The MAVEN Magnetic Field Investigation

J.E.P. Connerney · J. Espley · P. Lawton · S. Murphy · J. Odom · R. Oliversen · D. Sheppard Space Sci. Rev. DOI 10.1007/S11214-015-0169-4

第46回 火星勉強会, 2015/7/28, 前田 紗和

第46回火星勉強会

Contents



- Science Objects
- Science Requirements
- Investigation Design and Spacecraft Accommodation
- Fluxgate Magnetometer
- Operation and Data Processing

Science Objects (1)





Crustal magnetic field -> "mini magnetospheres"

Science Objects (2)





IMF <-> The Martian crustal magnetic field and atmosphere 第46回火星勉強会 -> Atmospheric Escape

Spacecraft Accommodation



 Spacecraft magnetic field requirement
not to exceed (NTE) <u>2 nT static</u> and <u>0.25 nT variable</u>
The static fieldは、周期的に計測され、分析的に修正されていくから 限界値が大きい。

- The magnetometer sensor location
- -> Solar arrayの末端に設置.
- -> 技術的に発生してしまうmagnetic contaminationが検知された.

-> magnetic screeningで解決.

Science Requirements



- ・火星を取り巻く磁場の大きさと向きを計測すること.
- ・他の測器に磁場の方向を提供すること
- ・3nTから300nTまでのダイナミックレンジをとる.
- ・1%もしくはそれ以上の精度と分解能.
- ・20秒もしくはそれよりも細かい時間分解能を得るのに十分なサンプルレート.
- ・磁場測定におけるハードウェアの冗長性を完全にする.
- ・25度もしくはそれよりもよいsensor orthogonalityとalignment knowledge.

・sensorのthermal control, operating and non-operatingのために磁化しない a/c heaterを提供.

Science Requirements



Table 1 Magnetometer sensor performance	(2 つのセンサー)		
Sensor type		Dual tri-axial ring core fluxgates	
Accuracy 0.05 % a		0.05 % absolute vect	or accuracy
Intrinsic noise level		0.015 nT (most sensitive range)	
Attitude knowledge		Better than 0.05 degrees	
Zero level stability		< 1 nT	
Dynamic ranges (digital resolution) ^a		512 nT (0.015 nT)	
		2048 nT (0.062 nT)	
		65536 nT (2.0 nT)	
Intrinsic sample rate		32 vector samples/second	
Radiation total ionizing dose (TID)		> 50 krad (at component level)	

^aMeasurement uncertainty is $\frac{1}{2}$ of the digital resolution, or quantization step size.

・ターゲットとする高度:125~400km
・MGSのデータベースを使用.(deep dipも含め, この観測で512nTのダイナミックレンジを超える可能性を証明.)
cf.)火星:全球的に ±512nT から ±2048nT

Investigation Design (1)



PFDPU: a single hardware-redundant data processing unit



Fig. 5 Schematic diagram of the Particles and Fields Package (PFP) and science instrumentation that it services. The PFP Digital Processor Unit (PFPDPU) consolidates instrument power service, command, and telemetry functions for the suite of instruments, presenting a single electrical interface to the spacecraft 第46回火星勉強会

Investigation Design (2)





Fig. 21 The MAVEN spacecraft and coordinate frames. The spacecraft payload +z axis lies close to the boresight of the high gain antenna and the x and y axes are in the plane of the forward deck; the solar array hinge axes are parallel to the payload x axis

Fluxgate Magnetometer (1)

Ring core fluxgate magnetometer (FGM)

- ・ 3つのdynamic ranges
 - 1) ± 65,536 nT -> range5
 - 2) ± 2048 nT -> range3
 - 3) ± 512 nT -> rangeo
- 分解能: 0.015 nT(16-bit A/D)
- Flight model 1 (FM1):15.2 kHz, Flight model 2 (FM2):16.3 kHz













Fluxgate Magnetometer (2) +2.5V Sensor Thermistor Temp +13V +3.3V Sensor Analog •3成分(もしくは4成 Linear House-+5V Power 分)のアナログ出力 keeping Regulators -13V -5V Drive Drive MUX, ADC は、anti-aliasingの +11.4V Circuit 単極ローパスフィ ルタ(16Hzで-3 dB) Xaxis Analog X ADC を伴う16bitのA/D Mag "X" **FPGA** Tri-axial 変換によって毎秒 Logic Fluxgate Y axis Analog 32回サンプルされ Y ADC Sensor Mag "Y" る. **HFCLK** Z axis Analog CLK ZADC Serial I/F to ・すべてのA/D変換 Mag "Z" CMD DPU は,温度,電圧,電 RX Range TLM 流とともにPFPDPU Mag "RX" Control のデータを移行す Htr Pwr \sim るデジタルプロセッ 80 Ω A/C Heater Return サーによって制御 Htr Temp および読み込まれ Heater Temp Return Sensor る. センサー1つずつにこのシステム Solar Array Extension One of Two Identical Systems 第46回火星勉強会 ConJ20 14 007 Mag "Boomlet"



Range Change Algorithm





Performance



A sensor with linear response may be characterized by the sensor model

$$[B] = [A] \begin{bmatrix} s_1(c_1 - o_1) \\ s_2(c_2 - o_2) \\ s_3(c_3 - o_3) \end{bmatrix}$$

B: a true field vector

A: a diagonal 3 x 3 matrix (orthogonality matrix)

-> センサーの構造とアライメントに関する関数

-> the reference cube normal vectorによって定義される座標系で計測される磁場 を表現.

c_i: count

o_i: offset

s_i: scale factor -> near-unity

振動テストの前後でキャリブレーションを比較したところ, o.o3°もしくそれ以上のアライ メントの安定性を示した.

また,全環境テストを通して, FM1とFM2のスケールファクターは, 4x10⁻⁴以下の変化しかなかっ.

In-Flight Calibrations



目的:オフセットの安定性を見る·衛星由来の磁場の診断 "MAGROLLS": 周期的なMAGの構成シーケンス(science phase外) 1つの軸に対して~12回転, 2度/秒, 6軸-> 42分かかる.

Fluxgate Zeros and Static Spacecraft Field Determination



Data processing (1)



A preliminary MAG data processing pipeline



Fig. 19 Flow diagram of the preliminary MAG data processing. Preliminary processing is done prior to receipt of supplementary spacecraft engineering data (e.g., solar array currents), reconstructed spacecraft ephemeris, and attitude kernels, to assess instrument health and safety and to estimate sensor zeros and/or static spacecraft magnetic fields. Supplementary engineering data and reconstructed spacecraft kernels are typically available with a few days to 1 week delay



End

