

다목적 위성 태양전지 모델링 및 해석

정규범^o, 이상육^{*}, 최완식^{*}

^o우석대학교 정보통신공학과, ^{*}한국전자통신연구소 관제기술연구실

Modeling and Analysis of Solar Array of KOMPSAT

^oG. B. Joung, ^{*}S. W. Lee, and ^{*}W. S. Choi

Woosuk University, ^{*} Electronics and Telecommunications Research Institute

Abstract In this paper, solar array of KOMPSAT was modeled and analyzed. The modeling results of solar array was achieved by neural algorithm, which is powerful of nonlinear system with a few data sets. The algorithm was analyzed and verified by simulation considering on solar cell data of KOMPSAT. The characteristics VI curves and power generation of solar array are analyzed by using the modeling.

1. 서론

다목적 위성은 태양동기로 작동하는 저궤도 위성이다. 다목적 위성 전력계 서브시스템에서 전력의 생성은 실리콘(Si) 태양전지를 이용하여 전력을 발생하며 태양전지로부터 생성된 전력은 전력조절기(SAR : Solar Array Regulator)를 이용하여 부하에서 필요한 전력량을 조절한다. 또한, 태양에너지의 사용이 불가능한 일식(eclipse) 기간 중에도 전기에너지를 공급할 수 있도록 수퍼 니켈카드뮴 배터리를 사용하고 있다.

다목적 위성 전력계 서브시스템의 개략도는 그림 1과 같다. 그림 1에서 보는 바와 같이 태양전지는 두 개의 태양전지판(solar array wing)에 직렬연결(107 cells)된 40 개의 스트링(strings)이 병렬로 연결되어 필요한 전력을 발생하고 있다. 태양전지판은 SADA(Solar Array Drive Assembly)를 이용하여 태양방향으로 조절되어 태양에너지의 사용이 최대가 되도록 한다. 이때 SADA는 위성 자세제어계(AOCS)에서 태양각을 계산하여 SADE (Solar Array Drive Electronics)을 통해 제어된다. 태양전

지판의 전력은 위성의 궤도환경에 따라 전압-전류 특성곡선이 달라지게 되는 데 위성의 전력사용에 따라 태양전지판은 발생전력을 조절해야 한다.

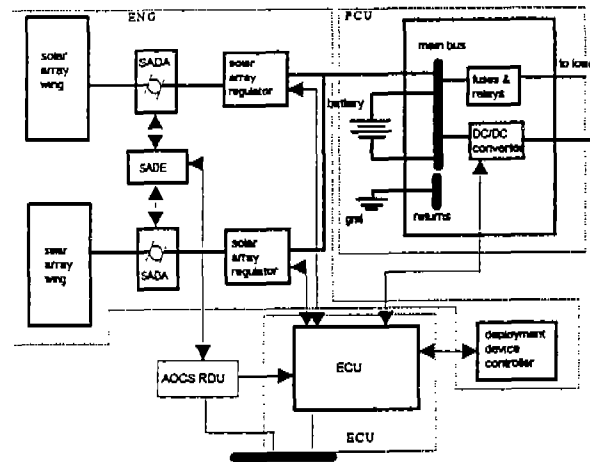


그림 1 다목적 위성 전력계 서브시스템 개략도

발생전력의 조절은 SAR (Solar Array Regulator)를 사용하여 태양전지 출력전압을 조절하므로써 가능하다. 조절된 전력은 버스전압에 연결되어 퓨즈와 릴레이 스위치를 거쳐 부하에 공급된다. 이때 배터리는 위성이 일식기간 중에도 전력을 사용할 수 있도록 전력을 조절하는 역할을 한다. 태양전지판 전개 조절기(DDC : Deployment Device Controller)는 위성 발사후 태양전지판이 전개될 수 있도록 제어해 주는 장치이다. 이때 배터리 충전전류 조절을 위한 SAR 조절 명령을 포함한 모든 명령의 수행과 원격측정 데이터의 처리는 전력계 서브시스템의 Flight 소프트웨어인 ECU (EPS (

Electrical Power Subsystem) Control Unit)를 통하여 이루어진다.

전력계 서브시스템 중 태양전지는 태양에너지를 전기에너지로 바꾸어 주는 역할을 한다. 이때 태양전지에서 발생하는 최대전력의 크기는 온도에 따라 크게 변화하며 임무초기 (BOL : Beginning Of Life)에는 전력 발생이 최대가 된다. 그러나, 태양전지의 전력은 설계변수의 영향으로 인한 성능저하 (design factor)와 방사능 효과로 인한 성능저하 (radiation factor)로 사용기간이 늘어남 증가에 따라 점점 감소하게 된다. 본 논문에서는 다목적 위성에서 사용된 태양전지의 특성을 위성의 궤도환경에 따른 여러 가지 조건에 대해서 모델링 하였다. 모델링 결과는 태양전지의 설계 및 해석에 적용될 수 있다. 본 논문에서는 태양전지의 모델링 결과를 이용하여 위성의 궤도환경 조건에 따른 전류-전압 (I-V) 특성곡선, 최대전력을 해석한다.

2. 태양전지 모델링

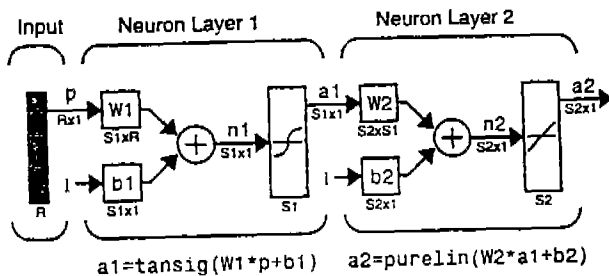


그림 2 태양전지 모델링 뉴럴 알고리즘

태양전지의 출력은 태양전지의 출력전압에 따라 출력전류가 결정되는 비선형적인 특성을 갖는다. 이러한 특성은 태양전지에 따라 달라지게 되며 출력전압과 전류의 관계에 대한 수식적인 해석은 잘 알려져 있다. 그러나 태양전지의 수식적인 특성은 태양전지에 따라 다르고, 방사능 효과 등 위성의 궤도환경에 따른 성능 감쇄효과 등을 고려한 특성에 대한 수식적인 해석은 거의 불가능하다. 특히, 태양전지를 사용하는 시간에 따른 성능의 감쇄효과와 온도에 감쇄 특성은 비 선형적인 특성을 갖는다. 특히, 태양전지의 모델링을 위해서는 위 특성을 나타내는 많은 데이터가 필요하다. 그러나, 데이터 확보를 위한 태양전지 시험은 매우 복잡하고 시간이 걸린다. 또한, 실험위성임무 초기의 데이터는 확보가 가능하나 사용기간에 따른 데이터는 그 수가

매우 적다.

따라서, 태양전지의 모델링은 데이터의 수가 적고 비 선형적이 특성이 모델링에 적합한 뉴럴 알고리즘을 사용하였다. 사용한 알고리즘은 Back - propagation 알고리즘으로서 다단 뉴럴 네트워크와 비선형 미분 방정식에 대하여 Widrow-Hoff 학습을 적용시켜 뉴럴 상수값을 확정하는 방식이다.

그림 2는 사용한 Backpropagation 알고리즘으로서 태양전지의 비선형 특성과 유한의 Discontinuities를 허용하도록 Sigmoid와 선형적인 특성을 갖는 두 개의 Layer와 Bias를 갖도록 하였다. 그림 2에서 P는 입력 데이터, R은 입력 데이터의 수, S1은 첫 번째 뉴우런의 데이터 수, S2는 두 번째 뉴우런의 데이터 수를 나타낸다. a1은 첫 번째 layer의 출력값을 a2는 입력에 대한 출력의 데이터 값이다. 여기서 모델링 상수값은 W1, W2는 layer 1과 2의 weight 매트릭스를 B1과 B2는 bias 매트릭스를 나타낸다.

2.1 태양전지 모델링결과

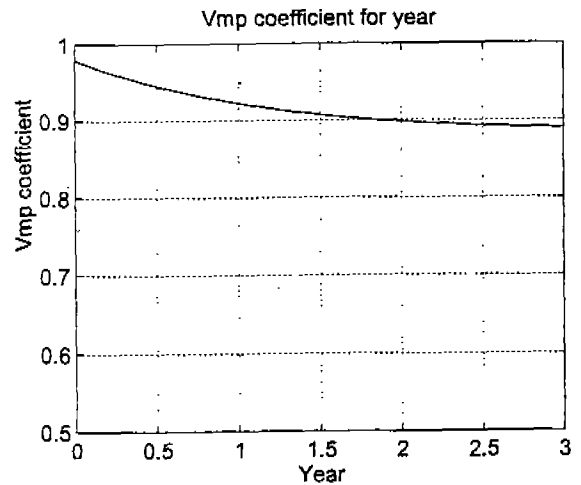


그림 3 사용기간(year) 따른 전압의 감쇄계수

태양전지의 모델링은 태양전지의 사용기간, 온도에 대해서 전압에 대한 전류특성곡선을 구하는 것으로 사용기간과 전압에 대한 특성을 우선 모델링하고 전압온도계수와 전류온도계수를 구하므로써 전체적인 특성을 구할 수 있도록 하였다.

(1) 사용기간에 따른 전압, 전류 감쇄계수 모델링
태양전지는 사용기간에 따라 그 성능이 저하된다. 이는 설계요인(design factor)과 방사능 효과에 따른 감쇄요인(radiation factor)을 모델링하여 구할 수 있다. 감쇄와 관련된 데이터는 다목적 위성 전력계 CDA[13] 자료에 나와 있는 year 0, 1, 2 3에

력계 CDA[13] 자료에 나와 있는 year 0, 1, 2 3에
서의 데이터를 활용하여 모델링 하였다.

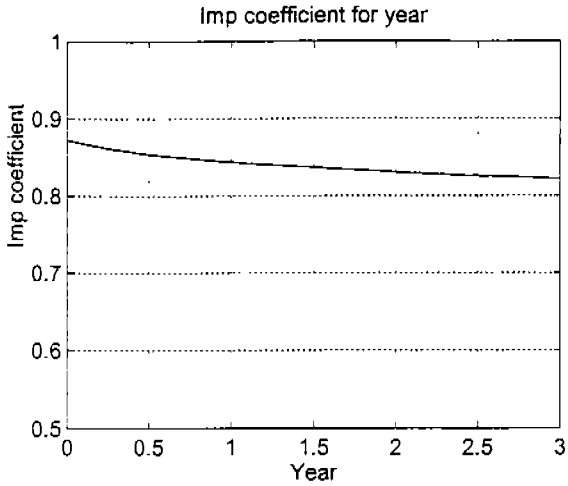


그림 4 사용기간(year) 따른 전류의 감쇄계수

사용기간에 따른 전체 전압 감쇄계수의 모델링
결과를 그래프로 나타내면 그림 3과 같으며, 전체
전류 감쇄계수의 모델링 결과는 그림 4와 같다. 그
림 3에서 전압 감쇄계수는 year 0에서는 방사능 효
과에 의한 감쇄요인은 1이지만 설계요인으로 인하
여 1보다 작은 값인 0.98이 되며 시간이 지남에 따
라 방사능 효과와 설계요인으로 감쇄되어 year 3인
EOL에서는 대략 0.89가 된다. 또한, 그림 4에서 전
류 감쇄계수는 BOL에서는 방사능 효과에 의한 감
쇄요인은 1이 되지만 설계요인으로 인한 감쇄가 커
서 대략 0.87정도가 되며 EOL에서는 감쇄계수가
0.82정도로 떨어진다.

(3) 전압과 전류의 온도계수 모델링

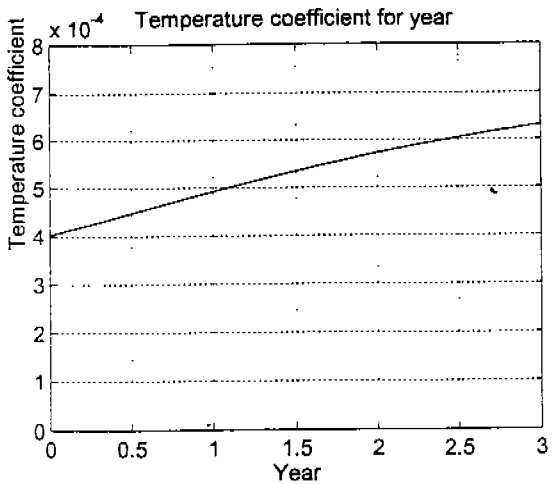
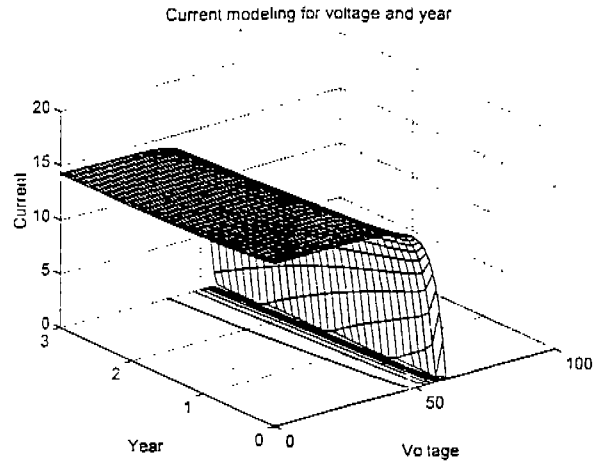
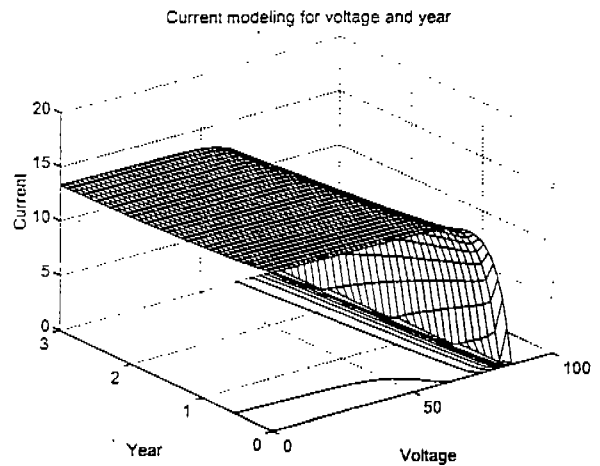


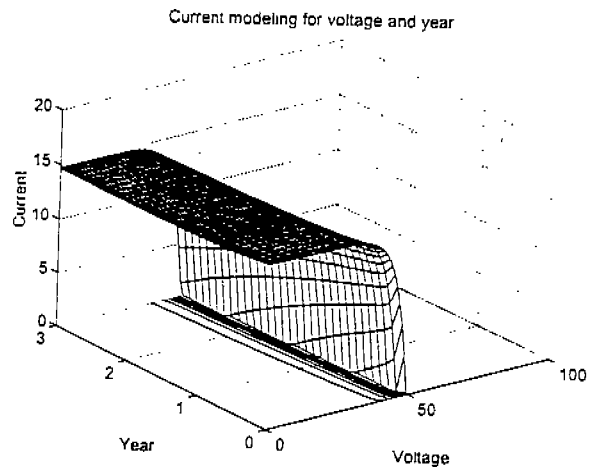
그림 5 year에 따른 전류온도계수의 모델링 결과



(a) 28 °C



(b) -80 °C



(c) 80 °C.

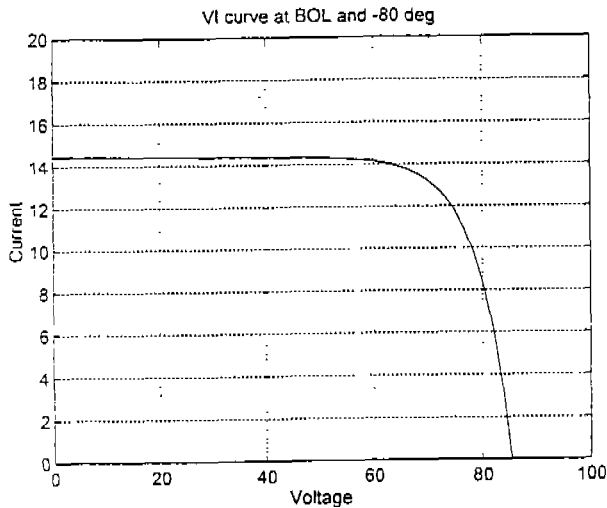
그림 6 28 °C, -80 °C, 80 °C에서 year에 대한 I_V커브

태양전지의 전압 온도계수는 28 °C를 기준으로 온
도 1 °C 상승에 대하여 셀당 대략 -0.0021 V의 전

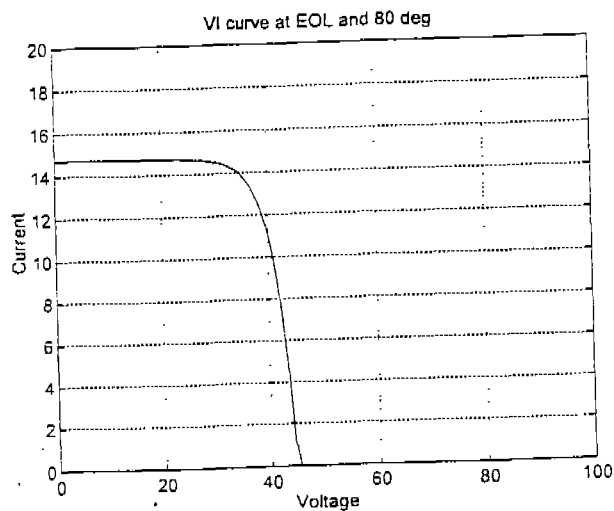
압 강하를 가져오며, 이 온도계수는 사용기간에 관계없이 일정하다.

태양전지의 전류 온도계수는 28 °C를 기준으로 해서 온도가 상승하면 증가하게 되는 데 온도계수는 사용기간(year)에 따라 증가하게 된다. 전류 온도계수 모델링 결과는 그림 5와 같다. 그림 5에서 전류 온도계수의 사용기간에 따른 변동은 year 0인 BOL에서는 0.0004로 작지만 year 3인 EOL에서는 0.00063으로 커진다.

(4) I-V 커브 모델링(28 °C)



(a) BOL -80 °C



(b) EOL 80 °C

그림 7 -80 °C, BOL 및 80 °C, EOL에서 I-V 커브

온도 28 °C에서 SA의 I-V 특성 모델링은 year 0에서의 태양전지판 I-V 커브로부터 데이터를 얻어서 모델링 하였다.

28 °C, -80 °C, 80 °C에서 year와 출력전압 변동에

따른 태양전지 출력전류값의 모델링 결과는 그림 6과 같다. 그림 6에서 (a)는 28 °C (b)는 -80 °C, (c)는 80 °C에서의 모델링 결과로 사용기간에 따른 I-V커브는 사용시간이 증가하면 전압과 전류의 감소효과로 인하여 V와 I는 약간씩 줄어드는 특성을 보이며, 온도가 증가할수록 최대 동작전압이 증가율이 최대 전류증가율 보다 커서 전력 생산량은 커지게 된다.

그림 6에서 전력생산량이 가장 높은 BOL에서 온도가 -80 °C일 때 I-V 커브와 전력생산량이 가장 적은 +80 °C에서의 I-V 커브를 보이면 그림 7과 같다. 그림 7에서 -80 °C, BOL에서 최대전압은 무부하에서 85 V, 최대전류는 14.5 A가 되며, 80 °C, EOL에서 45 V, 14.7 A가 된다. BOL에서의 최대전력량은 EOL에서의 최대전력량에 대해 대략 100 % 더 많다.

(5) 최대전력점에서 P_{max}

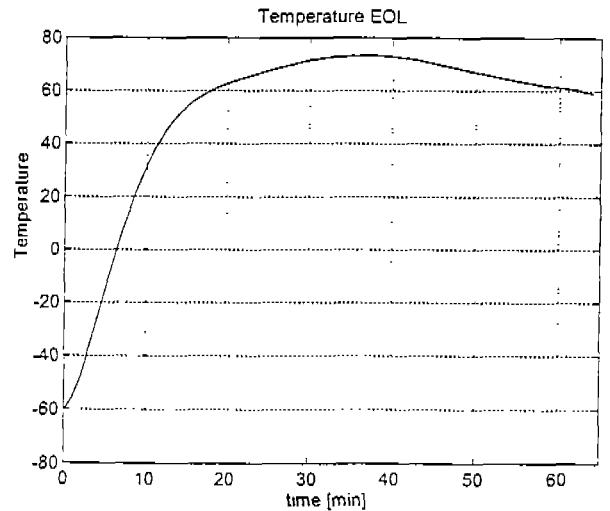
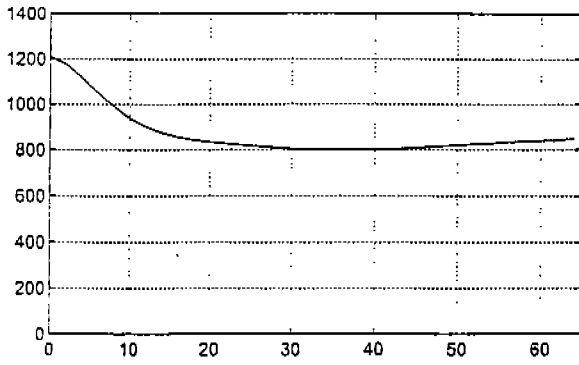


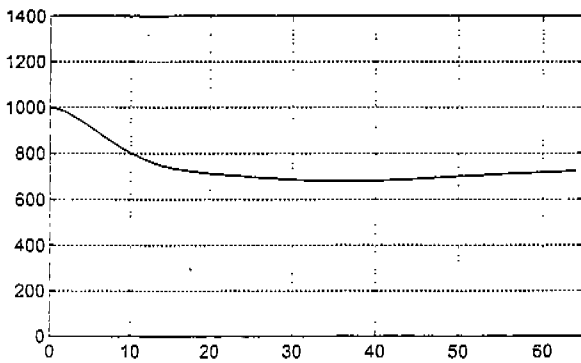
그림 8 시간에 따른 온도 폭선 예

최대전력점에서 전력 P_{max} 는 최대전력점에서의 전류 I_{mp} 와 전압 V_{mp} 의 곱하면 구할 수 있다.

BOL 및 EOL에서 태양전지의 온도 scenario가 그림 8과 같을 때 최대전력점에서의 전력을 모델링하면 그림 9와 같다. 그림 9에 0 분은 위성이 일식에서 빠져나온 직후의 시간을 나타낸다. 따라서 0 분에서는 온도가 최소인 -60 °C가 되며 이때 최대전력은 BOL에서는 1200 W, EOL에서는 1000 W가 된다. 또한, 최대전력의 최소값은 온도가 가장 높을 때의 값으로 온도가 74 °C일 때 BOL에서는 800 W, EOL에서는 650 W가 된다.



(a) BOL



(b) EOL

그림 9 BOL, EOL에서 시간에 따른 최대전력 P_{max}

3. 결론

태양전지에서 발생하는 최대전력의 크기는 온도에 따라 크게 변화하며 임무초기 (BOL : Beginning Of Life)에는 전력 발생이 최대가 된다. 그러나, 태양전지의 전력은 설계변수의 영향으로 인한 성능저하(design factor)와 방사능 효과로 인한 성능저하(radiation factor)로 사용기간이 늘어남 증가에 따라 점점 감소하게 된다. 본 논문에서는 다목적 위성에서 사용된 태양전지의 특성을 위성의 궤도환경에 따른 여러 가지 조건에 대해서 태양전지를 모델링 하였다. 모델링 결과는 태양전지의 설계 및 해석에 적용될 수 있다. 본 논문에서는 태양전지의 모델링 결과를 이용하여 위성의 궤도환경 조건에 따른 전류-전압(I-V) 특성곡선, 최대전력을 해석하였다. 모델링 및 해석결과는 다목적 실용위성 전력계 시뮬레이터에 적용될 예정이다.

참고문헌

1. ____, Neural Network Toolbox User's Guide, The Math Works Inc., 1994.

2. 김 성 규외, 위성 BUS 시스템 기술지원 및 개발 연구, 최종보고서, 한국항공우주연구소, 1994.
 3. 김 성 규외, 위성 BUS 시스템 기술지원 및 개발 연구, 최종보고서, 한국항공우주연구소, 1993.
 4. 정 규 범, 김 성 규, 황보 한, 무궁화 위성체 전압조절장치 모델링, 대한전기학회 하계 학술회의, 1994.
 5. 정 규 범, 김성규, 무궁화 위성체 배터리 충전기 모델링, 항공우주학회 춘계학술 발표회의, pp. 398-401, 1994.
 6. W. J. Larson and J. R. Wertz, Space Mission Analysis and Design, Microcosm, Inc. and Kluwer Academic Publishers, 1992.
 7. ____, KOREASAT Critical Design Review Data Package, Batteries, MM Astro Space, 1993.
 8. J. R. Lee, Analysis and Simulation of Dynamic of Spacecraft Power Systems, VPI & SU, USA, 1988.
 9. P. R. Chetty, Satellite Technology and Its Applications, TAB Professional and Reference Books, 1991.
 10. R. D. Middlebrook and S. G. Kimble, "Design of the HERO Main Bus Shunt Regulator," IEEE Trans. on Aerospace and Electronics Systems, Vol. AES -12, No. 2, pp. 162-171, 1976. 3.
 11. H. S. Rauschenbach, Solar Cell Array Design Handbook, Van Nostrand Reinhold Company, 1980.
 12. ____, KOMPSAT Critical Design Audit Data Package, Electrical Power Subsystem, 1996.
 13. ____, KOMPSAT Critical Design Audit Data Package, Flight Software, 1996.
 14. ____, KOMPSAT Preliminary Design Audit Data Package, Flight Software, 1996.