	Air Data system provides the information about dynamic and static pressures to the autopilot. Features: Pitot tube data processing and transmission. CAN connected. Integrated drying cartridges. Dimensions: 120x57x90 mm Weight: 234 g Protection: IP67 Operating temperature: -40°C to +80°C

4.	Pitot Tube (PT) 	Pitot Tube feeds the air pressure information to the DPU-PT for processing. Features: Static and dynamic with heating system. Dimensions: 216x17x11 mm Weight: 50 g Heater temperature: 150 C max Heater power consumption: 50W; Resistance of heater: 21 Om; Operating temperature: -40°C to +80°C
5.	Interfaces controller (IFC) 	Interface Controller contains a number of various interfaces and is used to interface APX system to servos, measure voltages, power control, input and output of different digital and analog signals. Features: CAN connected controller allows to make a smooth connection of literally unlimited number of servo drives and other peripheral devices, simply adding new IFC module into the CAN bus and get 12 additional interfaces. Dimensions: 80x53x54.7 mm Weight: 101 g Protection: IP67 Operating temperature: -40°C to +80°C
6.	GNSS receiver 	GNSS provides a navigation information to the autopilot, it also integrates a digital magnetometer as a backup for the main CPU magnetometer. Features: GPS/QZSS, GLONASS, BeiDou MAX-M8 receiver and a passive built-in antenna (U-blox), single 3-axes accelerometer, 3-axes gyros and 3-axes magnetometer (compass). CAN bus connected. Dimensions: 84x16x50 mm Weight: 67 g Protection: IP67 Operating temperature: -40°C to +80°C Beam width: 160 degrees
7.	CAN-HUB	Supports CAN bus extension.
8.	Angle of Attack Probe and Sideslip Probe	Designated sensors
9.	PSU (Power distribution, switch unit)	Support the safe power distribution architecture.

10.	Flight recorder	CAN connected the telemetry “black box”.
11.	Onboard antenna (OA) 	Telemetry antenna. Dimensions: 179x89x170 mm Weight: 300 g Protection rating: IP67 Operating temperature from: -40 to 65°C Input impedance: 50 Ohm Standing wave ratio: 1.4 Coefficient amplification: 4±1 dB Operating frequency band: 880...970 MHz Antenna pattern: horizontal circular
12.	Iridium emergency command line	Back-up telemetry link.
13.	Radio Altimeter	Designated sensor.
14.	Laser Altimeter	Designated sensor.

2.4.7 Main functions of the AP:

- Automatic control of a moving object (fully automatic navigation, including take-off and landing)
- Operating mechanisms control
- Engine control and servos control
- Semi-automatic control with automatic stabilization of a moving object
- Control of a moving object in emergency mode
- Payload control
- Payload feedback
- Telemetric receipt and transfer between control GCU and moving object
- Ground simulation mode – a simulator
- Operator training in flight simulator with A/C virtual model downloaded
- Pre-flight a/c and flight assignment testing
- Multi-scenarios automatic emergency response and management
- Distribution, including emergency power supply mode
- On-board power monitoring
- 1000+ waypoints capacity
- Real time mission plan changing
- Smart return-home function (adjustable)
- Autonomous flight in absence of GNSS signals

2.4.8 Payload control module

The signal exchange between the control system and payload (i.e. LiDAR, EO or IR cameras) is provided using Ethernet or another agreed connector type.

The standard connection is provided using next interfaces:

- 1-wire
- RS 232
- RS 485
- TTL UART
- CAN bus

All available data will be transmitted as raw data, the data processing is excluded.

The system includes:

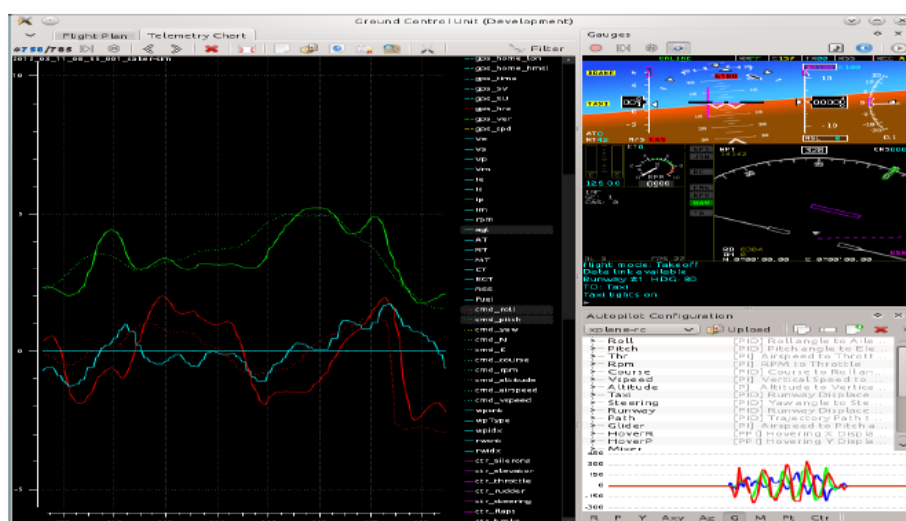
- Ethernet or another agreed connector type
- Power supply (12V / 150-xW flexible)
- Convertor board protection
- Agreed type of control connectors

2.4.9 Control System, Remote Monitoring & Diagnostic Software



Control system's interface is designed for automated preparation, input and control of UAV flight plan execution, operation with telemetry information, adjustment of equipment and UAV flight control in various operational modes.

- Control of all drone's parameters from the moment of switching-on the equipment both on the ground and in flight
- Real-time telemetry transfer to the ground control unit
- Data packet transfer when communication is reestablished
- Data recording on autopilot flash memory
- Easy telemetry analysis
- Flight review at the simulator for visualization of the A/C behavior aloft



2.4.10 UAV operator software main functions

- Execution of individual operations of UAV preflight preparation
- Preparation, input, storage and correction of UAV flight plan
- Transmission of flight plan data to UAV onboard control system
- UAV flight automatic control including correction of FP in the process of its execution
- UAV flight automatic control
- UAV manual control using a special manual manipulator
- Check of control command transmission from GCS to UAV
- Mapping of UAV position against ETM
- Reception, deciphering, displaying, storage and documenting of telemetry information (saving of a file on a storage device)

2.4.11 Description of a UAV operator interface

The main window is divided into the following panes:

- Central widget pane
- Right pane of docking
- Left pane of docking
- Lower pane of docking.

The content of central widget pane is always remained unchanged. The contents of side and lower panes of docking can be changed. To do this it is necessary to hover cursor over a module header and holding a left mouse button down to move the module to a required pane.

In the central widget pane there is a button for calling of the main menu.

The main menu comprises the following menu items:

- The “Sending Telemetry” item opens/closes a module of sending the telemetry information
- The “Autopilot Configuration” item opens/closes a module of autopilot settings
- The “Gauges” item opens/closes a module of operator’s command-navigation interface
- The “Compass” item opens a modal dialog box of magnetic compass settings
- The “Nodes” item opens a modal dialog box of UAV equipment settings
- The “System Configuration” item opens a dialog box of application settings
- The “Shortcuts Configuration” item edits a file of hot button settings
- The “Joysticks Configuration” item edits a file of joysticks settings
- The “Toggle Full Screen (F11)” item switches mode of application displaying
- The “Mandala Report” item opens a list of application variables
- The “Documentation” item opens electron reference data at the address:
<http://wiki.uavos.com> (Internet connection is required)
- The “Exit” item terminates application work.

2.4.12 The modal dialog box of magnetic compass settings (Compass)

This dialog box is designed for calibration of a magnetic compass.

The box is divided into three panes such as areas of setting of each magnetic compass axis.

The “Trace” flag switch enables reading of the magnetic compass data in real-time mode. The “Clear” button clears setting areas and on default indicates the values of coefficients.

Next table presents setting parameters of a magnetic compass.

Setting parameter	Description
bX	X-axis magnetometer value
bY	Y-axis magnetometer value
bZ	Z-axis magnetometer value
sX	On-X scale magnetometer value
sY	On-Y scale magnetometer value

sZ	On-Z scale magnetometer value
----	-------------------------------

2.4.13 The application settings are classified into the following categories:

“Communication” (Connection settings):

- The “Port” setting of selecting the USB-port of ground modem switching
- The “Baudrate” setting of data transmission rate

“Graphics” (ETM displaying settings):

- The “OpenGL acceleration” setting of switching of “OpenGL” acceleration
- The “Smooth map panning” setting of smoothing of map panning
- The “Antialiased plot curves” setting of removal of line and curve displaying aliasing
- The “Smooth UAV Trace” setting of smoothing of UAV flight trajectory path

“Google Map” (Settings of “Google Maps” operation):

- The “maps.google.com version” setting of version of Google maps
- The “KML Server port” setting of KML server port (*KML* File format is used for displaying of “Google Maps” service geographical data). This setting is intended for operation in simulation mode.

“Network” (Settings of switching to another GCU):

- “Modem Host”
- “HTTP Proxy”

“Instruments”:

- The “Airspeed in km/h” setting of switching of airspeed value display in km/h (airspeed values are displayed in m/s on default)

“System” (System settings):

- The “Text Editor” setting of selection of text editor used by the program (on default)

2.4.14 Module of operator’s command navigation interface

The module of operator’s command-navigation interface (next Figure) is opened/closed with the aid of the “Gauges” item of the main menu.



This module is designed for displaying the readings of navigation instruments and indicators as well as for operation with a command line.

The tool bar is located in the upper area of the module. The instrument panel is located in its middle area. In the lower area there is a command line of application.

Tool bar:

The tool bar of operator's command-navigation interface is designed for operation with recording of telemetry files, operation with application sounds and test check of tool bar operation.

The tool bar includes the following buttons:

- The "Record telemetry" button switches on/off the telemetry information records. On switching-on of telemetry information recording the button is remained pressed up to the moment of completing the recording.
- The "Create a New file" button creates a new file of telemetry information. On pressing this button, a current file of telemetry information is saved with subsequent starting of recording the telemetry information in a new file.
- The "Discard current file" button discards a current file of telemetry information.
- The "Auto Recording" button switches on/off the condition of automatic starting of telemetry information recording. The pressing of this button allows automatic switching-on of telemetry information recording at the speed of aircraft movement above 5 m/s. The recording of telemetry information is switched off with the aid of the "Record telemetry" button or upon completion of application work.
- The "Enable Sound" button switches on/off the reproduction of sound signals.
- The "Enable Speech" button switches on/off the reproduction of voice commands.
- The "Test" button switches on/off the test check of instrument panel operation. This button does not operate with a connected UAV.

On hovering a cursor over any bar button, a bubble help with the name of a button appears.

2.4.15 Flight simulator “XPlane”:

The ground control station connects to the aircraft simulator XPlane. This allows to conduct a full cycle of autopilot settings and tests before the real flight and integration.

3 SENSORS, TRANSMITTERS AND TRANSDUCERS

The following components are part sensors' set:

- Radio altimeter
- Laser altimeter
- Fuel level sensor (232/485)
- Rotor speed sensor
- Other engine sensors
- Air Speed: Pitot tube + processing unit
- Angle of sideslip transmitter (AOS)
- Angle of attack sensor (AOA)

3.1 ENGINE SENSORS

Engine sensors provide analog data signals about the engine state such as exhaust temperature, cooling liquid temperature, piston heads temperature, oil pressure, oil temperature and RPM.

3.2 RADIO ALTIMETER

The radio altimeter provides the altitude information (with an accuracy of 0.5 m.) to the autopilot at a low altitude for the accurate automatic landing. The altimeter is installed on the fuselage bottom surface.

This advanced radar altimeter module is a self-contained device consisting of a 24 GHz (nominal) radar sensor transmitting a low power beam to the ground. The sensor then captures all reflections within its area of coverage. The applied radar principles allow the module to accurately determine the height of the UAV above the surface of the sea or ground over which it is flying. Able to work at high forward and vertical speeds, the unit is relatively insensitive to changes in air vehicle attitude:

Supported pitch: -20 to +20 degrees

Supported roll: -20 to +20 degrees

The unit has an extremely robust design and is maintenance-free. It is able to operate in adverse weather and visual conditions. The entire unit is rugged and watertight, conforming to the requirements of IP67. Built-in test and diagnostic functions.



Specifications:

3.2.1 Physical

- Weight 350 g (without antenna)
- Dimensions 110 x 99 x 29mm (4.33 x 3.89 x 1.14in)
- Enclosure Rugged, watertight casing conforming to IP67
- Performance
- Altitude range 0.5 to 500 meters (1.64 to 1640ft)
- Altitude accuracy 0.5 meters or 3% of indicated altitude
- Update rate 60Hz (time between updates <17ms)

3.2.2 Operating Environment

- Temperature -40°C to +85°C
- Shock/vibration 110gms / 149gms
- Transport altitude 0-10.000m (0-32,800ft)
- General
- Operating frequency 24.0 to 24.25GHz
- Transmit power 16 dBm
- Power supply 7 to 32 VDC
- Power consumption: 3.7 W
- Connector 8 Pin plug (Binder series 712)

Note: Due to continuous process improvement, specifications are subject to change without notice

3.3 LASER ALTIMETER

The radio altimeter provides the altitude information (with an accuracy of ± 20 mm.) to the autopilot at a low altitude for the accurate automatic landing. The altimeter is installed on the fuselage bottom surface.

3.3.1 Principles of Operation:

The laser sensor is a time-of-flight sensor that measures distance by a rapidly-modulated and collimated laser beam that creates a spot on a target surface. Components of the reflected light

signal are collected by a lens and focused onto a photodiode within the sensor unit. The reflected light returns with a shift in phase compared with the reference signal. From the amount of phase shift, a required distance is calculated with good accuracy. The distance is transmitted through serial communications or analog outputs. The device monitors the distance to (and speed of) objects in motion. The standard model has a range of 300 m to natural surfaces with 90% reflectance. A visible sighting laser beam is used to aim the sensor.



3.3.2 Features:

- The sensor is designed for industrial environments with NEMA-4, IP67 enclosure ratings
- Data outputs are serial RS232, RS422, CAN (optional) and current loop 4-20 mA signals
- The sensor measures from 0 to 300 m without the use of reflective targets
- The accuracy of the measurement is typically +/-20 mm
- The sensor has a Class 2 visible laser diode for simple aiming and setup

3.3.3 Performance:

- | | |
|---|--|
| • Span to 90% reflectance targets (white) | 0.5 - 300 m [20 in.- 980 ft.] |
| • Span to 10% reflectance targets (dark) | 8 - 200 m [26 - 650 ft.] |
| • Accuracy | +/- 20 mm [0.79 in.] at 100 Hz |
| • Accuracy | +/- 60 mm [2.36 in.] at 2000 Hz |
| • Resolution | 1 mm [0.04 in.] |
| • Sample rates | 2000 Hz maximum, or sample trigger |
| • Laser (measuring) | 905 nm, Infrared, Class 1, IEC/EN60825 |
| • Laser (aiming - can be disabled) | 635 nm, Visible Red, Class 2 |
| • Laser divergence | 1.7 mrad |
| • Outputs | serial RS232 full duplex, RS422 |

3.3.4 Environmental:

- | | |
|--------------------------|--|
| • Operating Temp | -40 to 60 °C [-40 to 140 °F] |
| • Environmental | NEMA – 4, IP67 |
| • Power | 10 - 30 Volts DC, 170 - 500 mA |
| • Draw Heater operation: | 24 Volts DC, 11.5 W |
| • Shock & Vibration | Shock (single): 500g / 1ms, DIN ISO-9022-30-08-1 |
| • Shock (continuous): | 10g / 6ms / 1000x in all 6 directions |

Project : Korea Polar Research Institute
 Type : IceAxe 585
 Offer No. : ASSKOR -19001 Rev. No. : 1
 Date : 24.05.2019 Rev. Date : 05.06.2019



- Vibration: 10 Hz ... 2000 Hz ... 10 Hz / 0.075 mm / 1g

3.3.5 Physical

- Weight (less cable) 850 grams [1.9 lbs.]
- Enclosure Alloy
- Dimensions 103x57x135 mm

3.4 AIR DATA SYSTEM

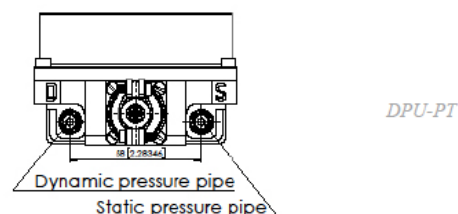
Air Data system provides the information about dynamic and static pressures to the autopilot.

There are two main components in the system:

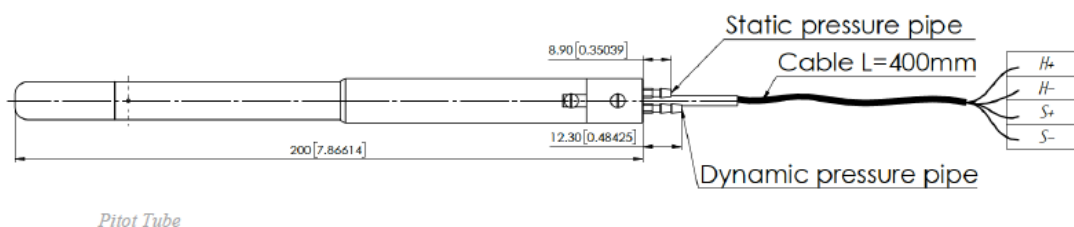
- Dynamic / Static probe (pitot tube)
- DPU-PT (Data Processing Unit of the Pitot Tube)

Data Processing unit of Pitot Tube feeds the air data information in a real time to the autopilot CPU via CAN interface. The DPU-PT has a provision for removing moisture from the pressure lines, it is achieved with the drying agent containers built in between the pressure's inlets and pressure sensors.

- Heated Pitot Tube with drying cartridge (static + dynamic)
- Heated Pitot Tube with drying cartridge (static + dynamic)

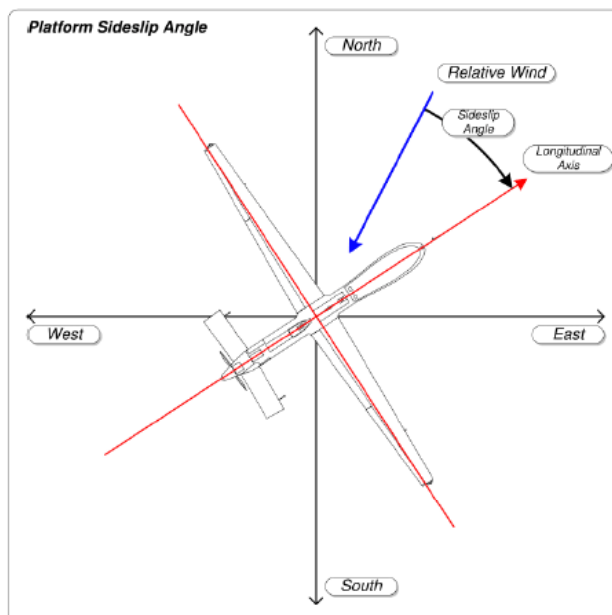


Heated Pitot Tube (static + dynamic) feeds the air pressure information to the DPU-PT via pipes for processing. The Pitot has a provision for heating to avoid an icing inside the inlet plenum of pitot system.



3.5 ANGLE OF SIDESLIP TRANSMITTER

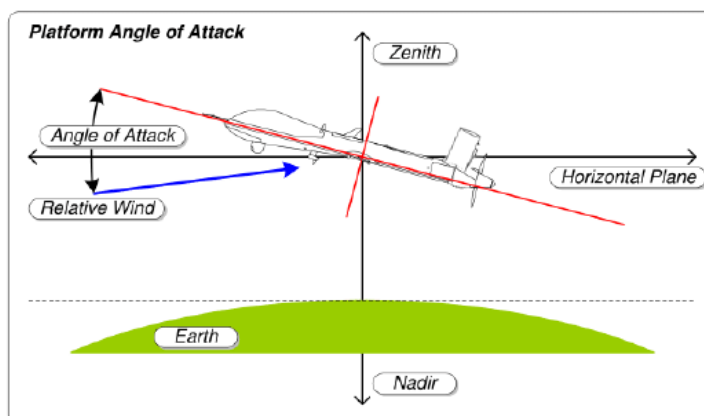
Required to measure the UAV displacement of the aircraft centerline from the relative wind, rather than from a reference axis. The rate of change of yaw angle, manifested as how fast the nose of the UAV is moving across the horizon. Yaw rate is measured in degrees/second.



3.6 ANGLE OF ATTACK SENSOR

Precise, reliable measurement and display of Angle of Attack (AOA) from takeoff to landing can substantially improve aircraft performance as well as assure a safe operating margin above stall speed.

Angle of attack specifies the angle between the chord line of the wing of a UAV and the vector representing the relative motion between the UAV and the atmosphere. Since a wing can have twist, a chord line of the whole wing may not be definable, so an alternate reference line is simply defined.



4 SERVO DRIVES

The following servo drives are part servo kit:

- Servo left aileron -1 pc.
- Servo right aileron – 1 pc.
- Servo right flap – 1 pc.
- Servo right flap – 1 pc.
- Elevator servo – 2 pc.
- Rudder servo – 2 pc.
- Gas servo – 1 pc.
- Brake servo – 1 pc.
- Spoiler servo – 2 pc.

Mentioned above servos are based on UAVOS SD-01 & SD-04 Servo Drives.

4.1 SD-01 ROTATING TYPE SERVO

Technical characteristics:

- Temperature range: $-40^{\circ}\text{C}..+70^{\circ}\text{C}$
- Dimensions: Length 228 mm, width 105 mm, height 55 mm
- Weight: 1.598 kg
- IP rating: IP66
- Connector type: SNC23-7/18R-6-V (6-pins)
- Power supply: 12/24V
- Fixing type: intermediate bracket

Interfaces:

- RS-485
- CAN
- PWM

Features:

- ESD protection
- Reverse polarity protection



Servo drive condition monitoring:

- Temperature of the board power stage
- Amperage
- Voltage
- Data from the absolute encoder

Modifications:

• Reduction:	20:1	80:1	160:1
• Torque, N·m (nominal):	3.64	14.56	20.00
• Speed at rated load, rpm:	262	65,5	32,75

4.2 SD-04 PUSH-ROD TYPE SERVO

Technical characteristics:

- Temperature range: -40°C..+90°C
- Dimensions: Length 336 mm, width 88 mm, height 67 mm
- Weight: 1.644 kg
- IP rating: IP67
- Connector type: NorComp 967-015-CAP (5-pins)
- Power supply: 24 VDC
- Power consumption: 30A max
- Fixing type: intermediate bracket
- Stroke: 100 mm

Interfaces:

- RS-485
- CAN
- PWM



Features:

- ESD protection
- Reverse polarity protection

Servo drive condition monitoring:

- Temperature of the board power stage
- Amperage
- Voltage
- Data from the absolute encoder

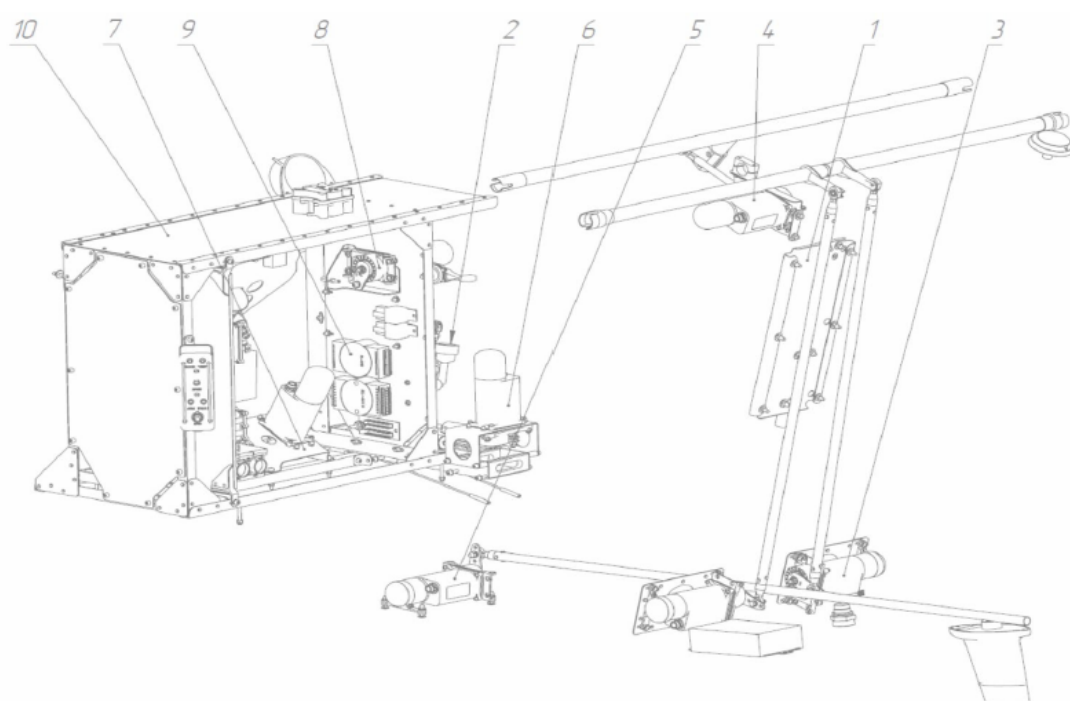
Performance:

• Rated push load, N	1000
• Rated pull load, N	1000
• Speed, mm/s:	80

5 MOUNTING HARDWARE

The following components are used for mounting:

- Mounting Hardware
- Equipment rack
- Wiring racks



6 BALLISTIC EMERGENCY LANDING SYSTEM (ERS)

IceAxe 585 is equipped with a recovery system, it can be deployed automatically by the AP (in case of total power loss) or manually by an UAV operator.

The GRS rocket charged parachute rescue system provides you with a chance to rescue UAV from an unexpected situation.

The system is placed inside a durable cylinder mounted on the right hand side of the baggage compartment. Inside this cylinder is the parachute which stored inside a deployment bag with a rocket engine underneath.

This brand new design deploys a canopy that is not gradually drawn from the container, exposed to distortion by air currents, but it is safely open after 0,4 to 0,7 seconds in distance of 15-18 meters above the aircraft. It is carried there in a special deployment bag, which decreases the risk of aircraft debris fouling the canopy.

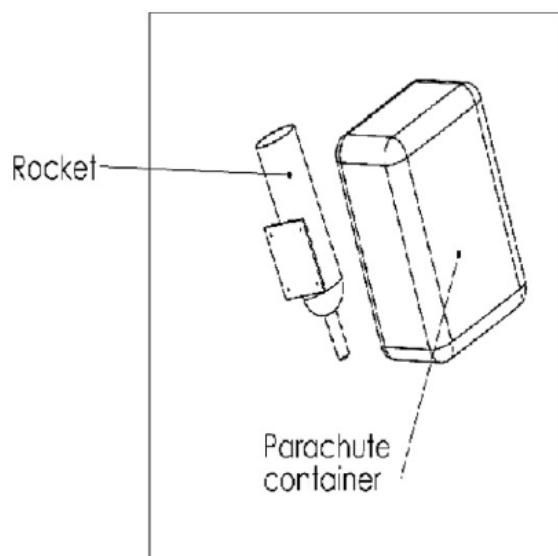
After being fired, the man canopy is open and fully inflated in about 3-7 seconds.

Typical situations for use of the parachute rescue system are:

- structural failure
- mid-air collision
- loss of control over aircraft
- engine failure

Recovery system consists of four main components which are:

- Parachute container
- Rocket
- Actuating mechanism
- ERS system



6.1 PARACHUTE CONTAINER

Parachute container is of a soft type. Data about the last servicing and manufacture is displayed on the container. Container is attached to a structure with an aid of two tubes running between the third and second bulkheads.



6.2 ROCKET

Rocket provides a reliable mean of deploying the parachute. Rocket is attached with for screws to the half bulkhead.

6.3 ACTUATING MECHANISM

Actuating mechanism provides a reliable actuating of a rocket propellant. The mechanism uses a single servomechanism in order to pull the bouden cable which pressure ignites the single squib and provide an ignition for the rocket.

Actuating mechanism has a provision for operational test on the ground. It is achieved by pulling out a safety pin out of the actuating horn, however it should be remembered to insert the pin back before the flight.

6.4 SPECIFICATION

Technical characteristics:

- | | |
|---------------------------------|-----------------------|
| • Maximum permitted load | 600 kg |
| • Maximum Speed (VNE) | 350 km/h |
| • Rescue system weight | 12.3 kg (with rocket) |
| • Dimensions (l x w x d) | 440x280x230 mm |
| • Opening time at maximum speed | 6.5 s (VNE & MTOW) |
| • Maximum opening dynamic shock | 32 kN (at 250 km/h) |
| • Maximum opening dynamic shock | 26.9 kN/G (at VNE) |
| • Descent with maximum load | 7.8 m/s (at 1500 m) |

Canopy:

- | | |
|--------------------|--------------------|
| • Area | 115 m ² |
| • Nominal diameter | 10.6 m |

Ballistic device:

- | | |
|---------------------------------|------------------|
| • Rocket engine type | MK4 Dual Primer* |
| • Stationary rocket engine pull | 930 N/sec 94 kg |
| • Burn time at -40 +60°C | 1 ±0,2 s |
| • Cycle exchange | 6 year |

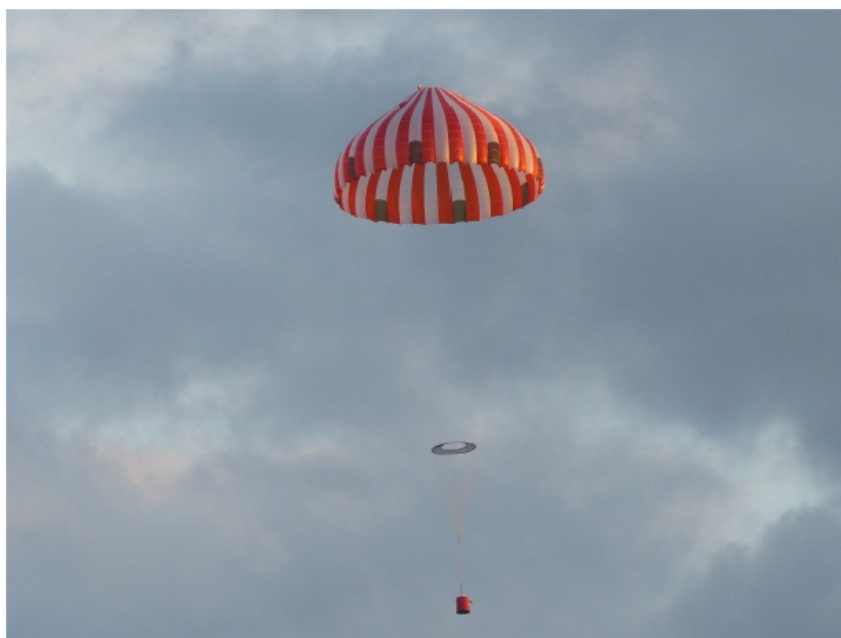
Features:

- Temperature range: -40°C..+60°C
- Minimum parachute deployment height: 600 meters (depends on conditions and speed)

Project : Korea Polar Research Institute
Type : IceAxe 585
Offer No. : ASSKOR-19001 Rev. No. : 1
Date : 24.05.2019 Rev. Date : 05.06.2019



- Low tendency of oscillation;



7 EMERGENCY BEACON AND DIRECTION-FINDING RECEIVER

This system allows to find the lost UAV in case of emergency (uncontrolled) landing or equipment failure.

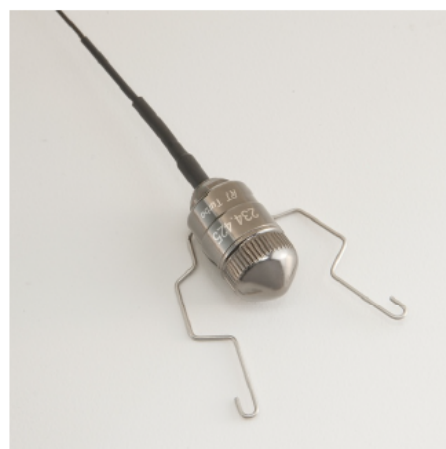
The following components are part of the system:

One beacon and one receiver included in the single set.

7.1 Aircraft emergency beacon

Turbo is the most powerful and advanced compact transmitter ever made.

In Turbo Mode, it gives a signal with over four times the power yet uses the same three volt 1/3N lithium battery, providing twice the range of the PowerMax. Based on the latest technology and best materials, the Turbo is the most reliable transmitter ever made by Marshall Radio. Nothing offers greater protection for long ranging applications!



The Most Range Possible

The Turbo gives the most range of any sub-compact transmitter, anywhere in the world.

Using the latest in gallium arsenide junction semi-conductors combined with Schottky heterojunction transistors and high linearity amplifiers to create a new Turbo Mode, this transmitter gives more than double the range of the PowerMax (long the high water mark in long range performance).

Project : Korea Polar Research Institute
 Type : IceAxe 585
 Offer No. : ASSKOR -19001 Rev. No. : 1
 Date : 24.05.2019 Rev. Date : 05.06.2019



Marshall RT Turbo	
Body Size (Dia)	.540"
Weight	9.2 g [0.02 lb]
Std. Duty Cycle	50ms 60ppm
Apollo 13 Activation Time (H)	16
Operating Temperature	-40°F to +150°F (w/ new battery)
Range	9 to 100 miles, depending on type of terrain and obstructions.
Battery Life (Approx.)	9 days continuous (DL 1/3N)
Relative Power	+17db
Antenna Length	13"
Warranty	10 years
Mag Switch	Standard
Low Battery Warning	Timer and Voltage

Field Marshall Digital Tracking Receiver:

The Field Marshall FM-UHF500 covers one entire 500-433 MHz band and utilizes the rugged and proven full size yagi antenna. Since this receiver doesn't rely on crystals to determine the frequencies it can cover, we're were able to give it much more capacity. An all-digital circuit allows the same receiver to pick many frequencies in the 433 or 434 MHz bands. Coverage is continuous from .000-.499 on either 434 or 433 MHz. Allowing many transmitters combinations.

The Field Marshall direction finding receiver is used to locate and recover an asset by pointing the integral directional antenna in the direction of the strongest signal and moving toward it until the target containing the transmitter is found.

The receivers are 'channelized' for simple operation, where each transmitter has a specific frequency for easy identification.

Two models of Field Marshall receiver are available. Both receivers incorporate the same collapsible three-element directional yagi antenna into a one-piece, lightweight and portable design. The three element yagi antenna design provides pinpoint accuracy and quick direction to target in locating a downed UAV.

Marshall receivers are housed in a rugged case machined from aircraft aluminum to shield receiver electronics from abuse and unwanted signals from all other sources. Control panels are back-lit with red light to protect the user's night vision during after-dark operations.



8 IRIDIUM SATELLITE DATA TRANSMISSION SYSTEM

Provides the unlimited telemetry range in BLoS within the satellite coverage area.

Used as a back-up and long-range solution for telemetry transmission.

Includes only the airborne parts. Internet connection or ground satellite receiver is required. IP based.

8.1.1 Iridium satellite data transmission system

Provides the unlimited telemetry range in BLoS within the satellite coverage area.

Used as a back-up and long-range solution for telemetry transmission.

Includes only the airborne parts. Internet connection or ground satellite receiver is required. IP based.

The following components are part of sat communication system:

- 9602 Kit
- SBD Modem
- Wiring harness
- Built in Antenna

Environmental Specifications

- Temperature range: -40°C..+85°C
- Operating Humidity Range: $\leq 75\%$ RH

RF Parameters

- Frequency Range: 1616 MHz to 1626.5 MHz
- Duplexing Method: TDD (Time Domain Duplex)
- Input/Output Impedance: 50Ω
- Multiplexing Method: TDMA/FDMA

DC Power Input

- Idle Current (average): 45mA
- Idle current (peak): 170mA
- Transmit Current (peak): 1.3A
- Transmit Current (average): 140mA
- Receive Current (peak): 170mA
- Receive Current (average): 40mA
- SBD message transfer – average current: 150mA
- SBD message transfer – average power: ≤ 0.8 W



9 RUGGED PORTABLE GROUND CONTROL STATION (PGCS)

Command module for Autopilot AP systems based on rugged industrial computer. Used as a portable ground control station in combination with ground telemetry unit.

The Portable Ground Control Station 3 (PGCS-D) is a secure computer with pre-installed software intended to monitor and control the unmanned vehicles and to display the video feed from the platform in real time. In addition to the standard keyboard, PGCS is equipped with dock-station to control the platform and the payload. It is designed for simultaneous operation by the aircraft and the payload operators.

Features:

- Equipment for communication and control
- Unmanned aerial system operator and payload operator HMI
- Industrial joysticks and switches for manual control
- Preinstalled AP and other required software
- Communication interface for tracking antenna system

Functionality:

- Real-time telemetry information from the UAV/platform
- Payload control
- Reception, recording, storage and playback of payload information with real time display
- Control of flight modes and payload operation
- Preparation and upload of the mission
- Real-time platform health monitoring
- Preflight and post-flight inspection
- Registering target coordinates
- Flight mission control
- Flight mission protocol logging
- Flight mission simulation

Technical characteristics of laptop:

- Temperature range: -20°C..+55°C [-4°F to +131°F]
- Dimensions: 410 x 290 x 65 mm [16.1 x 11.4 x 2.5 in]
- Weight: 5.2 kg [11.4 lb] (weight varies by configuration and manufacturing process)
- Built from: magnesium alloy
- Battery: Li-Ion smart battery (8700mAh)
- IP Rating: IP65
- Certified standards: MIL-STD 810G, MIL-STD-461F

Project	: Korea Polar Research Institute		
Type	: IceAxe 585		
Offer No.	: ASSKOR-19001	Rev. No.	: 1
Date	: 24.05.2019	Rev. Date	: 05.06.2019



- 15.6 inch full HD display
- 3.0 GHz Intel Core i7 dual core processor
- Optional resistive touch screen
- SSD: 512 Gb
- RAM: 8 Gb

Technical characteristics of dock-station:

- Weight: 4.3 kg [9.47 lb]
- Dimensions with laptop: 656 x 332 x 110 mm [25.8 x 13 x 4.3 in]
- Built from: alloy
- 11 function buttons
- 2 rotary controls
- 2 switches
- Payload joystick
- UAV joystick
- Accelerator joystick
- Battery status indicator



«UAVOS H.»

«Ice 585» 73

10 GROUND TELEMETRY UNIT / TRACKING ANTENNA (ARM-05)

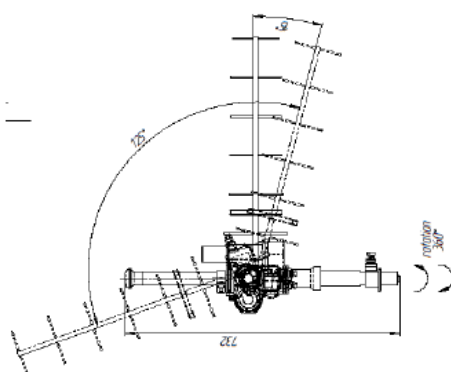
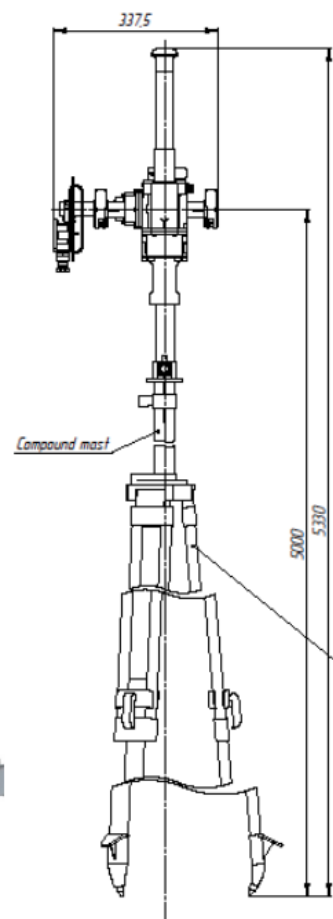
Set of equipment that allows to reach significantly longer telemetry link distance. Automatically follows the azimuth and elevation of UAV allowing stronger 2-way communication with airborne modem. Synchronized with autopilot, video modem and all UAVOS GCSs.

Set includes:

- Mast with 2-axes tracking mechanism
- Integrated telemetry command modem
- Integrated compass and GPS
- Directional antenna for telemetry
- Power adapter AC\DC 110-230 ACV or 12 VDC (on request)
- All required wiring and connectors

Technical characteristics:

- Maximum weight: 13 kg [28.66 lb]
- Mast height: 5.33 m [17.48 ft]
- IP67
- Fully automatic tracking
- Azimuth 360° / Elevation 125°
- Telemetry command line range (<100 km [62 mi] in LoS)
- Frequency: 902-928Mhz hopping frequency
- Data transfer rate - 256
- Video antenna installation



11 PAYLOAD INTEGRATION SERVICES

Customers payload integration and installation – details to be discussed

- Mission Computer
- IPR with 6 antennas
- LiDAR
- Hyperspectral Module
- SAR
- Meteorological Sensor
- Cesium Magnetometer

12 CONTAINER FOR TRANSPORTATION AND STORAGE 20"

- Heating system
- Logements (support assembly)
- Details to be discussed

OPTIONAL EQUIPMENT DESCRIPTION

13 MOBILE GROUND CONTROL UNIT TYPE A

The mobile command and transport module of the unmanned aerial complex is designed to provide:

- Space for allocation of the communication and control equipment
- Two workplaces for the unmanned aerial system operator and the payload operator
- Directional antenna for telemetry and control communications (100 km* [63 mi])
- Directional antenna for video and data communications (70 km* [43 mi])
- Equipment for technical support of unmanned aerial system (transport module)

*For longer transmission ranges refer to the relevant clauses of this proposal.

Technical characteristics:

- Based on 20 feet transport container
- Temperature range -40°C..+55°C [-40°F to +131°F]
- Integrated climate control cooling and heating
- Inside temp. 22°±2°C [71°F °±2°F]
- Dimensions: Length 6050 mm, width 2434 mm, height 2585 mm
- Dimensions: Length 238 in, width 95.8 in, height 101.7 in
- Weight: 5000 kg [11000 lbs]
- Transportation truck or trailer
- Integrated Generator 15 kW.
- Autonomous operating time 48 h.
- Automated work stations 2+1
- 24'' touch screen displays 2
- Restroom, kitchen, rest place 1
- Auxiliary transformer 220/24V
- UPS 24V/60A and 220V/2kW
- Iridium Sat Modem for Telemetry 1

Project	:	Korea Polar Research Institute	
Type	:	IceAxe 585	
Offer No.	:	ASSKOR-19001	Rev. No. : 1
Date	:	24.05.2019	Rev. Date : 05.06.2019



Project : Korea Polar Research Institute
Type : IceAxe 585
Offer No. : ASSKOR -19001 Rev. No. : 1
Date : 24.05.2019 Rev. Date : 05.06.2019



Project : Korea Polar Research Institute
Type : IceAxe 585
Offer No. : ASSKOR -19001 Rev. No. : 1
Date : 24.05.2019 Rev. Date : 05.06.2019



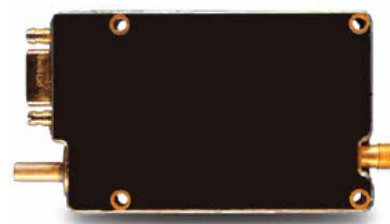
*truck is out of scope

14 AIRCRAFT TRANSPONDER

The following components are part of transponder system:

Aircraft Transponder

- Aircraft transponder Mode S w\ ADS-B Out & GPS
- Transponder monopole antenna
- External GPS antenna
- Cables set



Mechanical:

- Operating range: -20°C..+55°C
- Operating Humidity Range: ≤ 95% (non-condensing)
- Weight: 147 g
- Dimensions: length 102 mm, width 47 mm, height 26 mm

RTCA Compliance:

- Transponder Performance Standard: DO-181E, level 2els, Class 1
- ADS-B Performance Standard: DO-260B, Class BO

Transmitter:

- Receive Sensitivity: -74 +/- -3 dBm
- ADS-B IN Sensitivity: N\A
- Mutual Suppression: no
- Transmit Power: 250 watts

Input Power:

- Power consumption: 1 watt (stand by) \ 14 watts (max ON&ALT)
- Voltage: 10-32V

15 DIGITAL VIDEO DATA LINK S-BAND UAV TACTICAL

Set for long range data transmission

Scope of Airborne:

- Modem
- Amplifier
- LNA filter
- Two antennas



Scope Ground:

- Ground modem
- Antenna tracking station
- Ground amplifier (part of tracking station)
- Ground filter (part of tracking station)
- Duplexer (part of tracking station)
- Ground parabolic antenna (part of tracking station)



All cables, connectors and power supply are included.

RF Frequency

- User selectable in 500 kHz steps
- Default 2200 to 2500 MHz (S-band)
- Optional L/S band 1700 to 1850 MHz (L-band)
- Optional 4400 to 4950 MHz (lower C-band)
- Optional 5250 to 5850 MHz (upper C-band)
- Optional RF Frequency C-band feature RX and TX in 4400 to 4800 MHz band
- RF Bandwidth, scaled with modulation <12 MHz at -20 dBc, <24 MHz, -50 dBc at 10 Mbps
- Operating range 200* km [124 mi] in line of sight

*The range depends on ambient conditions, electromagnetic situation, radio interference within the area.

Data Link

- Modulation: Gaussian-filtered Minimum Shift Keying (GMSK). User-selectable modulation bit rates from 50 kbps to 11 Mbps in 1 bps increments
- Optional Encryption: AES-256

Project : Korea Polar Research Institute
 Type : IceAxe 585
 Offer No. : ASSKOR -19001 Rev. No. : 1
 Date : 24.05.2019 Rev. Date : 05.06.2019



- Dynamic allocation of bandwidth transporting any combination of: Compressed Video (1 to 4 channels H.264)
- IP Data
- Automatically adjusts video bit rate to fill available multiplex bandwidth

Environmental

Airborne System

- Cooling by conduction to the mounting baseplate
- Operating Temperature -20° to +70° C baseplate [-4°F to +158°F]
- Non-operating Temperature -40° to +85° C [-40°F to +185°F]
- Altitude 70,000 feet [21 km]
- Humidity To 95% non-condensing
- Shock and Vibration Consistent with fixed-wing and helicopter environments
- Submersible in 1 meter water

Ground System

- Fanless chassis
- Operating Ambient 0° to 60° C Air Temperature [32°F to +140°F]
- Non-operating Temperature -40° to +85° C [-40°F to +185°F]
- Vibration consistent with mobile shelter installation and operation
- Submersible in 1 meter water

Physical Characteristics

Size

- Airborne unit (LxWxH) 190 x 127 x 45 mm [7.5 x 5 x 1.8 in.]
- Ground unit (LxWxH) 200 x 266 x 81 mm [7.9 x 10.5 x 3.2 in.]

Weight

- Airborne unit 1.45 kg [3.2 lb]
- Ground unit 3.8 kg [8.5 lb]

Power

- Airborne System 28 VDC +/-4 VDC
- Ground System 28 VDC +/-4 VDC

16 GSG-185-FHD-XGA (R) GYRO-STABILIZED, BIAxIAL GIMBAL*

Gyro-stabilized two-axis gimbal with integrated 30x Optical Zoom Full HD (1080/ 60p) Block Camera, Thermal LWIR 1024x768 camera, Laser rangefinder 2500 m [8200 ft] and GPU (Graphics Processing Unit). The optoelectronic onboard unit is designed to perform complex missions and is ideally suited for a wide range of applications, including prospecting, surveillance, rescue missions, maritime operations, object tracking, targeting and mapping.

16.1 GIMBAL

Technical characteristics:

- Temperature range: -40°C..+50°C [-40°F to +122°F]
- Dimensions: 200x200x322 mm [7.87x7.87x12.67 in]
- IP Rating: IP65
- Weight 3.5 kg [7.7 lb]
- Body: aluminum
- Anti vibration frame
- Drying cartridge
- Direct drive
- Absolute encoder
- Two-axis rotation - 360°+
- Digital 3-rd axes stabilization
- Laser ranger: 50.....2500 m [160-8200 ft]
- Heated protective glass (optionally)
- Altitude range: 0 ... +8000 m [26260 ft]
- Supply voltage: 12-27V
- Fully integrated video auto-tracker
- Integrated CPU
- Transfer of target coordinates to GCU
- Power consumption at 24V is 60W max
- Removable flash drive on 128 Gb



16.2 EO SENSOR

Technical characteristics:

- Sony FCB FHD H.264
- Resolution: HD (1920 x 1080) at 60fps and 30x optical
- Video output: HD
- Effective Pixels: Approx. 2.38 Megapixels

- Digital Zoom: 12x (360x with optical zoom)
- Optical zoom: 30x
- Lens Value: $f=4.3\text{mm}$ (wide) to 129.0mm (tele); F1.6 to F4.7
- Horizontal Viewing Angle: 63.7° (wide end) to 2.3° (tele end) (in 1080i mode)
- Focus System: Auto (Sensitivity: normal, low), One-push AF, Manual, Interval AF, Zoom Trigger AF, Focus compensation in ICR on
- Wide-Dynamic Range and Auto ICR
- Exposure Control: Auto, Manual, Priority mode (shutter priority & iris priority), Bright, EV compensation, Slow AE

16.3 THERMAL SENSOR

Technical characteristics:

- Thermal Imager: LWIR detector
- Lens: 50 mm $f/1.4$
- Zoom: x4 digital zoom (optionally)
- Imaging output: H.264 Ethernet
- Operational spectral band: 7.5...13 μm
- Pitch (μm): 15 μm
- Operating temperatures range: $-40^\circ\text{C} \dots +50^\circ\text{C}$ [-40°F to $+122^\circ\text{F}$]
- Matrix resolution: 1024x768
- Clock frequency: 10 MHz
- Accuracy of coordinates: 20-30 m [65-98 ft]

16.4 LASER RANGEFINDER

Technical characteristics:

- Total measurement range (TMR): 50-2500 m [160-8200 ft]
- TMR (Man size target): 0.75 m $\hat{A}$ ~ 0.75 m, 30 % Albedo, 10 km [6 mi] visibility $\geq 2\,000$ m [≥ 1.2 mi]
- TMR (NATO standard target): 2.3 m $\hat{A}$ ~ 2.3 m, 30 % Albedo, 10 km [6 mi] visibility $\geq 3\,000$ m [≥ 1.8 mi]
- TMR (Extended target): 6 m $\hat{A}$ ~ 6 m, 50 % Albedo, 23 km [14 mi] visibility $\geq 4\,500$ m [≥ 2.8 mi]
- Measurement accuracy: ≤ 0.5 m [≤ 1.64 ft]
- Measurement time (selectable): 100 ... 3 000 ms
- Measurement modes: Single measurement, continuous ranging 1 ... 25 Hz
- Range gate resolution: 1 m [3.2 ft]
- Operating temperatures range: $-40^\circ\text{C} \dots +85^\circ\text{C}$ [-40°F to $+185^\circ\text{F}$]
- Transmitter: Diode laser
- Wavelength (nominal @ 20 $\hat{A}$ C): 1.55 μm

Project : Korea Polar Research Institute
Type : IceAxe 585
Offer No. : ASSKOR-19001 Rev. No. : 1
Date : 24.05.2019 Rev. Date : 05.06.2019



- Laser classification Laser Class 1
- Shock resistance 1 500 g, 0.7 ms

17 HIGH-SPEED SATELLITE DATA TRANSMISSION SYSTEM

Aeronautical Satellite Modem - High-speed satellite data transmission system (2-11 Mbps).

Video or other payload data transmission system with unlimited range within the satellite coverage in area. Internet connection is required to get data at the ground or suitable ground satellite receiver.

General:

- Airborne tracking antenna
- Airborne modem
- AES-256 link encryption
- High bandwidth
- Field proven
- 2-11 Mbps
- IP based

NOTE: *Subject to export classification ITAR, EAR99, NLR or other



18 MULTIFUNCTIONAL PAYLOAD EJECTOR SYSTEM BD-600

Complete payload ejector rack set – 2 pcs.

UAVOS Ejector Rack BD-600 with a locking mechanism is designed for suspending the payload under the wing of a UAV. BD-600 is designed both for installation of carried active load and for active, passive load release.



The ejector rack is equipped with a sealed connector ARGVT8-32V.

The BD-600 fairing has a shape of the carrier wing airfoil.

BD-600 can be used for installation of quick release additional fuel tanks.

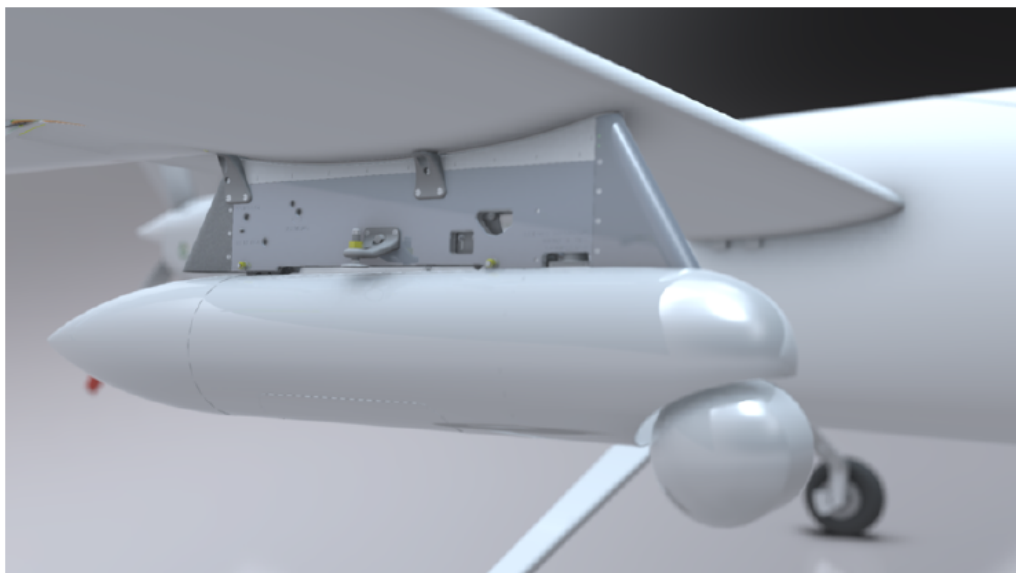
Payload release, connector docking and undocking are controlled by actuators with a feedback control.

Technical characteristics:

- Payload weight up to 170 kg
- Waterproof
- Dimensions (L\H\W): 976/238/213 mm
- Weight: 5,47 kg
- Operating temp: -60° to +65° C



Project : Korea Polar Research Institute
Type : IceAxe 585
Offer No. : ASSKOR-19001 Rev. No. : 1
Date : 24.05.2019 Rev. Date : 05.06.2019



19 AVIATION ONBOARD COMPUTER

AOC – Aviation Onboard Computer is designed to perform the following functions:

- Replacing the standard control panel on board of aircraft (for e.g. manned to unmanned conversion needs)
- Secure access to the aircraft control through the authorization (password or fingerprint scanner)
- Ensuring full control over the power automatic equipment of aircraft
- Possibility to diagnose all systems directly on board of aircraft
- Possibility to select systems, equipment and to work with
- Possibility to input the flight mission without involving the Ground Control Station (GCS)
- Providing reserve power supply for the autopilot and other emergency systems
- Ensuring the operation with a payload in flight, data processing and recording
- Possibility to use AOC as an auxiliary navigation equipment

Aviation onboard computer provides:

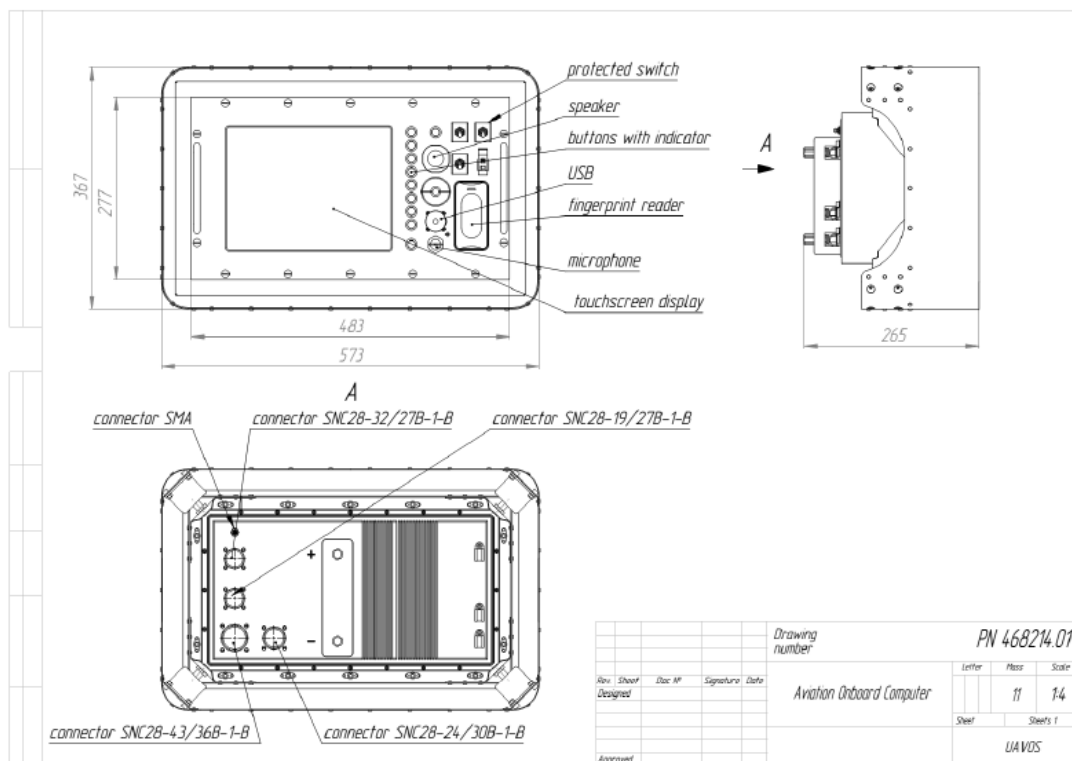
- Connection, diagnostics and visualization of the status of all sensors via CAN interface
- Connection, diagnostics, visualization of the status and control of all the aircraft actuators via CAN interface and power supply
- Connection, diagnostics, visualization of the status and control of transmission-reception equipment via CAN interface and power supply
- Connection, diagnostics, visualization of the status and control of all the plug-ins of TCAS and KLN types, emergency transmitting via the appropriate interfaces
- Connection, diagnostics, visualization of the status and control of all the payload plug-ins via the appropriate interfaces (CAN, RS-232/485, Ethernet)
- Aircraft LOG backup on its own data medium
- Diagnostics of ballistic rescue system



Technical characteristics:

- Dimensions: 573/367/265 mm [22.5x14.4x10.4 in]
- Weight: 13 kg [28.66 lb]
- IP rating: IP66
- Operating temperature: -40°C to +60°C [-40°F..+140°F]
- Power supply: 11-36 V
- Energy consumption: 250 W @ 24 V
- ESD protection
- Reverse polarity protection
- CAN, RS 232, RS 485, Ethernet
- Integrated condensate absorber (drying cartridge)

Project : Korea Polar Research Institute
 Type : IceAxe 585
 Offer No. : ASSKOR -19001 Rev. No. : 1
 Date : 24.05.2019 Rev. Date : 05.06.2019



Project : Korea Polar Research Institute
Type : IceAxe 585
Offer No. : ASSKOR-19001 Rev. No. : 1
Date : 24.05.2019 Rev. Date : 05.06.2019



20 GROUND HANDLING EQUIPMENT

Details to be discussed

- gasoline generator – power supply
- trolleys,
- fuel tanks
- tools



PRELIMINARY COMMERCIAL OFFER

FOR AN ARGUS UAV IN A MAME CONFIGURATION

Prepared by:
Charles Hergott, Manager Marketing and Business Development
c.hergott@argustech.aero
Tel.: +41764706924
Flughafenstrasse 11
9423, Altenrhein, Switzerland

Prepared for:
Korea Polar Research Institute
Department of Polar Technology
Attention: Changhyun Chung, Ph.D

Dated: May 28, 2019

This document comprises:

- A technical offer
- A commercial offer



1. MAME (Medium Altitude, Medium Endurance) configuration

This compact configuration is suited for most missions that require duration-of-daylight to be spent in loitering regime

Wing span	10,7 m
MTOM	Up to 700 kg @ 4,0 g, when 30 kg carried on the wings max load becomes 3.0 g. Structure and composite parts (e.g. undercarriage, braces, etc) designed and built for 700 kg, 4 G envelope.
Fuel tank capacity	300 liters, carried in 4 tanks integrated in the wings
Undercarriage type	Steerable nose wheel type, oil/spring suspension, front wheel size 4.00 x 4, main landing gear wheels size 4.00 x 6 mounted on a single composite struts equipped with Beringer type disk brake
Ballistic Parachute	For MTOM up to 700 kg
Engine	Rotax 912 iSc certified 100 hp four-cylinder four stroke engine, integrated gearbox, dual ignition, with fuel injection, version with 2 oil coolers and modified engine cowlings optimal for extra hot climate conditions, engine overload clutch, Titanium high performance exhaust "Akrapovic"
Propeller	2 blade Hydraulic Constant speed propeller MTV-33-1-A/170-200 EASA certified with V3 engine gearbox and governor
Baseline certification	Structure and systems according to ASTM F2245
Payload configuration	Up to 1 hard point (30 kg) per wing Up to 1 aft-fuselage mounted gimbal (typically max turret diameter 280 mm)
Optional payload in UAS configuration only	1 central fuselage mounted gimbal, turret diameter 400 mm instead of 280 mm

PERFORMANCES

Max altitude	14,000 ft
Typical operating altitudes	2,000 -12,000 ft
Speed in transfer to/from work area	120-130 KIAS
Loitering speed	70-90 KIAS
Endurance at transfer speeds	Up to 9 hours
Endurance at loitering speeds	Up to 14 hours
Gust load speed (turbulence penetration)	120 KIAS

STANDARD INCLUSIONS

- Exterior surfaces completely painted in matte grey acrylic paint, cabin interior composite surfaces in grey
- Reinforced wings with sizable hard points on each wing with the wing inner tubes from the cockpit to the hard point for the needed power supply
- Automatic connection of wing and tail mechanical controls
- Flaperons, elevator & rudder gaps sealed
- Airbrakes
- Wingtip navigation lights, strobes and landing LED lights
- Electric elevator trim
- Modified cowling upper parts for extra electric generators
- Fast screws on the engine covers
- Ballistic Parachute for complete aircraft recovery
- Structural provisions for belly mounted gimbals in the fuselage
- Left side door for payload access behind the cockpit
- Sliding window on the right door
- Cabin ventilation adjustable intake on left door
- Noise reducing & stainless-steel protected firewall
- Oil check door on top engine cover
- UV protected, tinted, scratch free Lexan windshield painted in grey
- Three-point door fixation points
- Doors locks on both doors
- Drag reducing fairings on main wheels
- Integrated fuel tanks in the wings with filler neck. Fuel valves in the cockpit for the fuel management.
- Fuel gascolator with drain sump
- Oil thermostat
- Electric starter
- High capacity LI_FE 11 Ah 12V battery
- 12 VDC (40) A payload bus, 12 V aircraft bus
- All throttle control cable bowdens in Teflon
- 12V plug
- Transponder Class 2 S-mode with encoder, antenna and installation
- Small instrument panel with, Master switch, Avionics switch, Key magneto switch, 1 switch with automatic fuse for 12 V socket, Automatic fuse for Efis and battery disconnect switch
- SkyView SV700 – Single Screen multifunction engine & flight instrument with all flight and engine instruments functions, (inc. EMS, OAT, MAP, F.P., GPS) fuel flow control, electronic logbook, fuel and all engine values, hour meter, clock, flight data recorder, slip indicator, magnetic compass, etc.
- Wing heated Dynon pitot tube with integrated AOA measurement capability, and necessary wing modification
- Tailor-developed propeller spinner
- Wings, tail and fuselage cover in light cloth
- Ground tie-down kit with anchors, ropes and tie down rings in the wing
- Rotax toolkit

2. AUTOPILOT SYSTEM

The system is based on CAN bus protocol, which provides the safest way for microcontrollers and devices to communicate with each other without a host computer. The autopilot continuously controls all parameters and makes the system fully automatic. Take-off, landing, navigation and mission execution are carried out by simply pressing the button. The diagnostics, flight mission planning and remote control can be done wirelessly.

2.1. TECHNICAL SPECIFICATIONS:

- Operating temperature: -35°C to +60°C
- IP rating: IP67
- Housing material: aluminum alloy D16T
- Connector: SNC-28
- Power supply: 5-27 V

2.2. PROTECTION:

- Gated logic on all digital IO pins
- ESD protection
- Power supply reverse-polarity

2.3. CPUM INTERFACES:

- Up to 12x servo drivers (PWM outputs)
- 2x RPM sensor inputs (hall effect sensor)
- 1-Wire interface
- TTL UART interface
- RS-485 interface
- Controller area network – CAN Aerospace
- RS-232 interface
- 4x active-ground switched power output (4.7A, @ 27V, 68mOhm) or (3.7A, @ 20V, 68mOhm)
- 3x digital inputs (timing, level)
- 5x general purpose inputs-outputs (remappable on MCU)

2.4. THE STANDARD AUTOPILOT KIT COMPRISES OF:

- An Interfaces controller
- A Data Processing Unit of the Pitot Tube
- A Central Processing unit
- A Switch control
- A GPS/QZSS, GLONASS, BeiDou MAX-M8 module and a passive built-in antenna (U-blox)
- An INS microcontroller (MPU-6000 Gyroscopes and Accelerometers)
- An Onboard data transmission module for telemetry

- A Communication antenna
- GCU-GTU, Ground telemetry unit
- Two Digital-Analog Convertors (8 & 6 analog inputs accordingly)

2.5. MAIN FUNCTIONS:

- Automatic control of a moving object (fully automatic navigation, including taking-off and landing)
- Operating mechanisms control
- Engine control
- Semi-automatic control with automatic stabilization of a moving object
- Control of a moving object in emergency mode
- Payload control
- Payload feedback
- Telemetric receipt and transfer between control GCU and moving object
- Ground simulation mode – a simulator
- Operator training in flight simulator with A/C virtual model downloaded
- Pre-flight a/c and flight assignment testing
- On-board power control
- Power stabilization
- D\A Conversion
- Distribution, including emergency power supply mode
- On-board power monitoring
- 200 waypoints capacity

2.6. REMOTE MONITORING & DIAGNOSTIC

- Telemetry
- Control of all parameters on ground and airborne
- Real-time telemetry transfer to the ground control unit
- Data packet transfer if communication is interrupted
- Data recording on autopilot flash memory
- Easy telemetry analysis
- Flight review with flight simulator

2.7. THE FOLLOWING COMPONENTS ARE PART SENSORS' SET:

- Laser altimeter
- Fuel level sensor
- Rotor speed sensor
- Angle of sideslip transmitter
- Angle sensor

3. SERVO DRIVES

- Servo left flaperon -1 pc.
- Servo right flaperon – 1 pc.
- Elevator servo – 1 pc.
- Rudder servo – 1 pc.
- Gas servo – 1 pc.
- Front landing gear servo – 1 pc.
- Brake servo – 1 pc.
- Spoiler servo – 1 pc.

3.1. TECHNICAL CHARACTERISTICS

- Temperature range: -40°C to +90°C
- Dimensions: Length 228 mm, width 105 mm, height 55 mm
- Weight: 1.598 kg
- IP rating: IP66
- Connector type: SNC23-7/18R-6-V (6-pins)
- Power supply: 12/24V
- Fixing type: intermediate bracket

Interfaces:

- RS-485
- CAN
- PWM

Features:

- ESD protection
- Reverse polarity protection

4. EMERGENCY LANDING SYSTEM CONTROLLER (ERS)

4.1. THE FOLLOWING COMPONENTS ARE PART OF ERS SYSTEM:

- Automatic parachute deployment module
- Parachute activator

Technical characteristics:

- Temperature range: -40°C to +60°C

5. MOUNTING HARDWARE

5.1. THE FOLLOWING COMPONENTS ARE USED FOR MOUNTING:

- Mounting Hardware
- Equipment rack
- Wiring harness

6. GROUND CONTROL SYSTEM



Specifications

- Temperature range: -35°C..50°C
- Dimensions: Length 752 mm, width 344 mm, height 128 mm
- Battery life of the GCS: 3.5 Hours
- Weight: 19.5 kg
- Control panel: - Secure keyboard
 - (Optional) 27 function buttons, 8 rotary controls, 10 switches
 - Payload joystick
 - UAV joystick
 - Accelerator joystick
 - Battery status indicator
- Accumulator batteries and chargers: - Standard internal Li-Fe rechargeable battery: 19.8 V x 40 A/h
 - External power supply/charger : 22...27V x 8A
- Processor: Intel i7-4600U (HASWELL) 64-bit dual core 2.1GHz (turbo boost up to 3.3GHz)
- Chipset: Mobile Intel 8 Series (Lynx Point) in MCP package
- RAM: 8 Gb
- Display: 15" 1024 x 768, 1100 cd/m2 (2 units)
- Hard Drive: SSD 120 GB
- Audio subsystem: Realtek ALC888-VC2 HD audio codec
- Wireless network: - WLAN 802.11ac (2.4/5GHz dual band Intel 7260HMMW)
 - Bluetooth 4.0
- External connectors: - 1 x USB 3.0
 - 1 x RJ45
 - Amphenol PT02E18-32P
- Interfaces: - 2 x RS232
 - 1 x USB 3.0
 - 1 x GbE LAN

7. COBHAM AVIATOR 200SP-1 SATELLITE DATA TRANSMISSION SYSTEM

The AVIATOR 200SP (Special Purpose) extends Swift Broadband connectivity to the smallest airframes, with extended temperature and vibration qualifications, providing single channel 200Kbps connectivity through the exceptionally small footprint omnidirectional LGA-3000 antenna.

8. L3 LYNX ADS-B, TCAS and TAWS

L3's Lynx NGT-9000 provides ADS-B traffic and weather and features its own internal WAAS/GPS. The flexibility of this advanced system includes:

- ARINC 429, RS-232 and RS-422 output for easy interfacing with panel displays
- Wi-Fi capability enables pilots to view ADS-B traffic and weather on iOS® and Android® devices through available apps
- Optional Class B embedded Terrain Awareness Warning System (eTAWS)
- Optional Air Traffic Alerting System (ATAS) provides aural alerting of ADS-B traffic, including the position of intruder aircraft

9. FINANCIAL OFFER ARGUS MALE UAV (EXW SWITZERLAND)

MAME Platform	1'960'950 USD
Fully integrated autopilot kit	
Ground Control Station	
Cobham Aviator SP Satcom	
L3 LYNX ADS-B, TCAS and TAWS	
Trailer or Special Container	
Pilote Training	TBD
Maintenance Training	TBD
Full Hull Insurance	TBD

Lead time 9 to 12 months depending on order placement.

Payment terms to be defined.

10. AVAILABLE OPTIONS for PLATFORM (please inquire for pricing and availability)

Upgrade of 12 V circuit from 40 A to 100 A
Additional 12 V 100 A alternator
Additional 24 V 100 A alternator
Upgrade of 12 V circuit to 100 A with variant B or C.
Fuel dump capability via electrically controlled valve on fuel return line, also to be used for single point refueling capability
Closed tailor-made transport trailer
Enclosed trailer with solar charging (1,5 kW power modules, Multiple 24V and 240 VAC electrical outlets, 3,6 kWh Integrated storage battery
Closed tailor-made transport trailer with installed solar power station
Spare parts package for regular maintenance covering 1000 hours of operation
Heat shield over the exhaust stack and additional muffler to minimize heat signature
Antireflective surface coatings
Anti-lightening protection
Customization Engineering, prototyping, testing, documentation, certification man work / day
Export Documentation
AOG Support Packages
Maintenance and Spare Parts Support Packages

11. DISCLAIMER

This offer is subject to Argus Aviation Technologies AG's standard Terms and Conditions and to Swiss Export Regulations.

12. CONTACT INFORMATION

Friedrich Gothsche
Chief Executive Officer

Phone: +41 79 278 7434
e-mail: f.gothsche@argustech.aero

Charles Hergott
Manager Marketing and Business Development

Phone: +41 76 470 69 24
e-mail: c.hergott@argustech.aero

주 의

1. 이 보고서는 극지연구소에서 수행한 기본연구사업의 연구결과보고서입니다.
2. 이 보고서 내용을 발표할 때에는 반드시 극지연구소에서 수행한 기본연구사업의 연구결과임을 밝혀야 합니다.
3. 국가과학기술 기밀유지에 필요한 내용은 대외적으로 발표 또는 공개하여서는 안 됩니다.