

スティンガー式ヘリコプター磁気探査システムの 開発とその磁気センサーに対する機体磁気補償

中 塚 正*・大 熊 茂 雄*

Development of a helicopter-borne magnetic survey system in use of a nose boom magnetic sensor and its passive compensation for aircraft's magnetic field

Tadashi Nakatsuka* and Shigeo Okuma*

ABSTRACT

A helicopter-borne magnetic survey system was developed in use of a nose boom magnetic sensor, which enables safe and practical operation of low-altitude high-resolution survey even in mountainous regions of very steep topography and high elevation. The system consists mainly of airborne Cesium magnetometer, 3-axis fluxgate magnetometer, GPS receiver, navigation unit, data-acquisition PC, etc., incorporating with other equipment on the ground including base station magnetometer and reference station GPS receiver.

The nose boom magnetic sensor is situated rather near the helicopter body and cannot be free from its magnetic noise, though the boom itself is made non-magnetic. The 3-axis fluxgate magnetometer is the equipment to compensate aircraft's magnetic noise field. Theoretical consideration for passive magnetic compensation and the method of actual data processing for it are discussed. Then the software for magnetic compensation was developed and applied to the data of actual verification survey, and the procedure was proven to accomplish post-flight magnetic compensation properly.

Key words: helicopter, stinger, magnetic compensation, 3-axis fluxgate, aeromagnetic survey

1. はじめに

空中磁気探査の特長としては、広域にわたる調査を陸域・水域の別なく迅速に行えること、一般に火成岩の磁性が堆積岩のそれに比べて有意に強い火成岩の分布状況の把握に適していることが挙げられる。

1970～1980年代には、日本周辺大陸棚の石油・天然ガス資源の賦存評価を目的として、技術の開発と精力的な実地調査が行われ、さらに NEDO によるキュリー点法と称する陸域の広域的な調査も実施され、国土をおおう規模での調査データが取得された。

その後の、空中磁気探査技術では、精密磁場測定・精

密位置測定の技術の進展とともに、測線を高密度に配した高分解能探査の開発をすすめてきている。高分解能探査のためには、測線間隔を小さくした探査飛行を行うこととなるが、地下構造の信号を効果的に抽出するには、飛行高度もそれに応じた低空飛行が必要である。そのため日本のように山岳地の多い地形の地域では、固定翼飛行機での調査には制約が大きく、ヘリコプター利用による調査が不可欠となる。また、磁力計センサーの搭載方法として、バード曳航方式と機体固定のスティンガー方式があるが、日本のように住宅地・道路・鉄道が発達した地域では、バード方式は安全面で問題があり、自在な飛行計画の策定もままならない。従って、スティンガー

2005年6月3日原稿受付；2005年8月31日受理
物理探査学会第108回（平成15年度春季）学術講演会および第110回（平成16年度春季）学術講演会にて一部を発表
* 産業技術総合研究所地質情報研究部門
〒305-8567 つくば市東1-1-1 中央第7

方式でのヘリコプター利用空中磁気探査システムの構築とその利活用が期待された。

日本でのヘリコプター利用による本格的なスティンガー方式高分解能空中磁気探査をはじめて導入したのは、金属鉱業事業団（現 石油天然ガス・金属鉱物資源機構）であり（菱田ほか，1997），豪州 World Geoscience 社（現 Fugro Airborne Surveys 社）所有のシステムを利用したものである。地質調査所（現 産業技術総合研究所地質調査総合センター）でも1998年に、同じシステムを用いて福井平野の調査を実施している（大熊ほか，1999）。

しかしこのシステムは、通常は国内にハードウェアが存在せず、毎回の輸入・輸出手続きの時間と費用を要するため、機動的な調査（例えば、火山活動に応じた緊急調査など）には不十分な状況であった。また、World Geoscience 社のシステムが搭載されたヘリコプターは、山地調査用とは言え、とくに急峻な高山での調査は予定しないものであった。

このような背景のもと、国内での調査に適合した自前のシステムを構築し、各種目的での調査に利用可能ならしめることを目標に、スティンガー式ヘリボン磁気探査システムの開発を行った。本論文の前半では、この新しい探査システムの概要を紹介する。探査システムの構成は、World Geoscience 社などのものと大差ないと思われるが、商用のシステムではその詳細が文献に記載されることが少なくブラックボックス化の感もある。ここでは我々のシステムについてその構成要素を深入りしない程度に具体的に示す。

スティンガー式空中磁気探査では、磁場計測において機体磁気の影響が逃れられず、何らかの機体磁気補償措置が必要となる。上記システムでは、機首方向に設置したスティンガー（Fig. 1 参照）の先端にセシウム磁力計センサーを収容しているが、能動的な機体磁気補償の措置（中塚ほか，1976）はとっていない。そのかわりにスティンガーの中段に 3 軸 Fluxgate 磁力計を置き、そのデータを利用して調査飛行の後に補正計算を行う。こ

の方式は、近年の諸外国でのシステム構築例と軌を一にするものであるが、補正計算のために必要なパラメータ決定の方法については、その検討内容や結果が示された例がないようである。本論文の後半では、この機体磁気補償の方法について、理論的考察に基づいた精度と誤差要因の検討を行い、さらに実データへの適用例について述べる。

2. 新ヘリコプター磁気探査システムの概要

2.1 磁場計測

磁力計センサー部としては、カナダ Scintrex 社製 CS-2 セシウム磁力計（Table 1）を、ヘリコプターの中央底部に設置したフレーム（Fig. 2）から前方にのびるスティンガーの先端に収容している（Fig. 3）。この位置のセンサーでは、機体磁気の影響を補正することが必要となるが、能動的な機体磁気補償の措置はとっておらず、調査飛行の後にソフトウェアで補正計算を行うシステム（後述）となっている。

その補正計算が正しく行えるためには、精密な機体の姿勢（roll, pitch, yaw）の情報が不可欠であり、そのためにスティンガーの中段に 3 軸 Fluxgate 磁力計（Bilingsley Magnetics TFM100G2, Table 2）を置き、その

Table 1 Specifications of airborne Cesium magnetometer

Maker/Model	Scintrex (Canada)/CS-2
Magnetic field range	15,000–100,000 nT
Gradient tolerance	40,000 nT/m
Optical axis orientation	10–85° against field direction
Directional error	±0.25 nT inside the optical axis orientation range of 20–70°
Output signal	Continuous signal of Larmor frequency 3.498577 Hz/nT
Operating environment	–40–50°C, 0–100% humidity
Power supply	27–35 V DC/ normally 15 W at 20°C
Warm-up time/power	15 min. at –40°C/ca. 1.5 A
Weight	sensor head : 1.15 kg, electronics : 1.5 kg



Fig. 1 Helicopter equipped with new aeromagnetic survey system with a nose boom configuration.

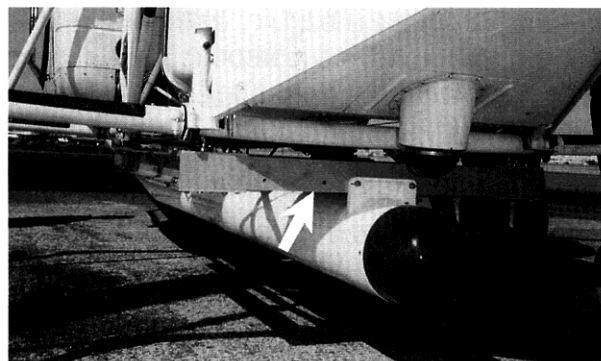


Fig. 2 Base frame to attach nose boom to the helicopter.

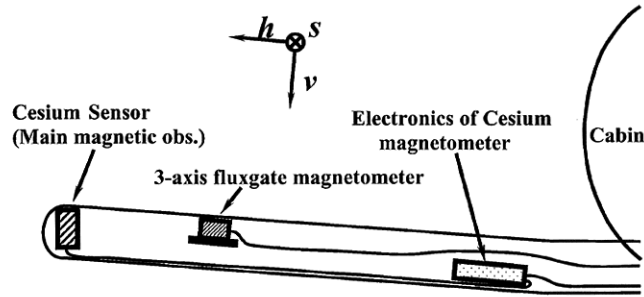


Fig. 3 Configuration of magnetic sensors in the nose boom (stinger) of helicopter.

Table 2 Specifications of 3-axis fluxgate magnetometer

Maker	Billingsley Magnetics (USA)
Model	TFM100G2
Magnetic field range	$\pm 100,000$ nT each axis (± 10 V Full scale)
Sensitivity/linearity	$100 \mu\text{V/nT}$, $\pm 0.015\%$ FS
Orthogonality	better than $\pm 1^\circ$
Temperature effect on offset	± 0.6 nT/ $^\circ\text{C}$
Output impedance	$332 \Omega \pm 5\%$
Operating temperature	-55 – 85°C
Power supply	15 – 34 V DC, ca. 25 mA
Weight	100 g

Table 4 Specifications of A/D converter

Maker	Advantech (USA, Taiwan)
Model	PCL-812 PG
Size	$100 \text{ mm} \times 185 \text{ mm}$ (PC/AT Half size ISA board)
Analog input (A/D)	16 ch single-ended
Input-voltage range	$\pm 10/5/2.5/1.25/0.625/0.3125$ V
Resolution, accuracy	12 bit, $0.01\% \pm 1$ LSB
Analog output (D/A)	12 bit 2 ch, $+5$ V/ $+10$ V range
Digital input/output	16 TTL input, 16 TTL output
A/D pacer/counter	$2 \mu\text{s}$ – $36 \text{ min.}/2 \text{ MHz}$ time base
Operating environment	0 – 50°C , 5–95% humidity
Power supply	$+5$ V 0.5 A, $+12$ V 0.05 A typical

Table 3 Specifications of Larmor frequency counter

Maker	Guide Technology (USA)
Model	GT200-10
Size	$124 \text{ mm} \times 337 \text{ mm}$ (PC/AT Full length ISA board)
Time base	10 MHz Crystal OSC
Temperature effect	± 5 ppm within 0 – 50°C
Short-term stability	$< 5 \times 10^{-10}$ rms with 1 s average
Aging	< 2 ppm/year
Frequency range	DC to 100 MHz
Input voltage range	± 5 V
Input impedance	$1 \text{ k}\Omega$ 30 pF/50 Ω (selectable)
Gate time capability	$250 \mu\text{s}$ – 3200 s
Significant digits	7 digits at 1 ms gate time
Power supply	$+5$ V 0.9 A, $+12$ V 0.2 A, -5 V 0.05 A, -12 V 0.02 A

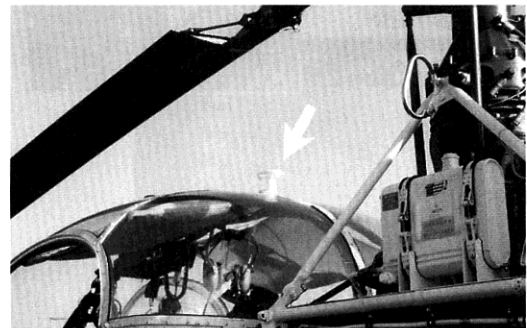


Fig. 4 GPS antenna on top of the helicopter.

データを利用して補正計算を行う（中塚，1998）。

セシウム磁力計は、磁場強度に応じた周波数の信号を出力するのみであるため、そのデジタル計測には、別途、計測ハードウェアが必要となり、データ収録部に高性能のユニバーサルカウンターボード（Guide Technology GT200, Table 3）が装着してある。また、3軸 Fluxgate 磁力計は、アナログ電圧を出力するので、同様に装着した A/D 変換器ボード（Advantech PCL-812PG, Table 4）を用いて、データ収録を行う。

2.2 位置計測

時々刻々のヘリコプターの位置情報は、機上の GPS 受信機（Novatel PowerPak-4E）（Fig. 4）と地上の既知点に設置する同等の GPS 受信機（Fig. 5）との両受信データを用いたディファレンシャル処理により、精密決定される。従来は、気圧高度計および電波高度計（またはレーザ高度計）等による高度データを取得するのが通例であったが、GSP データの精度・信頼性が向上した今日では、高度決定にも GPS を用いるのを標準としており、各種高度計データは参考データとして取得する。同様に、ビデオカメラ（Fig. 6）による対地映像撮影も今では補助データである。

一方、位置計測には航跡標定データ取得とともに、ヘ



Fig. 5 GPS receiver on the ground as a reference station for the differential processing.

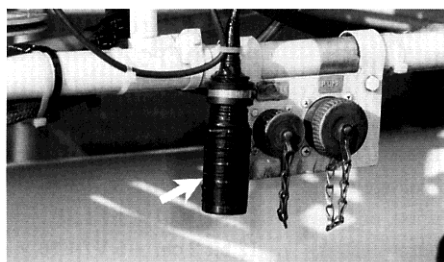


Fig. 6 CCD of video camera for the ground image position fixing.

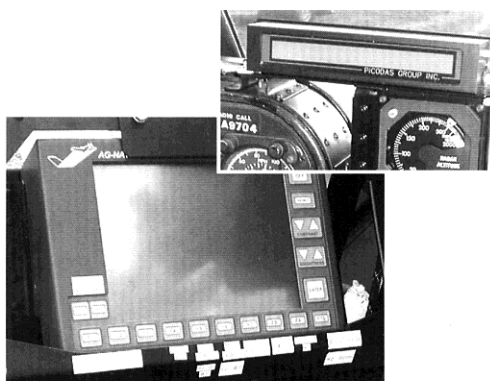


Fig. 7 Main LCD display of navigation unit, and guide indicator for pilot (with an indicator of radio altimeter).

リコプターを予定測線へ誘導する航法装置としての役割がある。このための装置として、GPSのリアルタイム（単独測位）データを用いた航跡表示誘導装置（AG-NAV PNAV2100）を用いている。この装置は、MS-DOS環境で動作するPCであり、モノクロLCDディスプレイ上へ航跡等のリアルタイム表示を行うとともに、パイロット用に予定測線からのズレや測線の残距離等を表示するインディケータをも備えている（Fig. 7）。しかし、現状のこの装置は、リアルタイムGPSデータのみを基礎にしているため、例えば精密標高データ（DEM）を用意しても、水平位置誤差の影響で高精度の対地高度をリアルタイム表示することは困難である。測線飛行の



Fig. 8 Data acquisition PC on the rack next to operator's seat.

予定対地高度への誘導には、電波高度計等の利用が効果的である。

2.3 データ収録

前記の各種データは、工業用 Windows PCに必要なインターフェイスボード（前述のユニバーサルカウンタおよびA/D変換器ほか）を収容したデータ収録表示装置（Fig. 8）でデータ収録・監視される。その基本ソフトウェアは、カナダ Developing Technology 社によるAIRLOGS IIであるが、National Instruments 社製のアプリケーション開発ツールであるLabVIEWを用いて構築されたものである。

このシステムで収録されるデータは、セシウム磁力計による全磁力値（最大20サンプル/秒）、GPSのリアルタイム測位データ（時刻データを含む）と最大8チャンネルのアナログ信号（電圧入力）のA/D変換データである。アナログ8チャンネルのうち3チャンネルは、3軸Fluxgate磁力計の信号に割り当てられており、残りの5チャンネルを気圧高度計・電波高度計・その他に割り当てることができる。それら収録データは、バイナリ形式で保存されるが、ファイルの不慮の破損への備えとして、複数のメディア上に保存される。

このデータは、付属のユーティリティソフトウェアを介してASCIIテキストファイルに変換することができ、Geosoft社のソフトウェアOasis montajでハンドリングできるようになっている。なお、この付属ユーティリティによる処理では、バイナリデータに若干の平滑化フィルターがかけられて出力されることがわかったので、独自のユーティリティを作成して、計測生データの再現を可能にしている。各調査飛行の後には、現地携行のPCでこれらの処理を行い、測定内容の確認とデータ処理を実施する。

このシステムによるGPSデータの収録は、NMEA

GPGGA 書式と呼ばれるデータから緯度・経度・高度と時刻のデータを切り出したもので、リアルタイム単独測位に基づいている。ディファレンシャル処理のための GPS 受信データ（各 GPS 衛星の擬似距離とキャリア位相など）は、上記データ収録表示装置とは別の PC で毎秒ごとに記録している。

2.4 ヘリコプターへの装備

前記の各種装置の大部分は機体のキャビン内にラック等を用意して設置されるが、磁場センサーは、機体磁気の影響を軽減しかつその補償が可能のように、機体から突出したスティンガーに設置する。このような機体の改装は、それに対する安全設計と航空局による耐空検査への合格が必要である。一般的でない用途での特殊な装備をした航空機の耐空検査においては、安全性の慎重な検討に基づく対応が不可欠であり、我々の装備も一旦スティンガーの製造元であるカナダでの承認を取得した上で、その書類とともに装備を輸入し、改めて国内での検査を受ける方法をとった。

装備したヘリコプターの機種は、Aerospatiale SA315B（愛称 Lama）である。この機体は、高高度飛行性能と山岳地での登攀性能に優れた機種の一つであり、富士山頂を含む国内のあらゆる地域での調査が可能なのである。

3. 機体磁気ノイズ

スティンガー式空中磁気探査では、磁場計測において機体磁気の影響が逃れられず、何らかの機体磁気補償措置が必要となる（中塚ほか，1976）。

航空機の機体に由来する磁気ノイズとしては、残留磁気（永久磁気）成分と誘導磁気成分が主体であり、導体を貫く磁束の変化によって生ずる渦電流の効果もある。しかし、空中磁気探査においては、急激な機体の姿勢変化は避けるようにしているので、一般に残留磁気成分と誘導磁気成分について考慮すれば足りる。残留磁気成分の機体磁気ノイズは、機体に固定した座標系で一定のベクトルであるが、誘導磁気成分は、誘導磁場を発生する磁性体と磁力計センサーとの位置関係により、ある方向の外部磁場（地球磁場）が加えられたときに別の方向成分のノイズ磁場をも生ずる。

今、機体に固定した直角座標系（ h ：機首方向， s ：右横方向， v ：下方向）を考えると、セシウム磁力計センサーの位置における磁場ベクトル $\mathbf{F}$ は、地球磁場を $\mathbf{H}$ （その全磁力を H ）として、

$$\mathbf{F} = \mathbf{H} + \mathbf{p} + \mathbf{AH}$$

（ $\mathbf{p}$ ：残留磁気， $\mathbf{AH}$ ：誘導磁気）

$$\begin{pmatrix} F_h \\ F_s \\ F_v \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} H_h \\ H_s \\ H_v \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} p_h \\ p_s \\ p_v \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} a_{hh} & a_{hs} & a_{hv} \\ a_{sh} & a_{ss} & a_{sv} \\ a_{vh} & a_{vs} & a_{vv} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} H_h \\ H_s \\ H_v \end{pmatrix} \quad (1)$$

で表される。ここで、 p_h, p_s, p_v および $a_{hh}, a_{hs}, a_{hv}, a_{sh}, a_{ss}, a_{sv}, a_{vh}, a_{vs}, a_{vv}$ は定数である。この位置での全磁力 T は、 $(\mathbf{p} + \mathbf{AH})$ が地球磁場 $\mathbf{H}$ に比べて十分小さいので、次式の形となる。

$$\begin{aligned} T &= \sqrt{F_h^2 + F_s^2 + F_v^2} \approx \sqrt{H^2 + 2\mathbf{H} \cdot (\mathbf{p} + \mathbf{AH})} \\ &\approx H + \frac{\mathbf{H}}{H} \cdot (\mathbf{p} + \mathbf{AH}) \\ &= H + (H_h/H) (p_h + a_{hh}H_h + a_{hs}H_s + a_{hv}H_v) \\ &\quad + (H_s/H) (p_s + a_{sh}H_h + a_{ss}H_s + a_{sv}H_v) \\ &\quad + (H_v/H) (p_v + a_{vh}H_h + a_{vs}H_s + a_{vv}H_v) \\ &= H + \frac{1}{H} (p_hH_h + p_sH_s + p_vH_v + a_{hh}H_h^2 \\ &\quad + a_{ss}H_s^2 + a_{vv}H_v^2 + (a_{hs} + a_{sh})H_hH_s \\ &\quad + (a_{sv} + a_{vs})H_sH_v + (a_{vh} + a_{hv})H_vH_h) \end{aligned} \quad (2)$$

すなわち、下線で示した 9 個のパラメータが機体磁気効果の特徴づける量となっている。

4. 機体磁気補償の方法

今 3 軸 Fluxgate 磁力計が地球磁場ベクトル $\mathbf{H}$ (H_h, H_s, H_v) を測定できるとすると、機体磁気補償テスト飛行（機体を様々な方向に飛行させながら roll, pitch, yaw の機体揺動試験を行う）により、様々な条件下での T と H_h, H_s, H_v の組のデータを得ることができ、前記の 9 個のパラメータを決定できる。具体的には、3 元 2 次の回帰分析を行って 10 個のパラメータ $H, (p_h/H), (p_s/H), (p_v/H), (a_{hh}/H), (a_{ss}/H), (a_{vv}/H), ((a_{hs} + a_{sh})/H), ((a_{sv} + a_{vs})/H), ((a_{vh} + a_{hv})/H)$ を求めると、先頭の H を除く 9 個のパラメータを用いて、探査飛行時のデータに対する機体磁気補償（ T から H を求めること）が行える。ここに、ベクトル $\mathbf{H}$ が測定できていれば、その絶対値である H はすでに得られている訳ではあるが、その値の精度を考慮する必要がある。

セシウム磁力計による測定値 T は、45,000～50,000 nT を有効数字 6 桁程度で測定できるのに対し、3 軸 Fluxgate 磁力計による H_h, H_s, H_v の測定は有効数字 3 桁程度であり、高々数 10 nT 程度の精度しか得られない。ところが、機体磁気効果が数 10 nT であれば、上記の解析から得られるパラメータ $(p_h/H), (p_s/H), (p_v/H)$ や $(a_{hh}/H), \dots, ((a_{hs} + a_{sh})/H), \dots$ の値は、 H_h, H_s, H_v や H_h^2, H_hH_s などに乗じた (2) の各項の値で高々 10 nT のオーダーであるので、3 軸 Fluxgate 磁力計の測定精度が例え 2 桁しかなくても、機体磁気効果を 0.1 nT オーダーまで見積ることができる。

上では簡単のため、3 軸 Fluxgate 磁力計が機体磁気効果を受けていない場合を議論したが、測定精度がそれほど高い必要がないことは、Fluxgate に対して機体磁気効果（10,000 nT オーダーの成分磁場に対する 10 nT オーダーの量）を無視しても構わないことを意味する。その確認の意味で、理論的に考察を加えると、以下のと

おりである。

現実の3軸 Fluxgate 磁力計は、機体磁気ノイズの影響下にあり、その位置における磁場ベクトル $\mathbf{G}$ は、セシウム磁力計センサーの位置の $\mathbf{F}$ にも一致せず、その位置への残留磁気効果を $\mathbf{q}$ 、誘導磁気効果を $\mathbf{BH}$ として、

$$\mathbf{G} = \mathbf{H} + \mathbf{q} + \mathbf{BH}$$

$$\begin{pmatrix} G_h \\ G_s \\ G_v \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} H_h \\ H_s \\ H_v \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} q_h \\ q_s \\ q_v \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} b_{hh} & b_{hs} & b_{hv} \\ b_{sh} & b_{ss} & b_{sv} \\ b_{vh} & b_{vs} & b_{vv} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} H_h \\ H_s \\ H_v \end{pmatrix} \quad (3)$$

で表され、 q_h, q_s, q_v および $b_{hh}, b_{hs}, b_{hv}, b_{sh}, b_{ss}, b_{sv}, b_{vh}, b_{vs}, b_{vv}$ は定数である。従って、

$$\begin{pmatrix} H_h \\ H_s \\ H_v \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} G_h - q_h - b_{hh}H_h - b_{hs}H_s - b_{hv}H_v \\ G_s - q_s - b_{sh}H_h - b_{ss}H_s - b_{sv}H_v \\ G_v - q_v - b_{vh}H_h - b_{vs}H_s - b_{vv}H_v \end{pmatrix} \quad (4)$$

となり、これを(2)に代入して整理し、 H に比べて $\mathbf{p}, \mathbf{AH}, \mathbf{q}, \mathbf{BH}$ が小さいのでその2次以上の項を無視すると、

$$T = H + \frac{1}{H} (\underline{p}_h G_h + \underline{p}_s G_s + \underline{p}_v G_v + \underline{a}_{hh} G_h^2 + \underline{a}_{ss} G_s^2 + \underline{a}_{vv} G_v^2 + (\underline{a}_{hs} + \underline{a}_{sh}) G_h G_s + (\underline{a}_{sv} + \underline{a}_{vs}) G_s G_v + (\underline{a}_{vh} + \underline{a}_{hv}) G_v G_h) \quad (5)$$

となる。これは、単に(2)の H_h, H_s, H_v を G_h, G_s, G_v に置きなおしたものに等しく、3軸 Fluxgate 磁力計のデータをそのまま機体磁気の影響を受けていない磁場ベクトルの測定とみなして処理しても、下線の9個のパラメータを決定する上で大きな誤差を生じないことを意味する。

一方、(2)、(5)式には H (すなわち機体磁気の影響を受けていない地球磁場の全磁力) が含まれており、9個のパラメータを決定するために用いるデータの中でその値が大きく変化することは好ましくない。また、磁場成分 G_h, G_s, G_v は機体の姿勢変化を直接反映して大きく変動するとは言え、 H が $G_h, G_s, G_v, G_h^2, G_s^2, G_v^2, G_h G_s, G_s G_v, G_v G_h$ のいずれかとコヒーレントな変化をする状況があると、パラメータの決定に誤差を生じることとなる。

従って、現実の機体磁気補償テスト飛行は、磁気異常源となる構造からなるべく離れるため、海上でなるべく高度をとった飛行域を設定する。また、次に示す実データへの適用では、調査飛行測線の4方向に対し、その方位とそれぞれ左右に10度づつ偏針した方位の合計12方位に向って飛行しつつ、機体の maneuvering (揺動=姿勢変化)を行った。姿勢変化の範囲は、ローリングは左右15度、ピッチング上下5度、ヨーイング左右10度である。

5. 実データへの適用

富士山を含む急峻な高山でも調査できることをめざして、スティンガー式ヘリボーン磁気探査の計測装置を2002年に構築したが、このシステムを用いた検証調査飛行で得られたデータによる機体磁気補償のデータ処理結果を以下に示す。

Fig. 9 は、機体磁気補償テストを行っている30分間弱の時間帯のデータ (全データ) を図化したものである。 H_h, H_s, H_v はそれぞれ3軸 Fluxgate 磁力計の出力 (アナログ電圧を A/D 変換) で、V 単位の値である。 $\text{Lat.}, \text{Lon.}$ は、GPS による測位データの緯度・経度の値 (縦軸の1が相対値の1分に相当)、 Tres は、セシウム磁力計の計測データ (単位 nT) から地磁気日変化と場所の変化に対応する大局的な傾向 (緯度・経度の1次式) を除去したもの (縦軸の1が2 nT に相当) である。時間順に、西・南・北・西・東に飛行したことがわかるが、それぞれの間に左右に10度づつ偏針した方位への飛行を含み、2回目の西向き飛行は、南北方向飛行の間に西風で機体が東に流されたのを回復するためである。

機体磁気パラメータの決定においては、前述のように、機体の姿勢変化に起因しないにもかかわらずそれとコヒーレントな磁場変動があると誤差要因となる。しかし、テスト飛行の飛行経路を空間的にランダムに配置することは不可能に近く、その飛行経路に依存した効果を生じないように、局所磁気異常の少ない空域を選んでいるが、なお広域磁気異常の影響は残っているので、地磁気日変化補正に加えてトレンド (1次傾向面) をも除去した残差 Tres を用いて、機体磁気パラメータを見積った。

Tres の変動幅は約 ± 15 nT に及び、とくに北向き飛行において大きな機体磁気ノイズ効果が見られることがわかる。このデータに3元2次の回帰分析を行って回帰係数を求め、同じデータに機体磁気補償処理を行ったものが Fig. 10 の Tcomp である。変動幅は ± 2 nT 程度まで低下し、細かな変動の幅も低下している。この図で緩やかに変動する成分は、機体磁気補償テストを行った海域における実際の磁気異常である可能性がある。

このテスト飛行から得られる回帰係数を、実調査地域の飛行データに対して適用することにより、機体磁気補償処理を行う。前記のテスト飛行の2日後に行った検証調査飛行データによる磁気異常分布を Fig. 11 に示す。

右側(b)の処理前のデータでは、北行測線と南行測線との間の機体磁気ノイズ効果の差が顕著に現われ、いわゆる herringbone パターンが生じているが、左側(a)の処理後のデータでは、その影響をほぼ完全に除去できた。

6. まとめ

急峻な山岳地においても低高度の高分解能空中磁気探査が安全かつ効果的に実施できることを目指して、スティンガー方式のヘリコプター磁気探査システムを構築

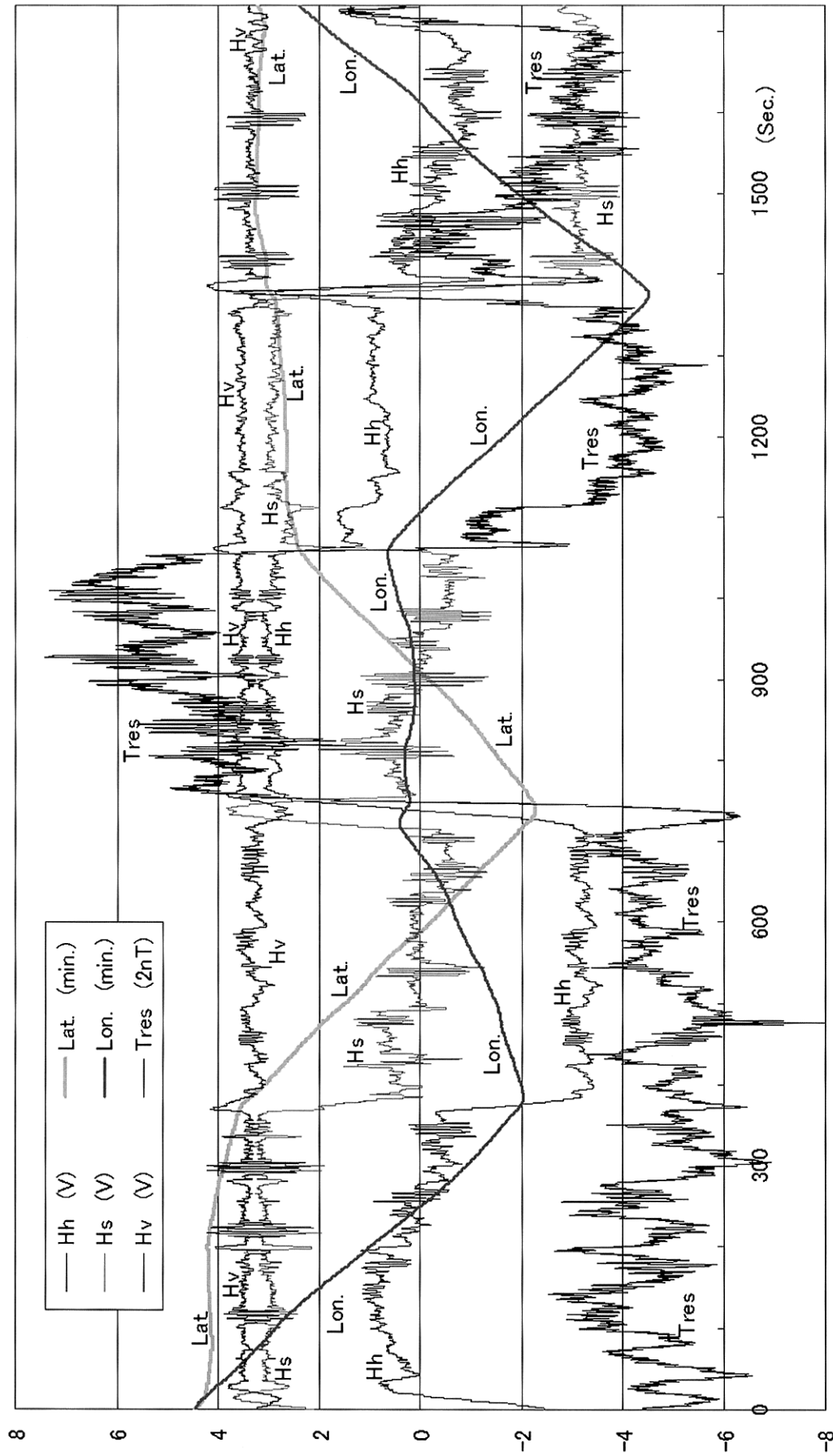


Fig. 9 Raw data from a compensation test flight. Tres is the Cesium magnetometer observation after removing the diurnal effect and the linear trend dependent on latitude (Lat.), longitude (Lon.), Hh, Hs and Hv are the data of 3-axis fluxgate magnetometer in voltage.

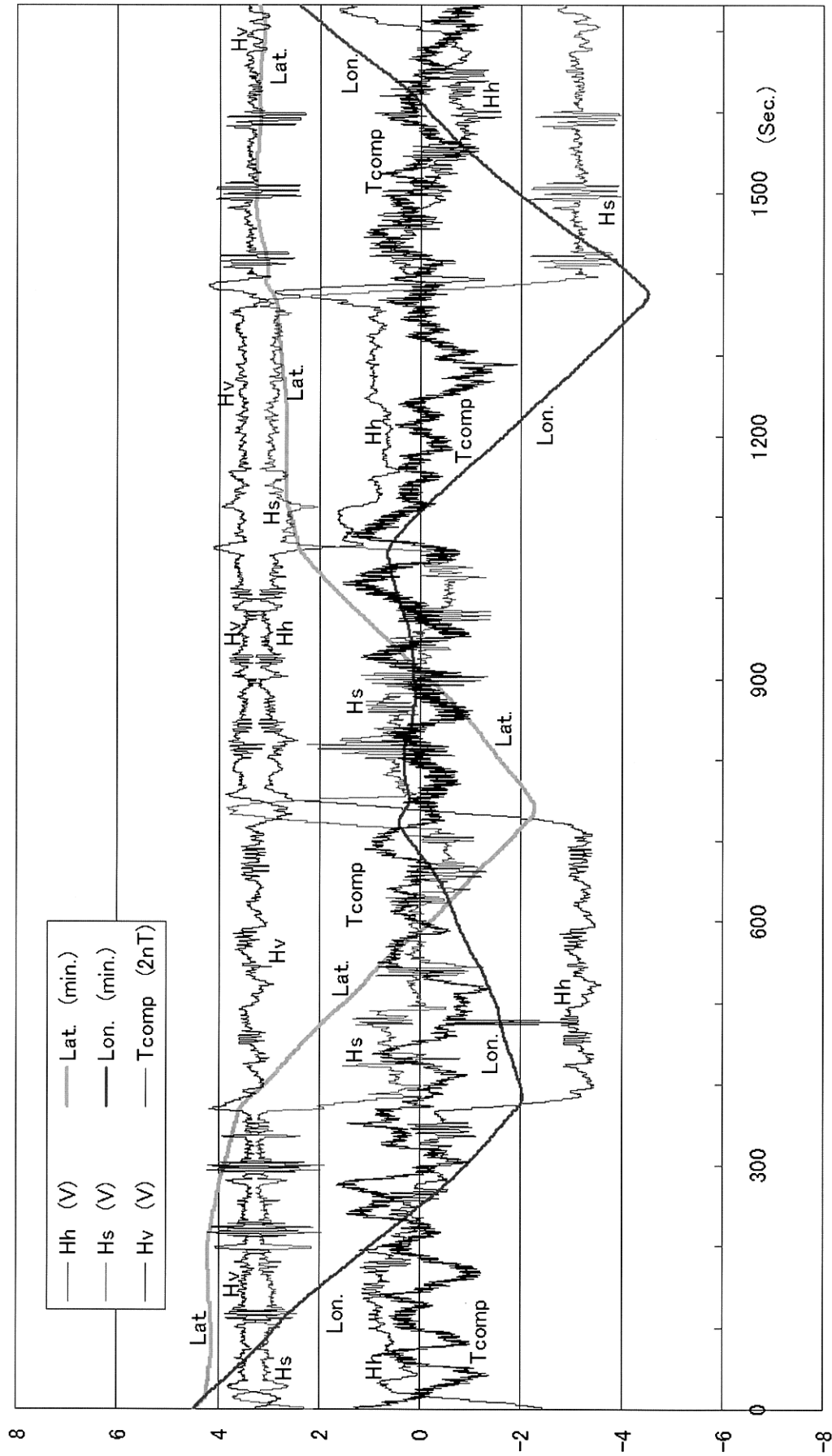


Fig. 10 Test flight data after the compensation of aircraft's magnetic field. Only Tres curve in Fig. 9 was replaced with Tcomp, the Cesium magnetometer data after the compensation.

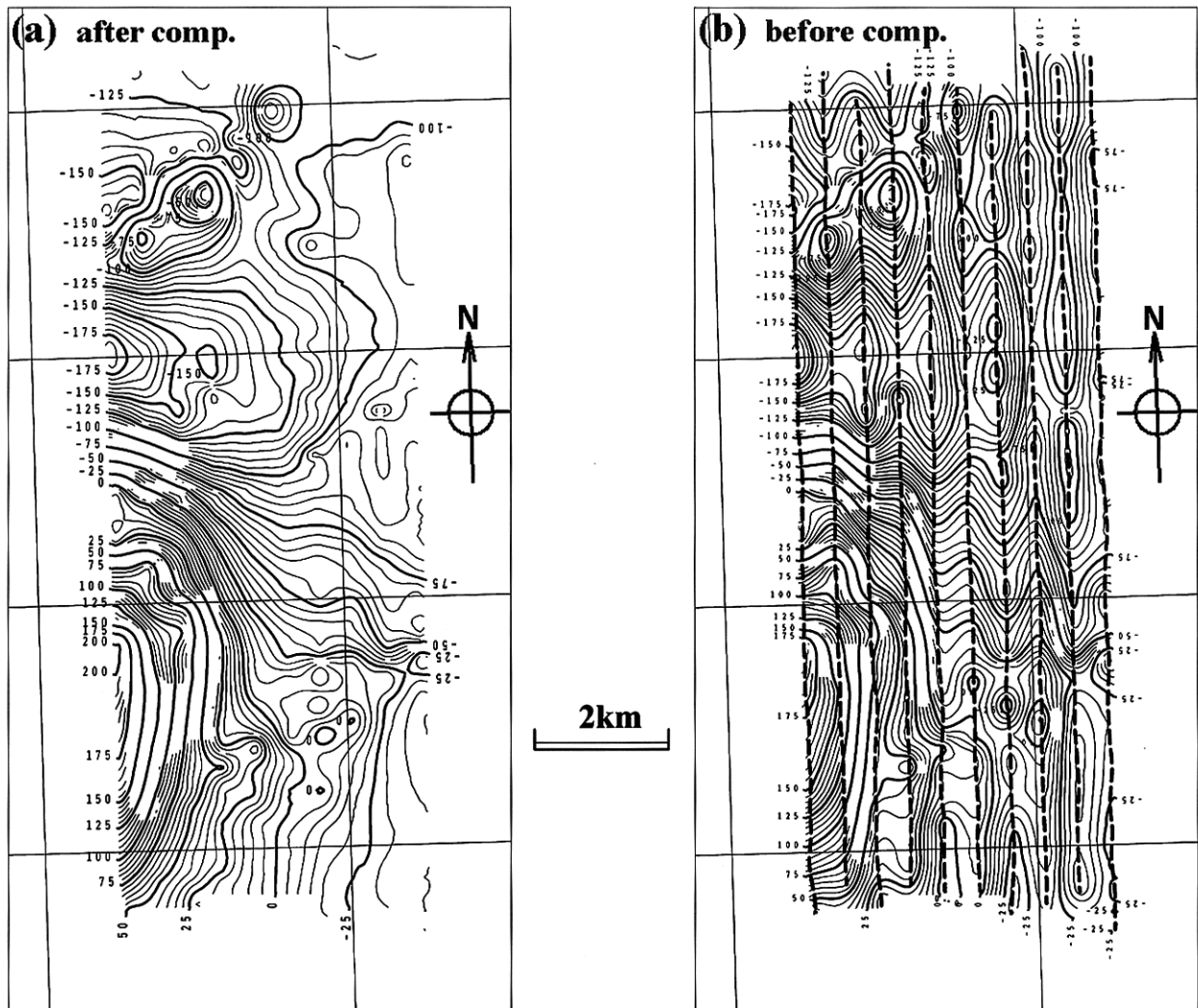


Fig. 11 Magnetic anomaly maps from actual verification survey (a) after and (b) before the compensation of aircraft's magnetic field. Contour interval is 5 nT. Thick broken lines on (b) are the track paths. Herringbone pattern on (b) was eliminated on (a) by the compensation of aircraft's magnetic field.

した。スティンガー方式では、機体磁気補償の問題が避けられず、3軸 Fluxgate 磁力計による計測データを用いる受動的機体磁気補償の方法を採用している。このシステムにおける機体磁気補償の理論的考察を行い、その具体的手順と処理方法を確立した。

構築した探査システムの検証を目的とした実地試験の調査飛行で得られたデータに対して、機体磁気補償のデータ処理を行い、その良好な性能を確認した。

参考文献

- 菱田 元・吉岡 謙 (1997)：北薩・串木野地域における高分解能空中磁気探査・放射能探査結果について。物理探査学会第97回学術講演会論文集，301-305.
- 中塚 正・田村芳雄・陶山淳治 (1976)：空中磁気探査における機体磁気補償。地調月報，27, 773-781.
- 中塚 正 (1998)：3.4空中磁気探査。物理探査ハンドブック (第9章 磁気探査)，499-503, 物理探査学会.
- 大熊茂雄・牧野雅彦・中塚 正 (1999)：福井平野における高分解能空中磁気探査。物理探査学会第100回学術講演会論文集，285-289.