

시스템공학 도구를 이용한 KAFASAT 개념설계

이기훈* · 김종범* · 정명진* · 엄윤종* · 조동현* · 권기범*

Conceptual Design of the KAFASAT Using System Engineering Tools

Kihun Lee* · Jongbum Kim* · Myungjin Jung* · Yunjong Ohm* · Donghyurn Cho* · Kybeom Kwon*

ABSTRACT

KAFASAT is a CubeSat which has a high level mission of testing the possibility of establishing the LEO satellite constellation providing the role of communication nodes and quasi-realtime image recognition of battlefield in accordance with the aspect of future-war-environment. The high level mission is developed using the Pugh selection method, which is one of system engineering tools. In order to accomplish the high level mission objectives and deduce engineering level requirements, system engineering tools such as Analytic Hierarchy Process and Quality Function Deployment are used. The subsystem synthesis in the context of system engineering process is done using a developed integrated design environment. The paper also includes the conceptual design results of the KAFASAT, which can be used as a baseline for upcoming preliminary design.

Key Words : KAFASAT, CubeSat, Conceptual Design, System Engineering Tools, Requirement Analysis, Integrated Design Environment

약어 정리

KAFASAT : Korea AirForce Academy

SATellite

QFD : Quality Function Deployment

AHP : Analytic Hierarchy Process

ADCS : Attitude Determination and
Control Subsystem

CDHS : Communication and Data

Handling Subsystem

EPS : Electrical Power Subsystem

TCS : Thermal Control Subsystem

DoD : Depth of Discharge

1. 서론

최근 미래 전쟁 양상에 부합하기 위한 신 전력으로서 우주기반 위성 자산의 중요도가 높아지고 있다. 美 공사의 경우에는 이미 10여 년 전부터 FalconSat 등의 소형 인공위성을 주기적

†2014년 2월 13일 접수 ~ 2014년 3월 21일 심사완료

* 정회원, 공군사관학교 항공우주공학과
연락처, E-mail: kybeom.kwon@gmail.com

으로 개발하고 발사, 운영하는 프로그램을 통하여 우주분야 기술 및 인력 양성에 힘을 쏟고 있다[1]. 대한민국 공군사관학교에서도 미래 국방 우주분야 전문 인력을 양성하기 위한 교육 프로그램의 일환으로서 큐브위성인 KAFASAT을 개발하고자 하였다.

KAFASAT은 1기의 큐브위성을 활용하여 국방 우주전력의 실질적인 구현 가능성을 시험하는 것을 임무목적으로 하였다. PeaceEye와 지상지휘소간 순수 국산기술을 활용한 우주기반의 새로운 통신 노드 제공 임무가 군사적 유용성과 함께 기술적으로도 도전적인 임무일 것으로 판단되었다.

이러한 목적을 달성하기 위해 KAFASAT의 운용 개념을 포함한 아키텍처를 개발하였으며 합리적인 목표 지향적인 요구사항을 도출하기 위해 품질기능전개(QFD)를 적용하였고, 다양한 자료 조사, 연구, Brainstorming의 과정을 거쳐 세부 임무목적(Customer Needs)과 이를 달성하기 위한 공학적 방법(Engineering Characteristics)과의 관계를 분석하여 KAFASAT 시스템의 요구사항(Requirements)을 정립하였다.

요구사항을 충족시키기 위한 KAFASAT 시스템의 개념설계 단계에서는 각 하위 시스템별 적절한 대안들을 도출하고 이에 대해 정성적인 평가, 간단한 해석 등을 활용하여 차후 예비, 상세설계에 기반이 될 수 있는 Baseline을 설정하였다. 또한, 형상관리를 위해 Baseline의 Mass, Power, Link Budget, 및 Cost를 평가 및 예측하였으며 간단한 3D 모델을 통해 실질적으로 1U 큐브위성 규격[2]에 대한 내부 배치도 확인해 봄으로서 위성의 Baseline을 확정하였다.

2. KAFASAT 개념 설계

KAFASAT의 설계는 공학적 설계 과정(Engineering Design Process)을 따라 설계 과정을 단계별로 나누어 각 단계별 목적을 설정하여 진행하였다. 첫 번째 단계에서는 위성의 주 임무를 결정하였

고, 두 번째 단계에서는 각 하위시스템 별 요구사항을 도출하고 제한사항을 분석하였다. 개념설계의 마지막 단계에서는 도출된 요구사항을 만족시키기 위한 하위 시스템 별 대안을 제시하고 이들을 분석하여 Baseline을 설정하였다.

2.1 KAFASAT 임무 설계

임무 설계에서는 전문 군사교육 기관인 공군사관학교의 특성을 고려하여 위성을 활용한 군사적 임무 목적에 초점을 맞추었다. 위성자산을 군사적 용도로 활용하는 형태로는 정찰, 통신, 조기경보 등에 필요한 정밀지향 시험 임무, 실시간 통신 네트워크 노드 기능 구현을 위한 통신 임무, 공격위성 등에 활용되는 궤도 전이 및 랑데부 임무, 마지막으로 탐지 및 추적 임무 등이 제시되었다. 이 중 KAFASAT에 적합한 임무를 정성적 의사결정과정으로 널리 사용되는 Pugh Concept Selection Method[3]를 이용하여 결정하였다. Pugh Concept Selection Method는 제시된 대안에 대해 비교참조 대안을 설정하고 적절하게 설정된 비교 기준에 따라 정성적 비교를 수행하여 결과적으로 비교 우위에 있는 대안을 선택하는 방법이다.

각 임무 별 정성적인 비교를 수행하기 위하여 기술적 구현 가능성 (Feasibility), 비용 대 효과 (Affordability), 검증 가능성 (Testability), 독창성(Creativity), 군사적 활용 가능성(Usability) 등의 기준을 설정하고 평가를 진행하였다. 각 기준의 중요도와 그에 따른 각 임무 별 비교 결과를 Table 1에 나타내었다.

Table 1. Mission selection using Pugh concept selection method

Criterion	Importance	Precision Attitude Control	New Comm. Node	Transfer & Rendezvous	Detection & Tracking
Feasibility	1.2	Reference	+	-	-
Affordability	1.25		-	-	-
Testability	1.1		+	-	+
Creativity	1.3		+	+	0
Usability	1.15		0	-	+
Results		0	+ 2.35	-3.4	-0.2

군용 통신 임무는 다른 임무에 비하여 기술적 장벽이 낮고 임무 검증이 용이하다는 점이 장점으로 부각되었다. 높은 기술적 수준이 요구되는 궤도전이 및 랑데뷰 임무나 표적 탐지 및 추적 임무는 아직 초기단계인 軍 내 위성 개발 및 운용 능력을 고려할 때 큐브위성을 사용한 임무로는 적합하지 않다는 판단에 따라 군용 통신 임무가 KAFASAT의 주 임무로 선정되었다.

통신 분야의 활용 방안으로는 미래전 양상과 전작권 환수에 대비한 한국군 독자적인 작전수행을 위해 근실시간 전장인식 및 지휘통제를 가능케 하는 것이 중요하다고 판단되었다. 이를 위해 공군의 대표적 정보자산인 PeaceEye와의 연계 임무를 설계하였다. PeaceEye는 대한민국 공군이 운용하는 공중조기경보 및 지휘통제기이다. 주요 임무는 12.5 km 상공에서 기체에 탑재된 위상배열레이더를 이용하여 한반도 상공의 항공기를 실시간으로 감지, 아군의 항공작전에 필요한 전장 정보를 즉각적으로 제공하고 지상지휘소의 보완개념으로 항공전력을 통제 및 지휘하는 것이다. 이를 보조하기 위한 위성전력의 초기 시험 성격으로서 PeaceEye와 지상지휘소간의 통신 노드를 제공하는 것을 KAFASAT의 1차 임무로 설정하였다. 또한 PeaceEye의 정보융합 및 전장인식 능력을 보완하기 위해 큐브위성의 광학카메라를 이용한 전장인식 정보를 PeaceEye에 전달하는 임무를 2차로 설정하였다. 이러한 KAFASAT의 운영개념도 (Operational Concept Graphic, OV-1)[4]를 Fig. 1에 나타내었다. Fig. 1은 Peace Eye에서 획득된 데이터를 KAFASAT 시스템을 통해 지상 지휘소로 중계하며 요청된 전장에 대한 이미지를 획득하고 이를 PeaceEye에 전달함으로써 PeaceEye의 전장인식 기능을 보완하는 운영개념을 나타낸다.

22 요구사항 분석

설계된 임무 목적을 달성하기 위한 KAFASAT의 기능적 요구사항을 분석하기 위해 품질기능전개(QFD) 방법을 적용하였다[5]. 임무목적에 부합하는 세부적인 요구사항과 이와 연관된 공학적 특성



Fig. 1. Operational Concept Graphic KAFASAT (OV-1)

에 대해 자료조사, 연구, Brainstorming을 통해 도출하고 이 둘 간의 관계를 분석하여 중요도를 산출하였다. QFD 결과를 Fig. 2에 나타내었다. 이 때 중요도를 결정하는 방법으로는 다속성 의사결정 방법으로 널리 사용되는 계층 분석 과정(AHP)을 이용하였다[6]. AHP는 개별적 속성을 쌍대비교를 통해 중요도를 산출하는 방법으로, 각 요구사항과 관련된 공학적 특성의 수준을 도전적으로 설정해야 할 것인지 중요도를 낮게 설정해야 할 것인지를 판단할 수 있었다. 그 결과 위성의 생존성과 관련된 특성들이 높은 가중치를 부여받았다. 이러한 고려순위와 큐브위성의 시스템 관련 성능, 규격 등을 참고하여 KAFASAT 시스템의 Target Value를 설정하였다. 각 하위 시스템 별 Target Value는 Table 2에 나타내었다.

23 시스템 개념설계

시스템 요구사항 분석과정에서 도출된 KAFASAT의 요구도를 충족하는 하위 시스템별 대안을 도출하고 이에 대한 정성적 평가와 간단한 해석을 수행하여 차후 예비설계를 위한 적절한 Baseline을 설정하였다. 여기서는 개념설계 수준에서의 부품 선정 및 mass, cost budget 등이 고려되었다.

영상 획득 임무 수행을 위한 Payload는 시험용 1U 큐브위성인 점을 고려하여 고해상도 영상보다는 지표면의 영상 자료를 획득하고 송수신 할 수

		Engineering Characteristics																																					
목표 1.PeaceEye와의 교신 2.예상전정지역을 촬영한 후 Image 전송		Payload(카메라)		ADCS		EPS		CDMS		Orbit		Structure		Propulsion		ECS																							
		해상도	크기	권장	전력요구량	image사이즈	지향정확도	제어도	태양전지판 개입	태양전지판 면적	배터리 용량	배터리 개입	배터리 수명	송신전력	주파수	안테나 이득	신호강도	Data전송률	저장용량	고도	경사각	규격	강도	추력	단연재 개입	부사용	진도율												
Customer Needs	가중치(정규화)																																						
지상국과도 교신이 가능해야 한다.	0.123236062	0	0	0	0	0	3	1	0	0	0	0	0	0	9	3	9	3	1	1	3	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
Anti-Jam	0.024199971	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	3	3	0	3	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
한반도 전역을 Cover해야 한다.	0.053855629	0	0	0	0	0	1	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	9	9	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
비용이 저렴해야 한다.	0.073988171	9	3	3	3	9	9	3	3	1	3	1	3	3	1	1	3	3	3	1	3	9	3	9	9	9	9	9	9	9	9	9	9	9	9	9	9	9	
수명이 길어야 한다.	0.014793205	0	0	0	0	0	0	0	3	0	1	1	9	1	0	0	0	0	0	3	1	0	9	0	9	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	
Data전송률이 높아야 한다.	0.023616784	1	0	0	0	3	0	0	0	0	0	0	0	9	3	9	3	9	1	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
촬영 해상도가 좋아야 한다.	0.029976598	9	1	0	0	3	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	9	3	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
지향 정확도가 높아야 한다.	0.039984009	0	0	0	0	0	9	3	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	3	3	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
교신 시간이 길어야 한다.	0.046886159	0	0	0	0	0	3	0	0	1	1	1	0	0	0	0	0	0	0	9	9	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
발사환경에 무사히 생존해야 한다.	0.256708938	0	0	3	0	0	0	0	1	1	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	3	9	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
우주환경에서의 생존성이 높아야 한다.	0.130408945	0	0	0	0	0	0	0	3	3	1	1	3	0	0	0	0	0	0	3	0	0	9	0	9	9	9	9	9	9	9	9	9	9	9	9	9	9	9
충분한 전력을 제공할 수 있어야 한다.	0.034677583	0	0	0	9	0	3	3	9	9	9	3	3	9	1	0	0	0	0	0	0	9	3	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
P-POD 에 장착될 수 있어야 한다.	0.147667946	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	9	3	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Target Value		80m	60mm	120g	3W	3MB	0.5de	0.2An	GaAs	80X9l	2000r	Li-Ior	3year	0.2W	400MHz				680kr	-	1u	550M	-	Al														합계	
		0.96	0.4	0.99	0.53	0.83	1.69	0.76	1.23	1.03	0.73	0.63	0.9	1.94	0.62	1.4	0.59	0.8	0.37	2.1	1.58	2.32	4.73	0.22	1.97	1.88	1.88										33.08654		
		0.03	0.01	0.03	0.02	0.05	0.02	0.04	0.03	0.02	0.02	0.03	0.06	0.02	0.04	0.02	0.02	0.01	0.06	0.05	0.07	0.14	0.01	0.06	0.06	0.06											1.00		
	고려 순위	14	24	13	23	16	8	18	11	12	19	20	15	5	21	10	22	17	25	3	9	2	1	26	4	6	6												

Fig. 2. QFD result of KAFASAT

있는 정도의 카메라를 선정하였다. 영상획득을 위한 자세제어용 태양센서 및 구동기 또한 정밀 자세제어보다는 1U 크기 위성의 생존성과 전력 상황 등을 고려하여 낮은 수준으로 결정하였다. 그 외 OBC, EPS 등은 설정된 요구조건을 만족하는 수준에서 Mass 및 Cost budget을 고려하여 결정하였다. Mass budget 으로부터 추정된 총질량은 1.08 kg 이고, 평균 전력 사용량은 1.8 W, 제작비용은 총 8,400여만 원으로 추산되었다. Baseline의 세부 내용을 Table 3에 표시하였고, 각 부품 간 배치를 확인하기 위한 간략한 형상을 Fig. 3에 나타내었다.

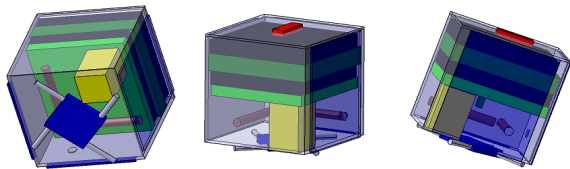


Fig. 3. 3-D model of KAFASAT baseline

3. 통합설계환경 구축

KAFASAT의 예비 설계 과정에서는 설정된 개념 설계안을 바탕으로 각 요구조건 별 Trade-off 및 상세한 해석을 통해 최적화를 수행하고 제작을 위한 도면을 작성하게 될 것이다. 이를 위해서는 각 Parameter의 변화가 하위 시스템의 성능에 미치는 영향을 분석할 수 있는 도구가 필요하다. 이에 따라 KAFASAT 통합설계환경을 구축하고 설계에 필요한 여러 가지 분석을 쉽게 수행할 수 있도록 하였다.

KAFASAT과 같은 큐브위성의 경우 설계 자유도 (Degree of Freedom)가 많지 않다. 따라서 통합설계환경의 역할은 위성의 최적 설계보다는 고려하는 발사시기 범위(상승점 경도로 모사 가능) 및 궤도 범위에서 시뮬레이션을 통해 앞서 제시된 모든 요구조건을 만족시키면서 KAFASAT의 임무가 달성될 수 있는지를 확인하고 각 변화 요소에 따른 세부 시스템의 반응을 분석해 봄으로써 전체 시스템에 대한 이해도를 높일 수 있게 되었다.

Table 4. Target values for subsystems

Subsystems	Requirements
Payload	해상도 < 60m/pixel, 크기 < 60mm, 질량 < 120g, 전력요구량 < 3W, Image Size < 3MB
ADCS	지향 정확도 < 0.7deg, 제어도 < 0.2Am ²
CDHS	송신 전력 > 0.2W, Data 전송률 > 150kB/s, 저장 용량 > 1GB
EPS	Solar Panel 재질 : GaAs, Solar Panel 면적 < 90mm×90mm, 배터리 용량 > 2000mAh, 배터리 종류 : Li-ion, 배터리 수명 > 3yrs.
Orbit	임무고도 : 680km
Structure	규격 : 1U, 강도(극한응력) > 550MPa
TCS	0°C ~ 50°C
Additional Requirements: - 주 임무를 위한 통신 Coverage : 100% of Peace Eye Operational Area: - 개발 비용 ≤ 1.7억원 - 개발 일정 ≤ 2년	

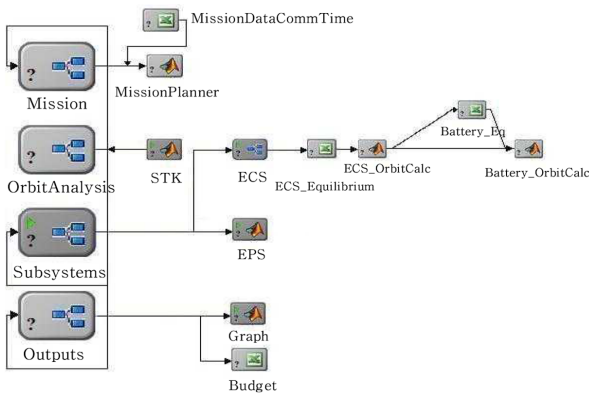


Fig. 4. Connection diagram between subsystems in the Integrated Design Environment

통합설계환경에서는 위성의 기본적인 Budget 을 관리하고, 각 하위 시스템에서 사용되는 Parameter들을 입력 변수로 하여 Mission Planner, Orbit Analysis, EPS, ADCS 시스템 분석 모듈을 구축하였다. 각 모듈을 통합하기 위해 상용소프트웨어인 Model Center™를 사용하였다. 통합프로그램 내에서는 각 모듈별 입력변수와 출력변수들이 중요하며 이들은 서로 연결되어 각 입력변수들의 변화가 전체 시스템에 반영될 수 있다. Fig. 4는 통합설계환경의 각 하위 시스템들을 연결한 구성 개념도를 나타낸 것이다.

Table 3. KAFASAT baseline

System	Choice	Cost	Sizing(mm)	Mass
Payload	acA2000-340 km	1,600,000원	43.5×29×29	96g
OBC	NanoMind A712C	10,000,000원	96×90×10	60g
A D C S	Sensor Cubesat Sun sensor	4,000,000원	33×11×6	5g
	SSBV Magnetometer	12,630,000원	10×10×5	15g
E P S	Actuator Cubesat Magnetorquer Rod	2,000,000원	70×9φ	30g
	Solar Panel NanoPower Solar 100	3,000,000원	82.5×98×2.15	59g (each)
E P S	Battery 1-Unit Cuesat EPS	6,000,000원/1U	95×90×15.4	163g
	CDHS	TRXVUVARM	18,000,000원	96×90×15
Antenna	ANTS_SDU	8,300,000원	98×98×7	100g
TCS	Multi-Layer Insulation	4,140,000원	6.25(두께) = (3+0.25×5+2)	2g
Structure	Aluminium -7075 T6	500,000원	8.5×8.5×113.5 (세대) 113.5×113.5×2 (Access Port)	170g
Launch Vehicle	'14/H1/LEO/SSO/Russia			
Orbit	680km SSO			

통합설계환경은 특정 입력변수의 변화에 대해 출력변수의 변화를 분석하는데 용이하다. Fig. 5는 상승점 경도의 변화에 따른 태양전지판 평균 전력생산량의 변화를 분석해 본 것으로 상승점 경도 35° 에서 40° 사이에서 평균 전력 생산량이 최대로 나타남을 알 수 있다. Fig. 6은 고도에 따른 내부 평형 온도 변화를 분석한 것이며 고도가 상승할수록 내부 평형온도가 상승하는 것을 관찰할 수 있다. 위성 수명 분석을 위하여 태양전지판 감쇠율에 따른 배터리 DoD 분석(Fig. 7.) 등을 통하여 주어진 조건에서 임무를 성공적으로 수행할 수 있음을 확인하였다.

4. 결 론

본 연구에서는 시스템 공학 도구를 활용하여 KAFASAT의 임무개발, 요구도 분석 및 개념설계를 수행하였다. KAFASAT은 위성을 이용한 통신노드 제공 및 전장인식 보완 개념을 시험하기 위한 음성 통신 중계기능과 사진 획득을 주 임무로 하

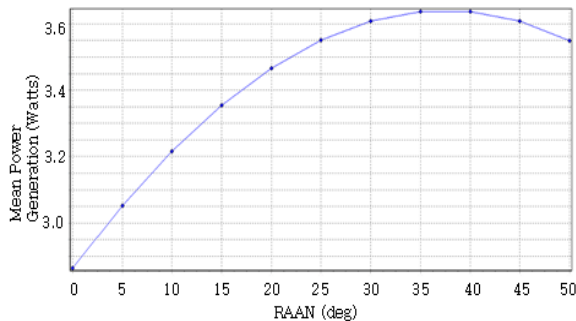


Fig. 5. RAAN vs Mean Power Generation, analysed by Integrated Design Environment of KAFASAT

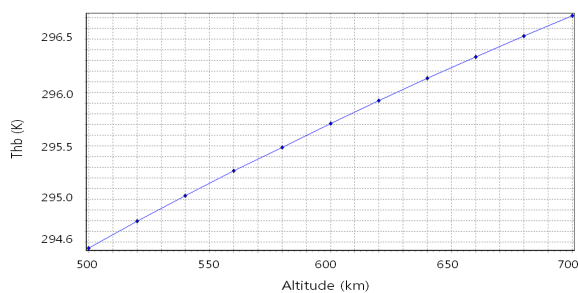


Fig. 6. Altitude vs Inside Equilibrium Temperature analysed by Integrated Design Environment of KAFASAT

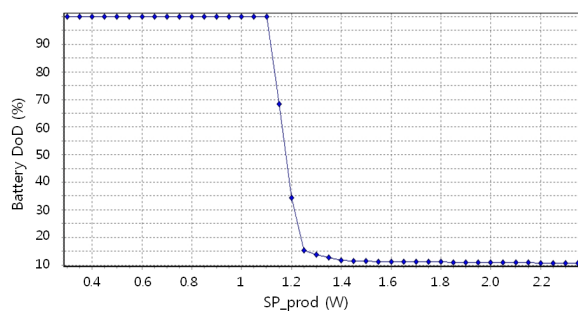


Fig. 7. Power generation of Solar Panel vs Battery DoD analysed by Integrated Design Environment of KAFASAT

는 초소형 위성이다. KAFASAT의 개념설계는 공학적 설계과정을 따라 각 단계 별로 시스템 공학 도구를 사용하여 이루어졌다.

KAFASAT의 임무개발 단계에서는 여러 대안들로부터 설정된 기준을 바탕으로 위성의 임무를 설정하였고, 요구도 분석단계에서는 임무달성을 위한 요구사항을 분석하여 공학적 특성들에 대한

세부 요구도를 도출하였다. 개념설계 단계에서는 도출된 세부 요구도를 만족하는 대안을 각 세부 시스템별로 조사하고 평가와 간단한 해석을 통해 Baseline을 설정하였다. 또한 전체 시스템 수준의 통합설계환경을 구축하여 각 입력변수에 대한 하위시스템의 성능 변화를 쉽게 분석하고, 위성의 형상관리를 용이하게 하였다.

본 KAFASAT 개발의 성공은 무엇보다 軍내 위성자산의 활용 관심도를 제고 및 촉진하고 근실 시간 전장인식 및 지휘통제를 위한 저궤도 위성군 전력 구축의 시발점으로 작용하게 될 것으로 기대한다. 또한, 위성 개발의 경험은 공군사관학교 우주분야 생도교육의 큰 도약점으로 작용함으로써 국방우주 전문인력을 양성할 수 있는 토대를 확립할 수 있으며, 교수진은 확보된 기술을 바탕으로 위성 및 우주의 軍 활용에 대한 전문 교육과정을 정착시킬 수 있을 것으로 판단된다.

참고 문헌

- [1] Chari, R., "Pre-Flight Characteristics of the U.S. Air Force Academy's FalconSat-1", 13th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 1999.
- [2] CubeSat Design Specification, Rev. C., California Polytechnic University, Aerospace Engineering, 2013.
- [3] Concept Selection; Based on the work of Professor Stuart Pugh: "Design Decision - How to Succeed and know why", Xerox Design Institute, 1987.
- [4] DoD Architecture Framework, Department of Defense, USA. 2007.
- [5] Clausing, D., "Total Quality Development," ASME Press., Chapter 4, 1994.
- [6] Saaty, Thomas L., "Fundamentals of Decision Making and Priority Theory," RWS Publications, 2001.