

우주용 발사체 전장품 개발동향

■ 마근수, 임유철, 김명환, 이재득 / 한국항공우주연구원

I. 서론

위성 발사체는 위성을 목표한 궤도까지 운반해야 하는 목적을 달성하기 위하여 높은 정밀도와 신뢰도를 보장해야 하는 시스템이다. 이러한 정확성과 신뢰성을 만족시키기 위해서는 다양한 기술과 하드웨어가 요구되고 있으며 이를 가능케 하는 서브시스템으로서 전력분배 및 시퀀스 시스템(이하, 전력시스템)이 발사체 시스템의 기저에 자리하고 있다.

전력시스템은 기본적으로 발사체 내부의 모든 전장품에 전력을 분배하고 예기치 않은 단품 혹은 서브시스템의 전기적인 고장으로부터 시스템을 보호하는 역할을 수행한다. 이외에도 단분리, 페어링분리, 위성분리와 같은 발사체 비행시퀀스상의 주요 이벤트를 수행하며 발사체의 비정상 비행시에는 비행중지기능을 시스템의 중단에서 수행하게 된다. 전원의 경우, 발사전에는 외부 전원공급기에 의하여 발사체의 전장품에 전력을 공급하게 되지만 비행중에는 배터리에 의하여 전기에너지가 공급된다. 외부 전원공급기와 배터리의 전원전환은 이륙 약 수 분전에 이루어진다.

본 논문에서는 우주용 발사체 전장품 중 발사체의 주요한 기능을 담당하는 전력시스템의 국내 및 세계적인 개발동향을 기술하였다. 먼저 전 세계적으로 대표

적인 발사체인 Titan IIIE, Centaur D-1T, Delta II, Ariane V, Vanguard 전력시스템의 특징을 살펴보고 우리나라 최초의 위성 발사체인 KSLV-I 전력시스템을 소개하고 타 발사체 전력시스템과 비교하였다. 통상 우주 시스템을 기술하기 위해서 많은 약어들이 사용된다. 동일한 약어를 사용하더라도 각 시스템마다 의미가 다를 수 있고 본래의 의미를 왜곡하지 않기 위하여 가능한 원어를 그대로 사용하여 기술하였다.

II. 우주발사체 전력시스템 개발 사례

1. Titan IIIE^[1]

Titan IIIE는 3단형 발사체로 1974년경 처음으로 사용되었고 Stage 0, 1, 2로 구성된다. Stage 0은 2개의 SRM Booster로 구성되어 있고 Stage 1과 2는 액체 엔진시스템을 적용한 Core Vehicle로 구성되어 있다.

1.1 SRM 전력시스템

SRM의 전력시스템은 3개의 공칭 28V Silver-zinc 배터리로 구성되는 구조를 갖고 있다. 위치상으로는 SRM의 하단에 TVC와 Instrumentation 관련 시스템이 위치하고 상단에 ISDS와 Stage II와의 인터페이스부가 위치한다.

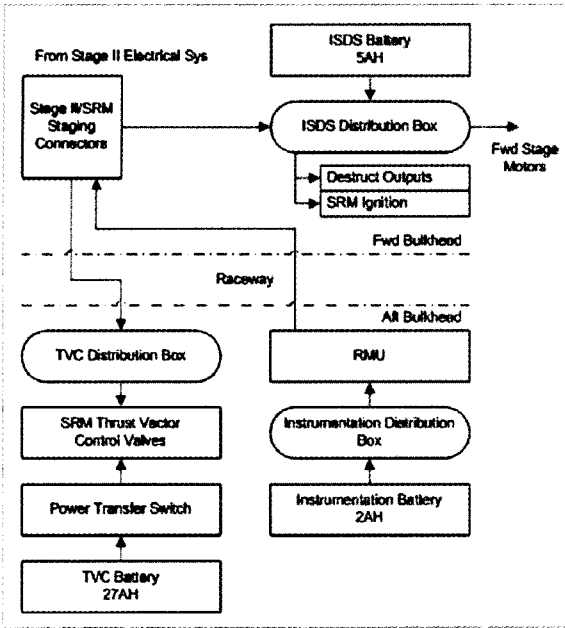


그림 1 Titan III E SRM 전력시스템

- * SRM : Solid Rocket Motor
- * RMU : Remote Multiplexer Unit
- * AIPS : Aft Instrumentation Power System
- * TVC : Thruster Vector Control

- ① AIPS : Telemetry 관련 부하로 T-31.7초에 내부 전원으로 전환된다.
- ② TVC 시스템 : T-20초에 내부 전원으로 전환되며 비행 중에는 Stage II에 위치한 Flight Control System의 제어 명령으로 TVC 밸브를 제어한다.
- ③ ISDS Distribution Box : T-0초에 Stage II로부터의 점화 명령을 내보내고 Range Safety Destruct 명령이 발생했을 때 Destruct 출력을 내보낸다. 이때 Destruct 전력은 Core Vehicle의 TPS 배터리를 활용하며 SRM 분리될 때도 Core Vehicle의 TPS 전력을 활용한다.

1.2 Core 전력시스템

Titan III E Core의 전력시스템은 그림 2와 같은 구조를 갖는다. 1단의 탱크연결부에 위치하는 Stage I Destruct Battery를 제외한 시스템들이 2단에 위치되어 있고 부하를 APS, IPS, TPS, CCR, ISDS로 분리하여 각

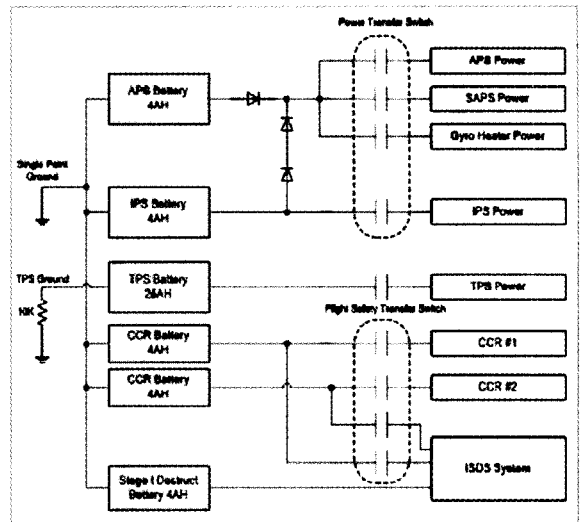


그림 2 Titan III E Core 전력시스템

- * APS : Accessory Power System
- * IPS : Instrumentation Power System
- * CCRPS : Command Control Receiver Power System
- * TPS : Transient Power System

각에 Battery를 두고 전력을 공급하는 구조를 갖는다. 특징을 보면 대부분의 타 발사체와 달리 Core 개념으로 1단과 2단이 전력측면에서 분리되지 않는 구조를 갖는다.

- ① 접지방식 : TPS를 제외한 부하들은 단일점(Single Point) 접지방식을 적용하였고 TPS는 10kΩ으로 접지시킨다. TPS의 경우 순차기폭부하에 전력을 공급하므로 과도부하특성을 갖게 되고 이는 EMI 발생원으로 작용하게 되므로 다른 부하와 단일점 접지시키지 않는 구조로 설계되었다.
- ② APS : APS는 비행 필수 부하로 1단과 2단의 Gyro Heater, Flight Control Static Inverter, Sequencing System등에 전력 공급 및 Flight Control System, TVC Interface, Liquid Engine Interface, Centaur Interface 등의 전력 및 신호 인터페이스 기능을 갖는다.
- ③ IPS : 그림 2와 같은 다이오드 결선으로 APS 전원의 이중화(Redundancy) 개념이 적용된다.
- ④ 3개의 전력스위치 : Power Transfer Switch, TPS

Switch, Flight Safety Transfer Switch가 적용되었다. Power Transfer Switch는 APS, IPS Bus로 TPS Switch는 TPS Bus로 전력을 공급한다. Flight Safety Transfer Switch는 ISDS와 CCR에 전력을 공급한다. 전력스위치는 스위칭시 아크방지를 위해 비활성 가스로 밀봉하는 구조를 갖는다.

2. Centaur D-1T 전력 시스템^{[1], [2]}

Centaur 시스템은 1958년경부터 개발하기 시작하여 1963년에 Atlas LV-3C로 첫 비행을 하였고 Atlas V에 이르기까지 많은 비행경험과 다양한 버전을 갖고 있는 시스템이다. 본 절에서 다룰 D-1T 시스템은 1974년경 Titan III에 발사체에 적용된 시스템이다. Centaur D-1T의 전장시스템은 그림 3, 4에서와 같이 DCU, SCU, IMG, Signal Conditioners, RMU와 같은 제어기와 C-band Transponder, S-band TLM Transmitter, FM-FM Telepack과 같은 원격측정시스템, SIU, Propellant Utilization, Engine Position Feedback Transducer와 같은 추진 시스템, 마지막으로 전동기 부하들로 구성된다.

- ① SCU : PCOS를 포함하고 SCU Housing으로 각 서브시스템에 대한 단일점 접지를 제공한다. DCU로부터 22bit 병렬 제어 신호를 받아 해당 제어 밸브를 개폐하는 기능도 수행한다.
- ② 전력 분배 : 부하의 종류에 따라 3개의 전력 버스를 통해 이루어진다. Bus 3는 전동기 부하, Bus 2는 원격측정 및 통신관련 부하와 SIU, Bus 1은 제어기 부하로 구분된다. 다음 그림3은 1개의 주 전원으로 3개의 버스를 운용하는 개념을 보여주고 있고 그림 4는 독립된 3개의 전원으로 각 부하로 전원을 공급하는 개념을 보여준다.

1개의 주 전원으로 구성된 전력시스템 구조는 3개의 부하군에서 요구되는 전력을 충족시키기 위해 용량이 커야하며 다른 부하의 특성에 따라 상호 EMI 영향을 받을 수 있는 위험이 있다. 3개의 배터리를 이용한 전력시스템 구조는 각 부하별로 배터리를 할당하여 다른 부하군의 영향을 비교적 받지 않는다.

그림 4에서 보여 지듯이 MVB #2에서 순방향으로 MVB #1, 3에 다이오드가 연결되어 고 전력을 요구하는 MVB #1, 3에 MVB #2를 Backup 배터리로 사용하는 구조를 갖고 있다.

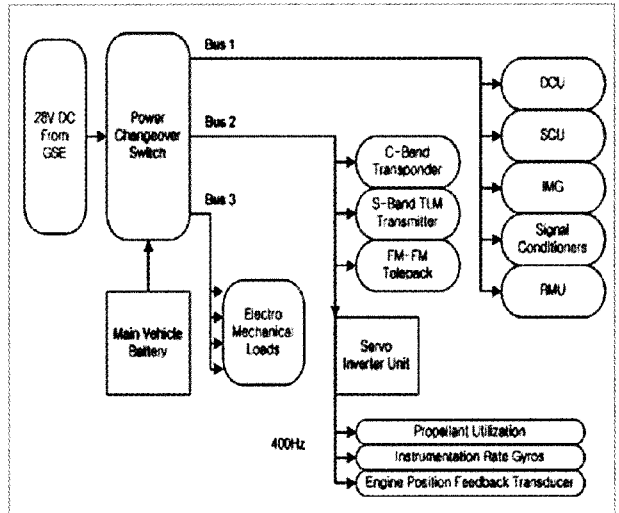


그림 3 Centaur D-1T 단일 전력원 구조

- * PCOS : Power Change Over Switch
- * SIU : Servo Inverter Unit
- * DCU : Digital Computer Unit
- * SCU : Sequence Control Unit
- * IMG : Inertial Measurement Group
- * RMU : Remote Multiplexer Units
- * MVB : Main Vehicle Battery

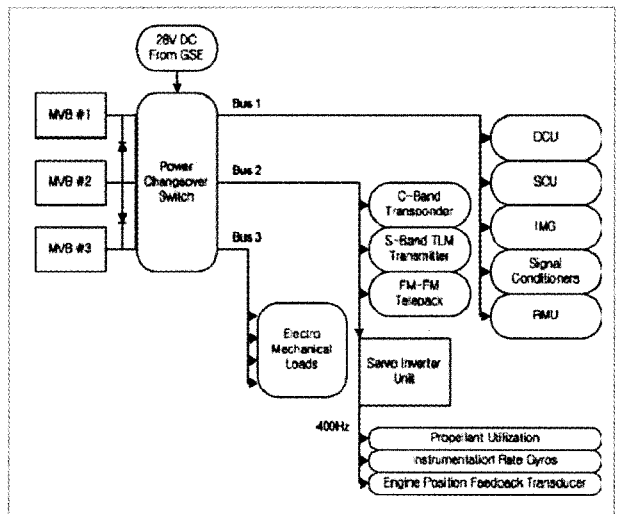


그림 4 Centaur D-1T 전력원 분리 구조

이러한 구조는 다이오드 결선에 의한 Load Sharing 개념 외에 초기 배터리 상태 변화에 따른 순환전류의 제어기능을 갖고 있다. D-1T 시스템에서의 SCU와 같이 근래 Atlas IIIB(2000년)의 경우도 별도의 PDU(Power Distribution Unit) 없이 RCU(Remote Control Unit)를 통해 전력을 공급하는 구조를 갖는다. RCU는 주 배터리와 보조 배터리를 이용하여 3개의 분리된 전력 모션을 통해 부하에 전력을 공급하고 단일점 접지를 제공하도록 되어있다.

3. Delta II 전력시스템⁴⁾

1990년대의 3단형 발사체로 1960년대 Delta부터 현재의 Delta IV에 이르기까지 많은 비행경험을 갖고 있는 발사체이다. 분석하려는 발사체는 Delta II로 Delta 시리즈 중에 가장 많이 사용되었고 우리나라의 무궁화위성을 발사하기도 하였다. Delta II의 전력시스템은 단별로 분리된 전력시스템 구조를 갖고 있으며 앞선 Centaur D-1T와 같이 전력 분배와 시퀀스 기능이 복합된 특징을 갖는다. 전력원은 Silver Zinc Alkaline 배터리를 사용하였고 1 ~ 20 AH 정도의 정격용량을 적용하였다. 최소 용량 여유는 발사전과 비행시의 분석된 총 전력소모량에 최소 20%의 여유를 갖도록 설계되었다.

3.1 1단 전력 시스템 특징

1단의 경우 그림 5와 같이 부하를 Control, RGEA, Telemetry, E-Package와 같이 4가지로 분류하였다. BOS는 Control 배터리와 RGEA 배터리를 에너지원으로 엔진 릴레이 장치와 Rate Gyro Assembly로 전력을 분배한다. 20AH용량의 Control 배터리는 1단의 고체모터와 엔진 릴레이를 구동시키는 목적으로 사용하였고 1단의 RGEA를 위해 분리된 1AH용량의 RGEA 배터리를 두었다. Telemetry Distribution Box는 20AH의 Telemetry 배터리로부터 전력을 공급받아 Telemetry and Instrumentation 시스템을 구동하고 엔진 제어용 Control 배터리의 백업으로도 이용한다. E-Package는

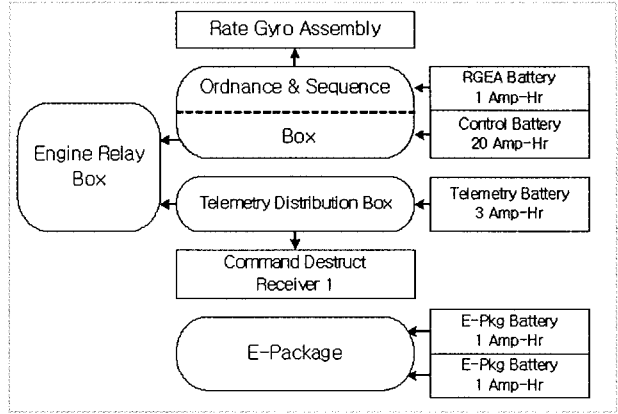


그림 5 Delta II 1단 전력시스템

표 1 1단 에너지 마진

기능	용량 [Amp-hr]	에너지 마진[%]
Control	20	1200
Telemetry	3	300
E-pkg ($\pm 15V$)	1	4600
RGEA	1	450

* RGEA : Rate Gyro Electronics Assembly

* E-Package : Electronics Package

* MECO : Main Engine Control

* VECO : Vernier Engine Control

* BOS : Ordnance and Sequence Box

* GC : Guidance Computer

GC로부터 자세정보를 받아 1단 엔진을 제어하는 시스템으로 Redundancy를 적용하여 2개의 별도 1AH 배터리로 구동하였다. BOS의 경우 전력분배 외에 2단의 GC로부터 4 Discrete 입력을 받아 MECO Enable, VECO CMD, 고체 모터 지상/비행 점화, 고체 모터 분리, 1/2 단 분리 등의 시퀀스 출력을 내보낸다. Redundancy가 적용되는 유닛은 E-Package 배터리를 포함하여 유닛의 중요성에 따라 BOS와 E-Package에 적용하였다. BOS의 경우 GC로부터의 입력단과 출력단, 제어 로직에도 이중화 설계 개념을 적용하였다. 1단의 에너지 마진은 표 1과 같다. 표에서와 같이 시스템의 중요도와 에너지 변화율 등을 고려하여 에너지 마진을 이 다음을 알 수 있다.

3.2 2단 전력시스템 특징

2단은 그림 6과 같이 Power & Sequence Box에서 부하를 3종으로 분류하여 전력을 분배한다. 3종의 부하는 Control관련 부하, 엔진관련 부하, 원격측정 관련 부하이다. Control 관련 부하는 DRIMS, GC, E-Package를 포함하고 엔진관련 부하는 Hydraulic 펌프 모터, Ordnance, 엔진밸브 등이며 원격측정 관련 부하는 텔레메트리 시스템, C-band Transponder, Range Safety Distribution Box이다. 그림에서 알 수 있듯이 E-Package시스템의 경우는 Control 배터리와 2개의 E-Package 배터리로부터 전력을 공급받도록 되어있다. Power & Sequence Box는 1단의 BOS와 같이 전력 분배기능이외에 Sequencing 기능을 포함한다. Power & Sequence Box는 GC로부터 25개의 Discrete 신호를 입력하여 Control 신호와 Ordnance 신호를 출력한다. Control 신호는 Tank 압, 엔진 점화, Ullage Jet, Hydraulic 펌프, CDR On/Off 신호 등이며 Ordnance 신호는 1/2단 분리, 3단 페어링 분리 신호 등이다. 2단에 이중화는 Power & Sequence, E-Package, E-Package 배터리, DRIMS에 적용하였다. 2단의 에너지 마진율은 표 2와 같다.

3.3 3단 전력시스템 특징

Coning Control Assy에서 3단 배터리를 이용하여 Control Box와 Rate Gyro Assembly, Instrumentation and Telemetry 시스템에 전력을 분배한다.

3.4 Delta II 전력시스템 고찰

단별로 분리된 전력시스템 구조를 갖기 때문에 단 분리시의 영향을 덜 받게 되고 위험요소를 갖고 있는 Power & Sequence Box와 BOS, E-Package, 기타 중요 배터리 등과 BOS의 입/출력단, 제어 로직에 이중화 개념을 적용하여 안정성을 높였다. 각 단마다 부하를 유사 부하별로 분리하여 타 서브 부하군의 영향을 최소화하는 구조를 갖도록 되어있다. 1단과 2단의 경우 전력 분배 기능 외에 GC로부터 Sequencing 신호를 입력하여 전력분배장치에서 밸브 및 파이로 등을 구동하는

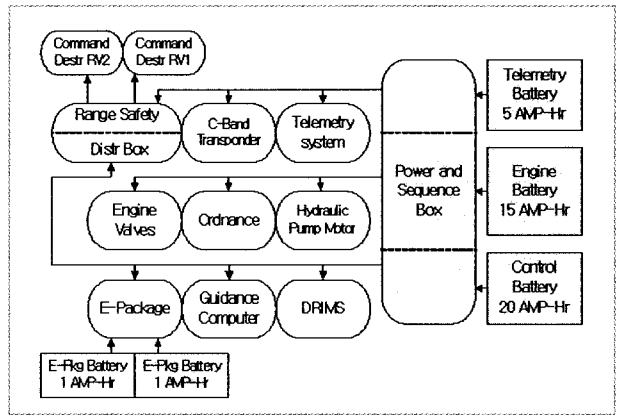


그림 6 Delta II 2단 전력시스템

표 2 Delta II 2단 에너지 마진

기능	용량 [Amp-hr]	에너지 여유[%]
Control	20	370
Engine	15	65
Telemetry	5	310
E-pkg (± 15V)	1	2500

* DRIMS : Delta Redundant Inertial Measurement System

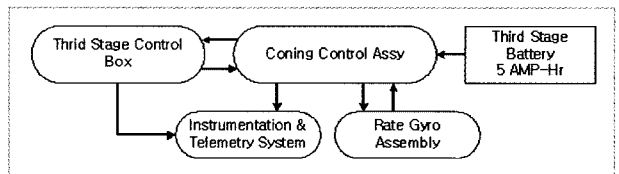


그림 7 Delta II 3단 전력시스템

표 3 Delta II 3단 에너지 마진

기능	용량 [Amp-hr]	에너지 여유[%]
Telemetry/NCS	5	335

Sequence 제어기능도 수행하는 구조를 갖는다. Delta-II 시스템은 중요한 서브시스템일 경우 별도의 배터리와 이중화 개념을 고려하여 전력시스템을 구성하였음을 알 수 있다.

4. Ariane 발사체 전력시스템^[5]

Ariane 전력시스템도 그림 8에서 보는 바와 같이 단별로 분리되어 있고 제어 명령을 VEB에 위치한 OBC

로부터 전달받는 구조를 갖는다. OBC는 IU(Interface Unit)을 통해 명령을 각단의 PDU에 전달한다. PDU는 지상 전원 인터페이스와 내부 전원 인터페이스, 지상과의 케이블 명령 라인 인터페이스, OBC와의 통신 인터페이스, 서브 부하와의 전력 인터페이스와 같이 5개의 인터페이스 기능을 갖는다. OBC와의 통신 인터페이스를 통해 PDU내의 스위치를 구동하고 비상시를 대비하여 지상과 4개의 케이블 인터페이스가 구비되어 있다.

4.1 PDU의 기능

PDU는 개별 부하에 전력을 공급하기 위해 다수의 스위치를 내장하고 있고 이 스위치들은 OBC에 의해 제어된다. PDU는 13개의 출력을 제공하며 모든 출력은 과부하 보호 기능과 전류/전압 모니터링 기능이 제공된다. 13개의 출력 중 11개는 저 전력용으로 2개는 고 전력용으로 사용한다. 비상시의 가장 중대한 문제점을

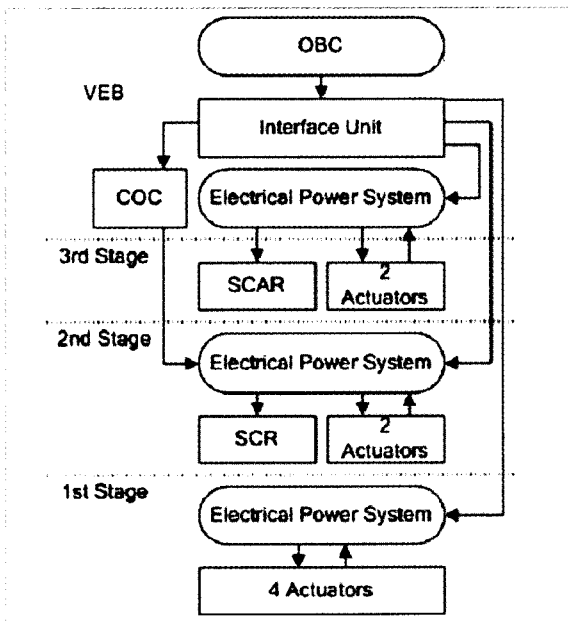


그림 8 Ariane IV 전력시스템

- * COC : Command Control Unit
- * SCR : Roll Control System
- * SCAR : Attitude and Roll Control System
- * OBC : On Board Computer
- * VEB : Vehicle Equipment Bay

고려하여 PDU내의 4개의 지상 케이블 인터페이스를 두고 지상에서 기능 시험할 때 PDU와 OBC간의 통신 문제가 발생했을 경우를 대비한다. 또한 과전류로부터 전자장비를 보호 하기위해 사용하는 기존의 퓨즈를 대신하여 SSPC(Solid State Power Controller)를 사용함으로써 부하의 단속은 물론, 부하 및 해당 하니스의 고장시 신속하게 트립(Trip)시키므로서 개선된 보호기능을 제공한다.

5. Vanguard 발사체 전력시스템^[3]

1950년대의 위성발사체로 전장시스템이 대부분 릴레이, 타이머, 스위치로 구성되어 있다. 단별 전력시스템은 별도의 PDU 없이 각 단의 제어기에서 PDU기능을 수행하는 구조를 갖고 있다.

5.1 1단 전력시스템 특징

1단 추진 제어 유닛은 주 배터리 전력을 전력 모선을 통해 공급받고 엔진 제어 유닛에 전력을 분배하며 추진관련 밸브, 파이로 등을 제어한다. 엔진 제어 유닛은 추진 제어 유닛을 통해 전력을 공급받고 엔진관련 밸브를 제어한다. 주 배터리는 20Amp-hr의 용량을 갖고 있고 Telemetry관련 부하는 별도의 Telemetry용 5AH 용량의 전원을 통해 공급받는다.

5.2 2단 전력시스템 특징

2단의 주 배터리는 부하를 두개로 분류하여 별도의 전력 모선을 통해 Engine Flight Sequencer와 3단 전자장비, 2단 Hydraulic Pump Motor에 전력을 공급한다. 2단 역시 Telemetry 시스템을 위한 별도의 5AH 용량의 배터리를 이용하였다.

5.3 Vanguard 발사체 전력시스템 고찰

전장시스템 특성상 Telemetry, Command 시스템, Radar Beacon을 제외한 다른 모든 시스템은 주 배터리를 통해 전력을 공급받는다. 1단과 2단에 20AH의 주 배터리 하나로 대부분의 전장시스템 구동한다. 개발 당시 최대 에너지 밀도를 갖는 Silver-zinc 1차 배터리

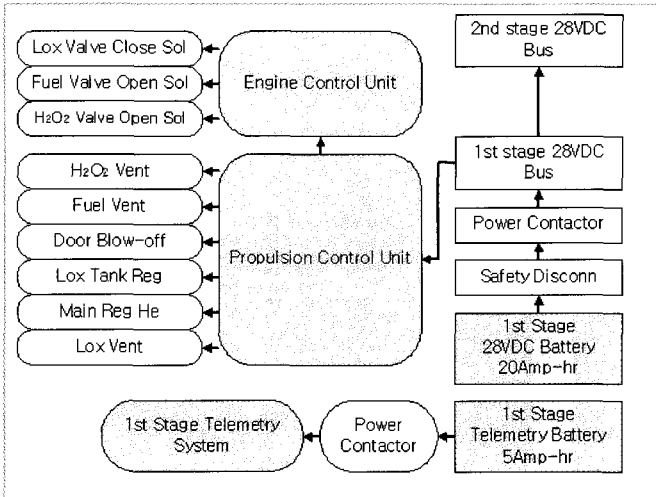


그림 9 Vanguard 1단 전력 시스템

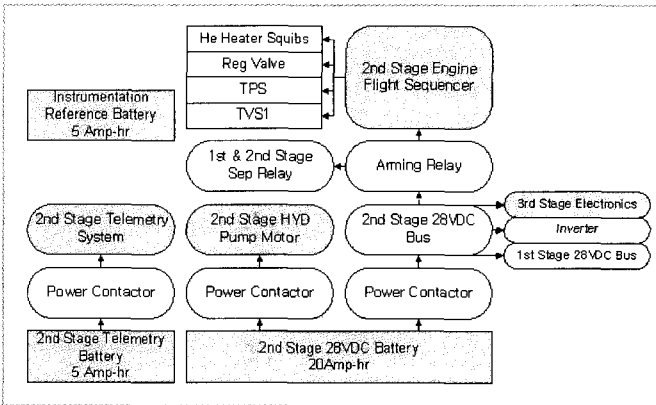


그림 10 Vanguard 2단 전력 시스템

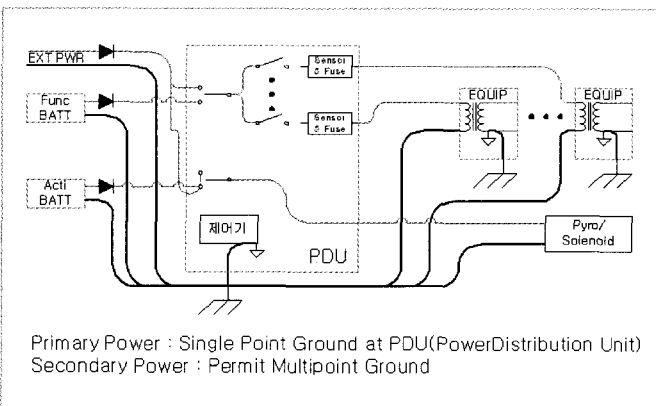


그림 11 시스템 접지방식

를 이용하였다. 전력시스템이라는 구분이 없
이 각 제어 유닛에 필요에 따라 전력 분배기능
을 수행하도록 설계되어 있고 1단과 2단의
28VDC 전력모선이 연결되어 있다는 것이 특
징이다.

6. KSLV-I 전력시스템^[6]

3단형 예비설계안을 기준으로 진행되었던
KSLV-I의 전력시스템을 살펴보면 각 단별로
분리된 구조를 갖고 단별로 전력분배를 위한
PDU를 두도록 하였다. 또한 부하를 특성별로
3가지로 분리하여 전력을 분배하는 구조를 갖
는다.

6.1 접지방식

접지방식은 그림11과 같은 방식을 적용한
다. 주 전원은 단일점 접지방식을 적용하고 부
하 전원은 다중점(Multi point) 접지방식을 적
용한다. 기동부하의 경우 과도특성에 의한
EMI 발생원을 억제하기 위하여 10kΩ 정도의
저항을 통하여 접지한다.

6.2 전력시스템 구성개념

부하를 텔레메트리, 제어기 등의 부하로 구
성된 제어기/회로 부하군과 Pyro 및 밸브 등으
로 구성된 구동기 부하군, 엔진구동부하로 분
류하였으며, 이들 부하 군에 대하여 개별의 전
력모선과 전원이 연결된다. 각 전원의 출력은
전류센서를 통하여 전력모선으로 연결되며,
전력모선에서 부하도 전류센서를 통하여 연결
된다. 또한, 임의의 서브시스템 모듈에서 제어
기/회로부와 구동기부는 각각의 전류센서를
사용한다. 각 부하전력은 퓨즈를 통하여 전달
되며, 임의의 서브시스템 모듈에서 제어기/회
로부와 구동기부는 각각의 퓨즈를 사용한다.
요약하면, KSLV- I 전력서브시스템은 소수의
전원으로 공통의 전력모선을 구성하고 이로부터

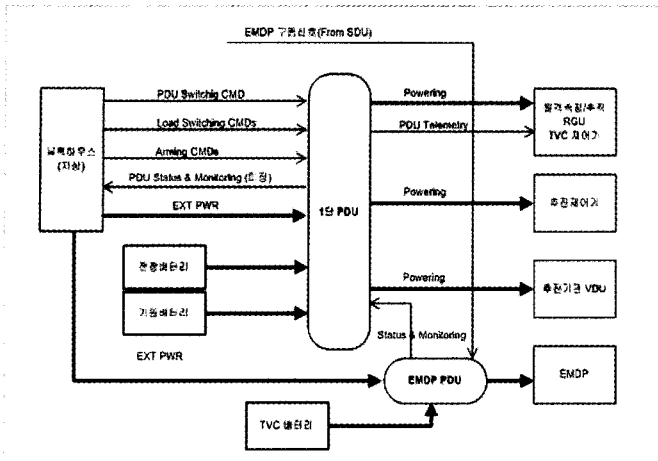


그림 12 전력시스템 구성 개념

터, 다수의 부하에서 요구하는 전력을 공급하는 방식이다. 또한, 각 부하에서 요구하는 특정 전압은 부하 컨버터/레귤레이터를 각 부하모듈로 분산시켜 공급하게 된다.

III. 결 론

앞서 서술된 내용을 정리해 보면 근래의 우주 발사체의 경우 단 별로 전력시스템이 분리되는 경우가 많다. 시스템 구조는 Ariane V와 같이 단별로 전력분배를 위한 유사 장치를 별도로 두는 시스템과 Titan III, Centaur D-1T, Vanguard와 같이 단별 환경에 적합하게 구현된 시스템 구조를 들 수 있다. 단별 환경에 적합하게 구현되는 복잡한 전력시스템 구조의 경우는 독립적인 전력시스템 구조 보다 많은 검증작업과 시간이 요구되는 단점이 있다. Delta II에서는 중요한 기능을 수행하는 시스템의 경우는 전력 시스템도 이중화 개념을 적용하였고 Sequencing 기능을 수행할 경우 중요도에 따라 Sequencing 로직도 이중화를 고려하였

다. 대부분의 발사체 배터리 용량은 보통 1 ~ 20AH가 사용되었고 에너지 마진율은 부하의 전력소모량과 시스템의 중요도에 따라 적합하게 설정하여 최소 20% 이상의 마진율을 적용되도록 하고 시스템 환경에 맞게 충분한 에너지 마진이 적용되어야 한다. 3단형 KSLV-I 발사체의 경우, 전력분배는 되도록 유사한 부하로 분류하여 분배되었고 민감한 시스템 또는 상대적으로 임무에 매우 중요한 시스템의 경우 PDU를 사용하지 않고 별도의 배터리를 이용하여 전력을 공급하는 방식을 취하여 타 발사체의 단점을 보완하고 한국형 발사체만의 특성을 갖도록 설계되었다.

참고문헌

- [1] Martin Marietta Aerospace, "TITAN IIIE/CENTAUR D-1T SYSTEMS SUMMARY", Sep. 1973.
- [2] Michael C. Gass and John C. Karas, Dennis R. Dunbar, "Atlas Launch System Mission Planner's Guide Revision 9", Sep. 2001.
- [3] The Martin Company, "The Vanguard Satellite Launching Vehicle - An Engineering Summary", Apr. 1960.
- [4] McDonnell Douglas Aerospace, "Koreasat Preliminary Design Review", Jun. 1993.
- [5] Arianespace, "Ariane 5 User's Manual Revision 0", Mar. 2000.
- [6] Korea Aerospace Research Institute, "Preliminary Design Review of KSLV-I(3-Stage LV)", Vol 2, Mar. 2004.