

技術論文

위성용 고 신뢰성 Proto-type 보조전원 공급기 개발

추원교*, 김현구*, 우형제*, 구자춘**

High Reliability Proto-type Auxiliary Power Supply
Development for Satellite

Won-Gyo Choo*, Hyun-Gu Kim*, Hyung-Je Woo* and Ja-Chun Koo**

ABSTRACT

The auxiliary power supply for satellite should make the power safe and support it for subsystems during its operational lifetime. Several constraints should be required to get high reliability. In this paper, the auxiliary power supply was satisfied and designed to be satisfied with some constraints. Control circuits for the auxiliary power supply used majority voter circuits to remove the single point failure. To verify majority voter circuits, proto-type auxiliary power supply was manufactured and tested.

초 록

위성용 보조전원 공급기는 임무기간 운용 중 위성체 부하에 전원을 안정적으로 공급하여야 한다. 이 보조전원 공급기는 고 신뢰성을 위해 몇가지 제한 사항을 요구한다. 본 논문에서는 이 제한 사항을 모두 만족 시키도록 보조전원 공급기를 설계하였다. 또 보조전원 공급기를 제어하는 회로는 다수결 판정회로를 사용하여 단일 기점 결함이 없도록 설계하였으며, 이를 증명하기 위해 견본을 제작하였고, 시험되었다.

Key Words : Satellite(인공위성), Payload(탑재체), Majority Voter Circuit(다수결 판정회로), Single Point Failure(SPF-단일기점결함), Proto-type(견본)

I 서 론

위성용 전원 공급기는 태양 전지에서 발생한 에너지를 이용하여 배터리를 충전 시키기위해 전력변환기를 사용한다. 본 논문에서는 이 전력 변환기의 보조전원 공급기에 대해 언급할 것이다.

보조 전원 공급기는 solar array와 battery에서 전력을 공급받아 Power BUS에 안정된 전원을 공급하는 파워 모듈에 보조전원을 공급한다. 본

논문에서 제시하는 proto-type의 보조전원 공급기는 파워 모듈 최대 16개까지 실장이 가능하도록 설계하였다. 보조전원 공급기는 트랜스포머가 삽입되어 입/출력간의 절연 뿐만아니라 인덕터 역할도 겸하고 있는 fly-back converter를 이용하였다[1]. 한 모듈 내에 3개의 dc/dc fly-back converter 전력단으로 구성되어 hot redundancy 방식으로 동작하면서 부하를 분담한다. 이 3개중 1개의 dc/dc converter가 redundancy로 설계되었으며, 2개로도 충분히 전원을 공급할수 있도록 설계하였다.

Hardware redundancy는 단일 기점 결함 발생을 없애기위해 voting mechanism에 의존한다. 이 기본 hardware redundancy는 TMR (Triple Modular Redundancy) 구조 이다[Fig. 1].

† 2009년 12월 2일 접수 2009년 12월 29일 심사완료

* 정회원, 세트렉아이

교신저자, E-mail : wgchoo@satreco.com

대전시 유성구 전민동 461-26

** 정회원, 한국항공우주연구원

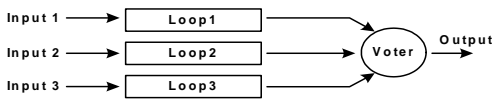


Fig. 1. Triple Modular Redundancy

Table 1. Truth table of Majority Voter

D1	D2	D3	Output
0	0	0	0
0	0	1	0
0	1	0	0
0	1	1	1
1	0	0	0
1	0	1	1
1	1	0	1
1	1	1	1

다수결 판정 회로 :
Output = D1D2+D2D3+D3D1

For example :
D1=D, D2=1, D3=0
Output = D

Hardware redundancy의 일반적인 형태는 N-모듈 redundancy 구성이다. 여기서 N은 홀수 이다. 위성용 보조전원 공급기는 단일 결함에 대해 치명적이기 때문에 TMR 개념을 주로 이용하며 본 논문에서도 모든 제어기에 구성하였으며 Failure을 인위적으로 제어기에 인가하였을 때 보조전원 공급기가 정상적으로 부하를 공급할 수 있는지 확인한다. 각 제어 회로에 적용된 다수결 판정 회로와 관련된 진리표는 Table 1과 같다.

진리표에서 "0"은 제어 회로의 fail, "1"은 제어 회로의 정상 동작을 의미한다. 그러므로 표에서 알 수 있듯이 3개의 제어회로 동작에서 2개의 제어 회로가 "0"이면 dcdc converter의 동작은 멈추게 된다. 이러한 개념을 보조전원 공급기의 제어기에 적용하여 실험 결과로도 확인한다.

II 본 론

2.1 보조전원 공급기의 제한 사항

본 논문에서 제안한 위성용 보조전원 공급기의 신뢰성을 높이고, 단일 기점 결함을 없애기 위해 다음사항들을 만족하는 구조를 구성하고 있어야 한다.

- 1) 입력 filter에 단일 기점 결함이 없어야 한다.
- 2) 출력 filter에 단일 기점 결함이 없어야 한다.
- 3) 정류부 회로는 신뢰성이 있어야 한다.
- 4) 스위치 역할을 하는 소자는 퓨즈가 추가되어야 한다.
- 5) 전원공급기의 출력을 이용하는 부하 시스템은 출력을 보호하는 구조이어야 한다.

2.2 전체 Block Diagram

Fig. 2는 본 논문에서 제안하는 위성용 보조전원 공급기의 블럭도이다. 보조전원 공급기는 Power BUS을 통해 전력을 공급 받는데 있어서 입력 다이오드는 Quad(4ea)로 구성하여 short나 open시 문제가 발생하지 않도록 구성하였다. 또한 보조전원 공급기 동작을 제어하는 제어회로부와 clock 발생 회로는 3개로 구성되어 다수결 판정 회로의 입력으로 이용하였으며, 다수결 판정 회로의 출력은 각각 fly-back converter의 Mosfet의 스위치를 동작 시킨다. 이때 시비율은 모두 동일하기 때문에 converter는 출력 용량의 변화에 따라 전력을 동일하게 분담하여 각 converter의 stress를 줄여준다. 또한 clock 발생 회로는 pulse transformer을 이용하여 외부의 스위칭 동작에도 이용된다. 그러므로 이 clock를 이용하는 보조전원 공급기는 동일한 주파수 특성을 갖기 때문에 EMC의 성능을 향상 시킨다. 출력 단은 3개의 fly-back converter가 하나의 고 신뢰성 출력 필터를 통해 전원을 공급할 수 있게 설계되어 단일 기점 결함을 없도록 설계하였다.

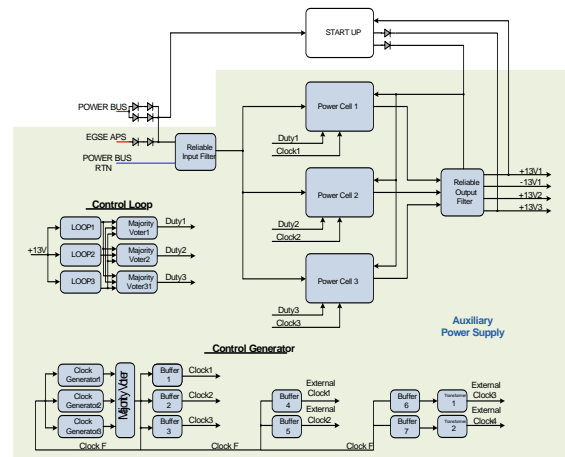


Fig. 2. Block Diagram

2.3 Input Filter

Fig. 3과 같이 fly-back 컨버터의 입력 필터를 구성하는 인덕터는 2개 이상의 wire를 이용하여 권선을 구성하였으며, capacitor는 직/병렬로 구성하여 단일 기점 결함을 없앴다. 또한 각 dcdc fly-back converter의 입력단에 공급되는 capacitor도 직/병렬로 구성하여 신뢰성도 향상 시켰다.

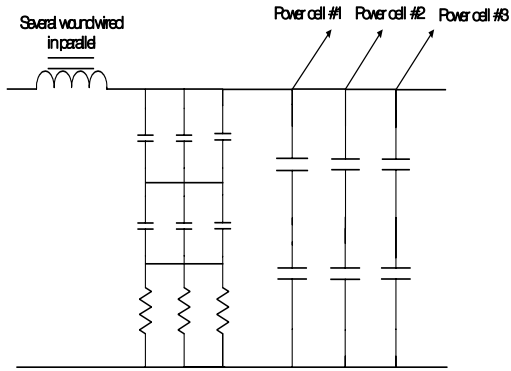


Fig. 3. Input Filter of DCDC Converter

2.4 Power Stage

신뢰성을 향상시키기위해 보조전원 공급기의 전력단은 3개로 구성되어 있으며, 각 dc/dc fly-back converter의 메인 스위치는 Fig. 4와 같이 퓨즈를 연결하여 한개의 dc/dc converter 불량 발생 시 다른 converter에 영향을 주지 않게 설계 하였다. 2차측 정류부의 다이오드는 2개를 직렬로 구성되었고, 출력 filter도 단일 기점 결함의 영향을 줄이도록 설계 하였다.

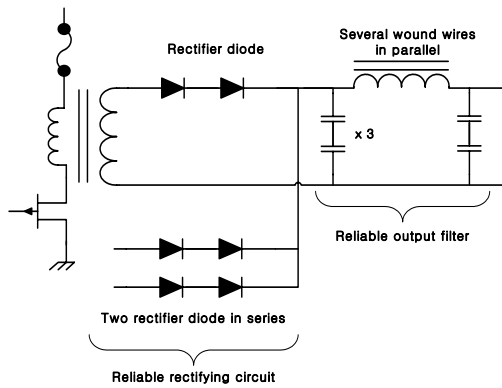


Fig. 4. Power Stage of DCDC Converter

2.5 Control Loop

Fig. 5는 본 논문에서 제안하는 보조전원 공급기 제어 회로 구성이다. Power BUS 전원과 +13V의 출력 전압, 및 clock 신호 1,2,3을 입력을 받아 3개의 동일한 제어기가 동작하여 시비율을 발생시킨다. 각 제어기의 동작에 따라 발생하는 시비율은 각각 최대 시비율, 최소 시비율, 동작 시비율을 발생시킨다.

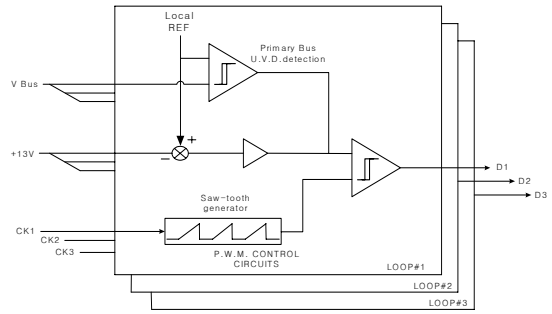


Fig. 5. Control Loop of DCDC Converter

2.6 Power Cell Command

Fig. 6은 제어 회로에서 만들어진 Duty 1,2,3를 이용하여 다수결 판정회로를 거쳐 보조전원 공급기에서 감지된 신호와 비교하여 스위칭 동작을 시키는 3개의 power cell 중 1개의 dc/dc fly-back converter의 개념도이다. 보조전원 공급기의 안정된 동작을 위해 내부 +5V의 전원 이상유무를 판단하는 회로와 출력 +13V의 안정된 영역을 감지하는 회로 그리고 과 전류 신호를 감지한다. 또한 스위치에서 발생하는 열을 감지하여 입력단의 relay 제어회로에 영향을 준다. 위 모든 동작은 보조전원 공급기의 안정된 동작과 신뢰성을 위해 갖추어야 한다.

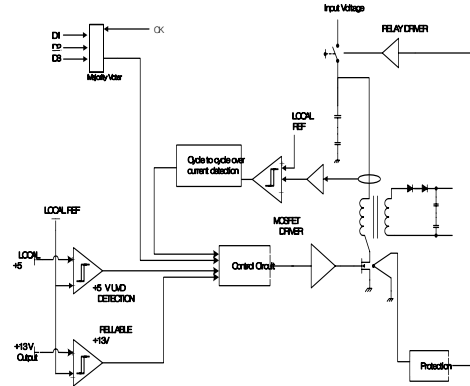


Fig. 6. Power Cell of DCDC Converter

2.7 Clock Generator

Fig. 7은 clock 발생 블럭도이다. 각각의 clock 발생기에서 생성한 3개의 clock 신호들은 다수결 판정회로를 거쳐 신뢰성이 향상된 신호를 생성하고, 또한 이 신호와 동기화되어 clock 1,2,3를 생성하여 보조전원 공급기의 제어기에 입력되어 제어기를 동작시키는 신호로 이용한다. 또한 외부

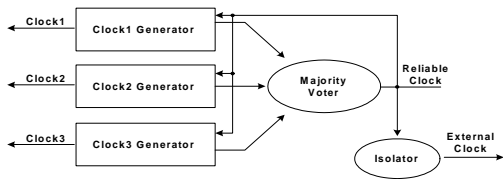


Fig. 7. Clock Generator

로 공급되는 clock 신호도 이 신호를 이용하여 pulse transformer로 절연하여 외부 clock 이상 시 보조전원 공급기의 성능에 영향을 주지 않도록 설계하였다.

3. 실험 결과

본 논문에서는 본문의 내용을 만족하는 약 61W보조전원 공급기를 개발하여 실험하였다. Fig. 8은 보조전원 공급기의 실험 구성 사진이다. 각 출력 전압 및 부하의 조건은 Table 2와 같다. Table 2에서 +13V1이 feedback 제어에 이용하였으며, 나머지 출력은 transformer의 권선비를 이용하여 구성하였다.

다수결 판정 회로가 적용된 회로를 검증하기 위해 3개의 입력 중 1개를 이상 동작을 시켰을 때, 출력 전압에 영향을 주는지 확인하였다.

Fig. 9는 기본 정상동작시 제어 회로의 파형이다. 제어기에서 D1은 최소 시비율, D2는 최대 시비율, D3은 실제 스위치를 동작시키는 시비율로 동작한다.

Table 2. Output Load Conditions

	+13V1	+13V2	+13V3	-13V
Min	0.81A	0.32A	0.60A	0.32A
Max	1.55A	0.87A	1.61A	0.61A

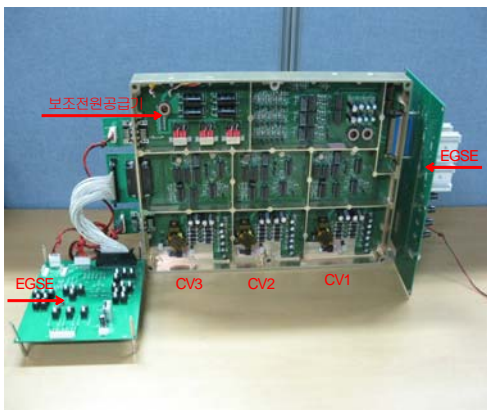


Fig. 8. Test Configuration of Auxiliary Power Supply

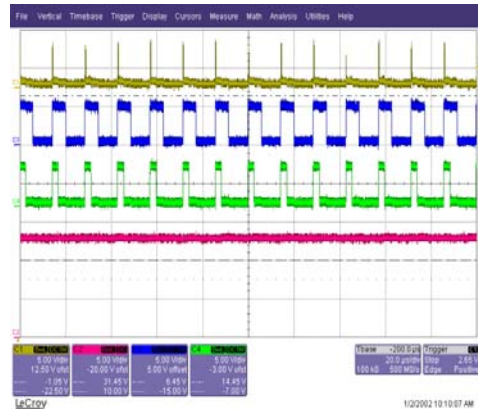


Fig. 9. Control Waveform (1/2)
Ch1:D1, Ch3:D2, Ch4:D3, Ch2:+13V1

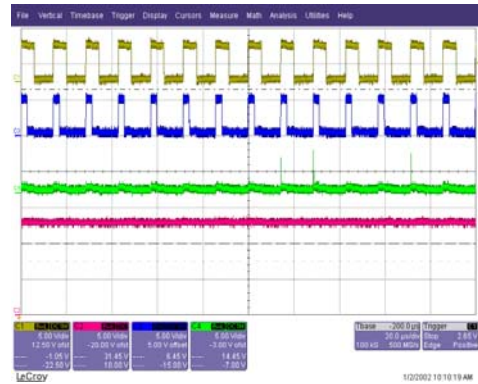


Fig. 10. Control Waveform (2/2)

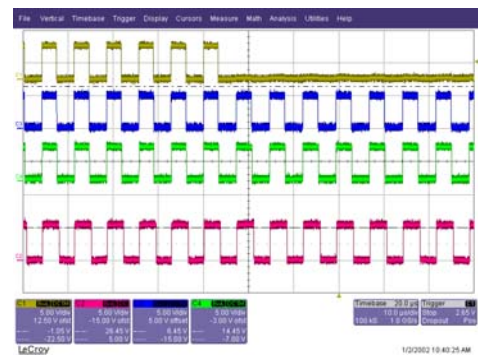


Fig. 11. Clock Generator Waveform
Ch1:Clock1, Ch3:Clock2, Ch4:Clock3, Ch2:Clock

Fig. 10은 Ch4의 D3을 강제적으로 이상 동작을 발생시켰을 때, 제어기 회로의 동작을 나타낸다. Ch1, D1이 최대 시비율, Ch3, D2가 실제 스위치 동작을 시키는 시비율로 변하면서, 출력 전압도 이상이 없이 동작함을 확인 할 수 있다.



Fig. 12. Output Voltage Waveform (1/2)
Min Load : 0.81A, Max Load : 1.55A

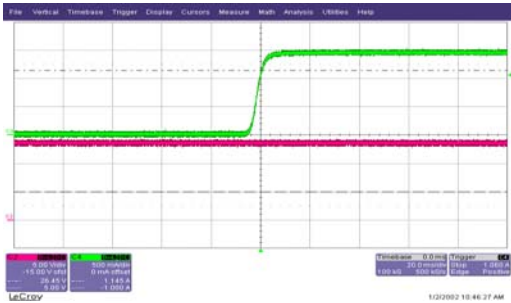


Fig. 13. Output Voltage Waveform (2/2)
No Load : 0A, max Load : 1.55A

Fig. 11은 신뢰성이 향상된 신호와 동기화된 clock1,2,3 발생회로 신호중 1개를 강제적으로 이상 동작 시켰을 때, reliable clock 신호의 이상유무를 확인하였다. 결과 파형처럼 reliable clock 신호는 이상없음을 확인하였다.

Fig. 12는 부하 변화에 따른 제어기의 특성을 확인하기 위한 실험이다. +13V1의 실험 조건은 위와 같으며, 다른 출력 전압들은 최소 부하 조건에서 실험하였다.

Fig. 13의 실험 조건은 무 부하 조건에서 최대 부하 조건으로 변화 시켰을 때 출력 전압 특성을 확인하였다. 다른 출력전압들도 무부하 조건하에 실험하였다.

위 두 조건의 실험을 통하여 단수결 판정 회로를 사용한 제어기 회로의 특성이 양호함을 확인하였다.

Table 3은 proto-type으로 제작된 보조전원 공급기의 line/load regulation을 측정하였으며, main feedback인 +13V1 뿐만 아니라 부 출력 +13V2, +13V3, -13V도 안정적으로 동작하는 것을 확인 하였다.

Table 4는 보조전원 공급기의 효율을 측정한 값이다. 실제 요구사항은 정격 전압, 최대 부하조건에서 73% 이상을 만족하는 값을 확인하였다.

Table 3. Line/Load Regulation

Regulation	Input Range	Output Voltage			
		+13V1	+13V2	+13V3	-13V
Line	20.5V	50mV	180mV	300mV	30mV
Load	~ 55V	5mV	60mV	250mV	10mV

Table 4. Efficiency

효율	Vin = 50V	
	Min Load	Max Load
	68.48%	73.7%

III 결 론

본 논문에서는 보조전원 공급기의 구성과 제어 회로의 구조 및 성능에 대한 연구가 proto-type을 제작하여 수행되었다. 각 제어회로는 다수결 판정 회로로 구성되어 1개를 인위적으로 fail 발생시켰을 때에도 출력 전압에는 영향을 미치지 않으며, 보조전원 공급기를 구성하는데 있어 단일 기점 결함을 없애고, 신뢰성을 향상시키기 위해 제한사항들을 만족하도록 설계하여 고 신뢰성을 요구하는 위성용 보조전원 공급기에 부합 되도록 proto-type을 제작하였다. 그리고 보조전원 공급기의 제어기의 성능을 실험적으로 확인하기 위해 전기적인 특성실험을 통해 확인하였다. 그리고 추가적으로 고 신뢰성을 위해 보조전원 공급기로 설계된 회로들의 analysis가 수행되어야 한다.

후 기

본 연구는 항공우주연구원으로부터 개발 용역 사업으로 진행한 정지궤도용 전원공급기 개발 모델 결과중의 일부이며, 이에 관계자 여러분께 깊이 감사 드립니다.

참고문헌

- 1) 공학박사 김희준, "스위치모드파워서플라이", 성안당, p. 34
- 2) Assistant Prof. Mihaela Radu, "Reliability and Failure Analysis of Voting Circuits in Hardware Redundant Design", Technical University of Cluj-Napoca, ROMANIA.