

힘제한 방법을 이용한 소형 위성의 진동시험

Force Limited Vibration Tests of Micro-Satellites

김영기* · 김홍배* · 김경원* · 우성현* · 김성훈* · 문상무*

Youngkey K. Kim, Hong-Bae Kim, Kyung-Won Kim, Sung-Hyun Woo,
Sung-Hoon Kim, and Sang-Mu Moon,

Key Words : Reliability Tests (내구시험), Environmental Tests (환경시험), Force Limited Vibration Tests (힘제한 진동 시험), Vibration Notching (진동 제한) and Satellite (인공위성)

ABSTRACT

Over testing problems of satellites and theirs components have been issued due to their effects on satellite development cost and schedule. Force limited vibration tests were introduced as solution of the problems in 1980s. Over testing phenomena occurs due to the lack of similarity on interface impedance. Force limited vibration tests control interface force to simulate actual interface impedance. In this research, force limited vibration tests are applied on two satellites environmental tests. Force limits are calculated by using TDFS method and Semi-Empirical method. Four force sensors are employed to control interface force. The tests prove that force limited control reduced maximum interface acceleration in order of 3.

1. 서 론

위성체 및 부품의 발사환경을 모사하기 위한 진동시험에 있어서 과도시험을 방지하기 위한 노력은 우주개발 초기부터 계속되어 왔다[1]. 위성체 및 부품이 부착되는 발사체 상부 혹은 부품 결합면의 임피던스를 고려하지 않은 진동 시험 규격은 위성체의 고유진동모드를 과도하게 가진다. 과도진동의 결과로 부품의 파괴나 위성의 비경제적인 설계가 나타날 수 있다. 과도진동을 해결하기 위해 가속도 및 힘 등의 응답을 제한하거나 가속도 시험규격 자체를 줄여주는 방법이 제한되어왔다. 힘제한 방법[2]은 과도 응답을 제한하기 위해 위성체에 전달되는 힘을 제한하여 진동시험을 수행하는 방법이다. 힘제한 방법은 가속도 제한 방법에서 나타나는 측정상의 불안정을 해결할 수 있다. 또한 가속도 시험규격자체를 줄여주는 방법에서 나타날 수 있는 시험규격 미달을 방지할 수 있다.

힘제한 시험은 안정적인 특성으로 인해 1990 년

대 들어 위성체 및 위성체부품의 시험 규격으로 자리잡고 있다. NASA 에 납품되는 위성체 부품의 시험규격을 지정한 규격[3]에 진동음향환경을 모사하기 위해 힘제한 진동시험 방법이 권고되고 있다. 또한 힘제한 방법에 대한 이론 및 실제 적용 사례는 1997 년 Scharton 에 의해 정리되어 시험에 기준으로 받아들여지고 있다[4]. NASA 를 비롯한 유럽의 ESA 에서도 힘제한 방법에 대한 검증 및 실제 사례가 보고되고 있다[5-6].

본 연구는 힘제한 시험방법의 구현 및 시험을 통해 힘제한 시험의 실제 적용을 준비하기 위한 기초연구를 소개한다. 기초적인 힘제한 방법의 검증을 위해 본 논문은 크게 두 가지의 연구를 수행한다. 1) 힘제한 시험의 규격을 800kg 급 위성의 주 탑재물에 대해 설정하고 이를 기존 시험 규격과 비교 분석한다. 2) 소형 위성(과학위성 1 호 DM)을 이용해 힘제한 시험을 수행하고 시험과정에서의 경험 및 시험결과를 분석한다. 본 검증 방법은 NASA 의 기준 문서[4]에 의해 제안된 방법을 참고하였다.

* 한국항공우주연구원 위성연구부
E-mail : youngkey@kari.re.kr
Tel : (042) 860-2186, Fax : (042) 860-2234

2. 이론

2.1 진동 내구 시험의 과도 특성

위성체 및 부품 진동 시험의 과도 특성은 시험 규격설정의 관례에서 발생한다. 일반적인 진동 시험의 시험규격으로는 결합면에서 측정된 상세 진동 스펙트럼을 사용할 수 없기 때문에 진동 스펙트럼의 피크들을 연결하는 단순화된 시험 규격(Envelope)을 사용한다. 이 과정에서 결합면과 시험대상물의 임피던스 커플링에 의해 생성되는 스펙트럼 골(Valley)이 시험규격에 고려되지 않아 과도시험의 가능성이 발생하게 된다.

시험대상물과 운용체 사이의 결합부위에서 측정된 진동 스펙트럼에 골이 생기는 대부분의 이유는 시험대상물의 동흡진기효과(dynamic damper effect)에 의해 나타낸다. 동흡진기효과는 간단한 진동계 모델을 통하여 확인할 수 있다. 그림 1은 시험대상물과 시험대상물이 결합되는 모체를 단순하게 모델한 2 자유도 진동계(Two Degree of Freedom System, TDFS)이다. 질량 m_1 은 모체를 나타내며, m_2 는 시험대상물의 질량을 나타낸다. 모체의 고유주파수와 시험대상물의 고유주파수가 동일한 최대 응답의 경우를 가정하였을 때, 결합부의 가속도 및 전달력은 그림 2 같다. 각각의 공진 주파수 $\omega=1$ 이 동흡진기효과에 의해 좌우로 갈라진 것을 확인할 수 있다. 그림 2의 (a)에는 예상할 수 있는 시험규격을 동시에 그려져 있다. 그림 2에서 동흡진기효과에 의해 골이 생기는 $\omega=1$ 주파수 근처에서는 예상 시험규격이 실제에 비해 최소 300 배 이상 과도하게 책정되는 것을 알 수 있다.

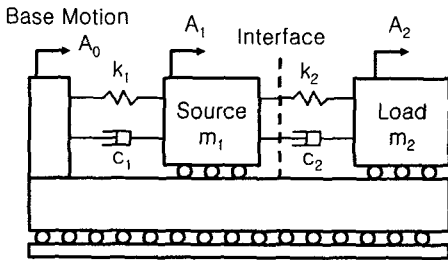


그림 1. 간단한 2 차 자유도 시스템 (Two Degree of Freedom System, TDFS)

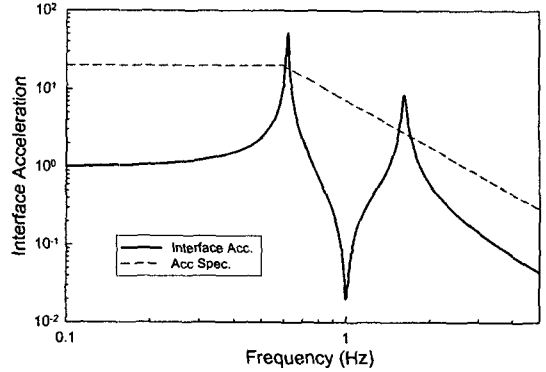


그림 2. 2 자유도 진동계 결합면의 가속도 및 가속도 시험 규격 예 ($m_1=m_2=1, Q=50$)

과도시험에 의한 전달력의 증폭을 그림 1의 2 자유도 진동계에서 확인해 볼 수 있다. 그림 3은 커플된 시스템의 결합면 전달력과 예상되는 시험규격에 의해 시험하였을 경우, 과도하게 가해지는 전달력을 비교하여 도시한 것이다. 공진주파수에서 약 300 배의 힘이 가해지는 것을 알 수 있다.

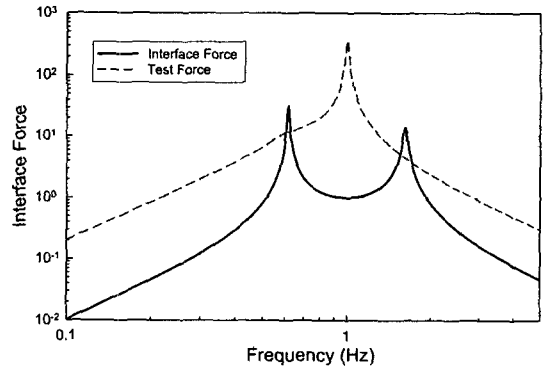


그림 3. 2 자유도 진동계 결합면의 전달력 및 가속도 시험 규격에 의한 진동 시험시 예상되는 전달력

2.2 힘제한 진동 내구 시험

힘제한 진동시험은 가진기에서 시험대상물로 전해지는 전달력을 제한함으로써 과도한 진동시험을 방지하는 방법이다. 예를 들어, 그림 1의 2 자유도 진동계의 경우 실제 커플된 시스템에서 가속도와 전달력의 최대값은 일정한 비율을 갖고 있다. 따라서 진동시험에서도 가진되는 가속도 시험규격에 비례해 전달력을 제한할 수 있다. 그림 4는 그림 3의 시험에서 진동시험시 전달력을 20N으로 제

한하였을 경우 결합면의 가속도를 나타낸다. 공진 주파수에서 가진 시험규격이 줄어든 것을 확인할 수 있다.

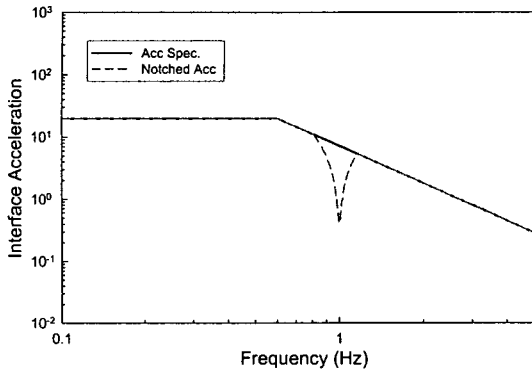


그림 4. 힘제한 방법을 적용하였을 경우 가해지는 진동 스펙트럼.

힘제한 방법은 기존의 무게중심(CG)의 진동을 제한하는 방법과 개념적으로 동일하다[4]. 무게 중심의 가속도에 질량을 곱하면, 뉴턴의 법칙에 의해 결합면에서의 전달력이 된다. 따라서, 전달력 제한법은 무게중심의 진동을 제한하는 법과 동일하다. 하지만, 일반적으로 무게 중심의 가속도를 측정하는 방법이 측정상의 문제점을 포함하고 있는 반면 결합면의 전달력 측정은 힘계이지(Force Transducer)로 비교적 간단하게 측정가능한 장점이 있다.

일반적인 진동 시험의 경우에 있어서는 다음의 세 가지 방법에 의해 전달력을 추정하고 이를 힘제한 진동시험에 적용한다[4].

A. 2 자유도 진동계 모델법 (TDFS)

2 자유도 진동계 모델법은 모든 구조물의 질량이 모드질량의 합으로 표현된다는 사실에 기초하고 있다. 시험하고자 하는 구조물은 전달력을 추정하고자 하는 주파수에서의 모드질량(Modal Mass)을 이용해 그림 1의 2 자유도 진동계로 표현할 수 있다. 따라서 2 자유도 진동계의 최대 가속도와 최대 전달력의 비를 계산하여 전달력 규격을 결정할 수 있다. 모드질량의 비율에 따라 가속도 시험규격과 전달력 규격은 Schallton 에 의해 그림 5와 같이 정리할 수 있다[4].

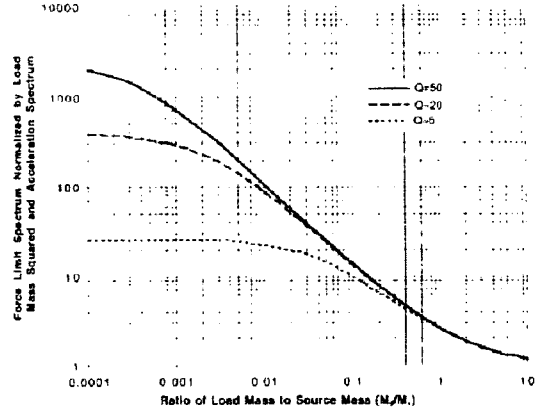


그림 5. 이자유도 진동계 모델을 이용한 힘제한 규격 설정선도 [4].

B. 경험적 결정법 (Semi-Empirical Method)

경험적 결정법은 연결부 임피던스에 대한 경험값을 이용해 힘제한 규격을 설정하는 방법이다. 가속도와 힘의 관계를 뉴턴의 법칙에 기본하여 식 (1)과 같은 경험식으로 표현한다.

$$\begin{aligned} S_{FF} &= C^2 M_0^2 S_{AA} & f < f_0 \\ S_{FF} &= C^2 M_0^2 S_{AA} / (f/f_0)^2 & f > f_0 \end{aligned} \quad (1)$$

첫번째 공진주파수 이후로 모드질량이 6dB/Oct로 감소하는 현상에 기초하여 만들어진 경험식이다. Salter 는 경험적으로 C 가 1.5 를 넘지않는다고 주장하고 있으며 많은 경우 1.5 를 기준으로 시험한다[4,7].

C. 해석적 결정법 (CLA)

대상 시험물과 운용체의 연성모델을 해석하여 전달력을 얻고 이를 기반으로 힘제한 규격을 얻는 방법이다. 발사체와 위성체의 연성해석이 이루어진 경우에 사용된다. 실제 해석된 힘 값을 사용한다는 장점이 있다.

3. 적용 및 검증

3.1 TDFS 방법에 의한 다목적실용위성 2 호 MSC 의 시험 규격 설정 및 비교

TDFS 를 이용한 힘 제한규격 설정법의 타당성 검증 및 경험적 결정법과의 비교를 다목적실용위

성 2 호의 주 탑재물인 MSC의 해석결과를 이용하여 수행하였다. 모달질량을 이용해 힘제한 진동 시험 규격을 설정하고 이를 해석을 이용해 구한 힘의 크기값과 비교한다.

MSC는 세 개의 지지부에 의해 위성과 결합된다(그림 6). 표 1은 지지부를 기준으로 위성측과 MSC측의 모달질량을 주파수별로 표시한 것이다. 모달질량의 비에 따라 가속도와 힘의 비를 계산할 수 있다(그림 4 이용). 경험적 산술식의 경험상수 C를 계산한 결과를 보면 Salter[7]의 주장에 근접하는 것을 알 수 있다. 127Hz 밴드를 제외하면 모두 1.5 이하로 나타난다.

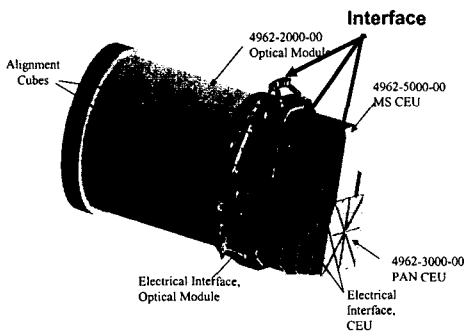


그림 6. 다목적 위성 2 호 주 탑재물 (MSC)의 개념도 및 진동 시험 규격

표 1. 위성측 및 MSC측의 모달질량 및 비율

Freq. Band	Satellite Mass(M1)	MSC Mass(M2)	M2/M1	Ratio (C)
31.5	0.18	-	-	-
40	0.62	-	-	-
50	1.77	-	-	-
63.5	338.80	-	-	-
80	2.29	-	-	-
100	128.14	-	-	-
125	120.66	0.48	0.004	25
160	3.98	-	-	-
200	4.96	1.74	0.35	16
250	2.29	23.03	10.05	1.1
316	1.67	28.02	16.78	1
400	0.42	13.74	32.34	1
500	0.11	0.91	8.45	1.2

3.2 힘제한 진동시험의 구성

힘제한 진동시험은 기존의 시험과 진동시험과 동일한 장치에 힘을 궤환(feedback)하는 장치를 추

가하여 구성한다. 힘의 측정센서는 링(Ring)형태의 힘센서를 사용한다. 각 연결부에서 측정된 힘은 별도의 힘가산기를 통하여 총합을 계산하여 사용한다. 본 연구에서는 힘센서 증폭기 후단의 전압 신호를 실시간으로 가산할 수 있는 장치를 제작하여 사용하였다.

힘제한 시험시 힘센서의 교정은 저주파수에서의 가속도 및 전달력을 측정하여 수행한다. 뉴턴의 법칙을 이용해 저주파수에서의 하중을 계산하고 이를 측정치와 비교하여 교정한다. 그림 10은 과학위성 1호의 힘제한 시험시 종방향 힘센서의 교정을 수행한 결과이다. 저주파수에서 네 개의 힘센서가 동일한 값을 갖도록 교정되었으며, 힘의 합은 질량과 가속도의 곱에 해당함을 알 수 있다.

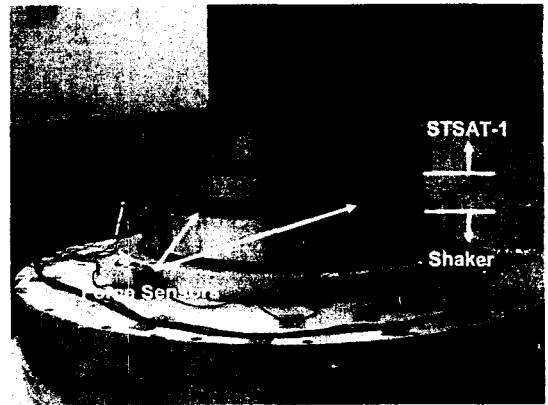


그림 7. 힘제한 진동 시험장치의 힘센서 장착 예 (과학위성1호 DM에 장착된 모습)

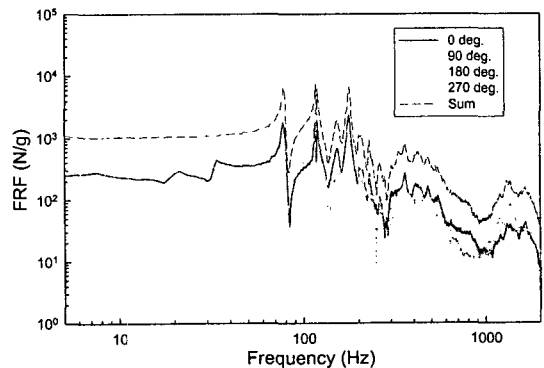


그림 8. 힘센서의 교정에 (저주파수에서 네 개의 센서가 동일한 힘을 지시한다.)

3.2 경험적 규격설정법(Semi-Empirical Method)에 의한 STSAT의 힘제한 규격 설정

제한된 시험 방법의 구현가능성을 확인하기 위해 소형위성을 이용해 제한된 규격을 설정하였다. 시험규격설정의 근간이 되는 가속도 시험 규격은 표 2 및 3 과 같다.

시험 대상물인 과학위성 1 호의 종방향 공진주파수는 77Hz 이다. 제한된 비례상수는 C=1.5 로 설정하였다. 위성의 질량은 105kg 이다. 이때 제한된 규격은 표 4, 5 와 같이 표현할 수 있다.

표 2. 랜덤 시험 가속도 규격

Frequency Range (Hz)	Spectral Density (g ² /Hz)
30-150	+ 6dB/Oct.
150-700	0.0225
700-2000	- 3dB/Oct.
RMS Acceleration 5.48g	
Test Duration: 90s/axis	

표 3. 좌화가진 시험 가속도 규격

Frequency Range (Hz)	Level (g)
5~100	0.3125
Sweep Rate (Oct/min)	

표 4. 랜덤 시험 힘제한 규격

Frequency Range (Hz)	Spectral Density (N ² /Hz)
30-77	+ 6dB/Oct.
77-150	23,823
150-700	- 3dB/Oct.
700-2000	- 9dB/Oct.
RMS Force 4,800N	
Test Duration: 90s/axis	

표 5. 좌화가진 시험 힘제한 규격

Frequency Range (Hz)	Level (g)
5~77	0.3125
77~100	-6dB/Oct.
Sweep Rate (Oct/min)	

3.3 과학위성 1 호의 제한된 진동 시험 결과

제한된 결과 제한은 공진주파수 영역에서 작용한다. 그림 12 는 종방향 힘제한 가진 결과로 나타난 가진기면의 가속도를 나타낸 것이다. 1 차 공진주파수 77Hz 근처와 2, 3 차 공진주파수 100~200Hz 근처에서 제한이 되었음을 알 수 있다. 제한이 가해지지 않은 것에 비해 약 1/3 수준의 입력이 가해진다. 그림 9 는 종방향 실험시 실제 결합면에 걸린 전달력이다. 설정 입력 이상으로 가해진 결합

력이 제한되었음을 확인할 수 있다.

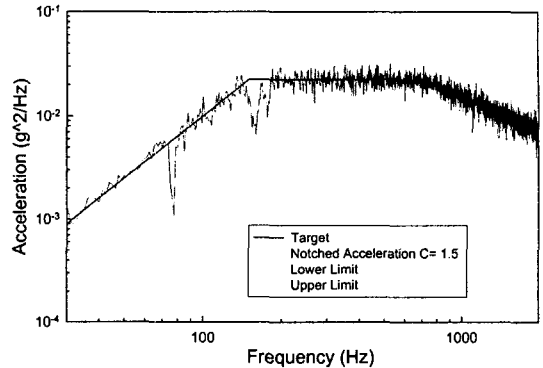


그림 9. 종방향 힘제한 시험(랜덤)시 제한에 의해 나타난 결합면의 가속도

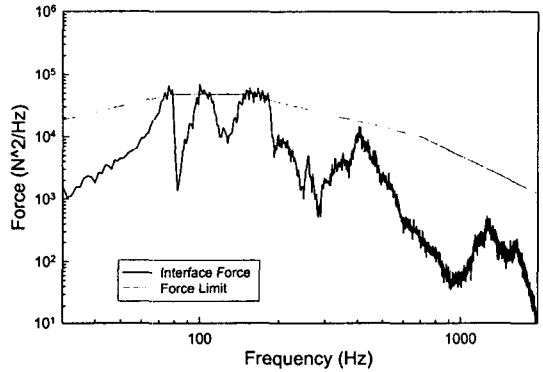


그림 10. 종방향 힘제한 시험(랜덤)시 제한에 의해 나타난 결합면의 전달력

조화가진의 경우에도 동일한 형태의 입력 제한을 확인할 수 있다. 그림 11 은 종방향 조화가진의 경우 입력이 제한된 형태를 나타낸다.

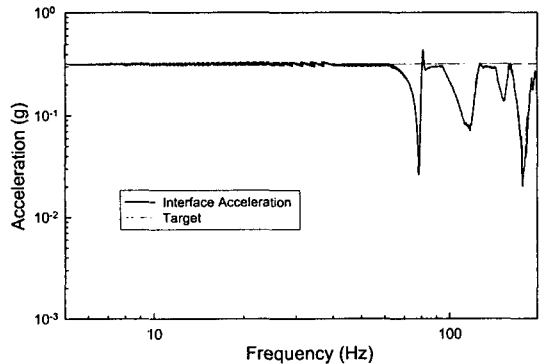


그림 11. 종방향 힘제한 시험(조화가진)시 제한에 의해 나타난 결합면의 가속도

실제 힘제한 가진 방법의 효과는 출력의 저하에서 확인할 수 있다. 표 6 은 측정지점에 대해 제

한 전과 후의 출력을 비교한 것이다. 평균 3~4 배의 가진 저하를 확인할 수 있다.

표 4. 랜덤 시험 가속도 규격

시험 종류	주파수	1/감소율			
		입력	TP 응답	FS 응답	Remark
랜덤 Y	77	1.5	2.83	2.8	
	107.5	1.67	1.16	1.3	
조화 Y	77	9.58	3.7		
	112	3.93	4.78	3.68	

4. 결 론

힘제한 시험방법을 검증하기 위한 해석과 시험 결과를 바탕으로 다음의 결론을 얻을 수 있다.

- 가. TDFS 방법에 의한 힘제한 방법의 적용이 가능하며, 경험적 계산방법의 C=1.5 이하에 주요모드가 해당됨을 확인할 수 있다.
- 나. 4 개의 힘센서를 이용한 힘제한 시험이 성공적으로 수행되었으며, 힘제한 방법의 구현과정에서 문제점은 드러나지 않았다.
- 다. 힘제한 방법에 의한 가진 입력의 감소는 최대 값을 기준으로 3~9 배에 해당한다.

5. 참고문헌

- (1) Blake, R. E., "The need to control the output impedance of vibration and shock machines," Shock and Vibration Bulletin, No. 23, June 1956, pp. 59-64.
- (2) Heinrichs, J. A., "Feasibility of force-controlled spacecraft vibration testing using notched random test spectra", Shock and Vibration Bulletin, No. 36, Pt. 3, Jan. 1967.
- (3) "Payload vibration test criteria," NASA-STD-7001, June 21, 1996.
- (4) Scharton, T. D., "Force limited vibration testing monograph," NASA Reference Publication RP-1403, May 1997.
- (5) Rice, C. E. and Buehler, R. D., "Validation of force limited vibration testing at NASA Langley Research Center," NASA/TM-2003-212404, May 2003.
- (6) Salvignol, J.-C. and Brunner, O., "A new force measurement device for spacecraft testing," ESA Bulletin 105, Feb 2001.
- (7) Salter, J. P., "Taming the general-purpose vibration test," Shock and Vibration Bulletin, No. 33, Pt. 3, march 1964, pp. 211-217.