伸張ワイヤのダイナミクスとオペレーションの実際*

森田 泰弘^{*1}, 雛田 元紀^{*1}
野末 辰裕^{*2}, 竹本 良彦^{*2}Dynamics and Operation of Deployable Wire Antenna Systems
with ApplicationsYasuhiro MORITA, Motoki HINADA,
Tatuhiko NOZUE and Yoshihiko TAKEMOTO

The GEOTAIL spacecraft, designed and developed by the Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) of Japan, was successfully launched by NASA's DELTA II rocket on July 24, 1992. The dual spinning satellite, equipped with two different kinds of deployable wire antenna systems, each having a pair of 50 m wire antennas, will contribute to better appreciation of fundamental magnetospheric mechanisms. Due to a distinct trend towards larger space systems, deployment structures of many kinds, such as space stations, tether experiment modules, and deployment antenna configurations as well as extensible wire antennas, are supposed to play a key role in the future space infrastructure. Even at the recent stage of space activities, however, deployment of structures in space is still among the most difficult projects, showing several examples of failure and incompleteness due to technical and mechanical problems in past years. An emergency operation was in fact executed for the wire deployment of the GEOTAIL to finally obtain complete configurations. The problem is further accentuated by the fact that the dimensions of the wire antennas may lead to undesirable wire vibrations as well as satellite attitude perturbations through in-orbit events scheduled, such as antenna and mast deployment, spin-up and -down operations, and attitude and orbit maneuvers, resulting in distortion of the attitude control accuracy and the scientific observation environment. In the study, in-orbit operations exciting the wire vibrations are reviewed and some of the typical flight data of practical importance are analyzed to reveal effects of such operations on the system response.

Key Words: Dynamical Analysis, Deployment Structure, Wire Antenna, Vibration, Spinning Satellite

1. はじめに

宇宙研によって研究開発されたGEOTAIL衛星は、NASA、及び、ESAを含めた国際協力ミッションの一環として、1992年7月24日にNASAのDELTA-IIロケットを利用して無事打ち上げられた。このミッションは、地球の夜側にのびる磁気圏尾部の探査を行うことを第一目的としており、電場ベクトル及びプラズマ波を検出するために、長さ50mの伸張式ワイヤ・アンテナ(WANT)とブローブ・アンテナ(PANT)が2本づつ、衛星のスピニング軸まわりに90度おきに交互に搭載されている。その他、磁場計測用の磁力計が衛星本体の作る磁場の影響を抑えるために伸張式のマスト2本に取り付けられている。

さて、衛星の大型化の流れの中で様々なタイプの伸張・展開構造物、例えば、大型のディッシュアンテナや展開式のトラス構造物等、が今後ますます発展していくスペースインフラストラクチャにおいて重要な役割を果たすのは明らかであろう。しかしながら、今日の宇宙開発の技術をもってしても宇宙空間で構造物を伸張・展開することは、ごく最近のいくつかの例を挙げるまでもなく、最も難しい技術の一つとなっている。実際に、GEOTAIL衛星のワイヤアンテナ及びマストの伸張においても、トラブルが発生した。いずれも、あらかじめ用意しておいたトラブル発生時のオペレーションマニュアルに則り対処することにより、最終的には全ての伸張オペレーションは成功裡に行われ、衛星は常運用のコンフィグレーションに移行することができた。

* 原稿受付 平成6年4月20日。

*¹ 正員, 宇宙科学研究所 (〒229 相模原市由野台3-1-1)。*² (株)日立製作所 (〒244 横浜市戸塚区216)。

さらに複雑なことに、衛星全体は柔軟システムと考えることができ、衛星の姿勢運動とワイヤ振動の強い連成効果や低い減衰特性と相まって、ワイヤやマストの伸張、衛星のスピンアップや姿勢変更等の軌道上でのオペレーションによって、衛星の姿勢擾乱やワイヤの振動が誘起されることになる。特に、GEOTAIL衛星では、月スウィングバイに備えて大きな姿勢/軌道変更がRCSスラスタを用いて高速に行なわれるため、大きな振動やニュートレーションが生じる可能性がある。スピン衛星に搭載するワイヤアンテナシステムについては多くの文献があり〔1、2〕、また、I S A SにはEXOS-D衛星の開発を通して実績がある〔3-5〕が、GEOTAILは今までにない大きなディメンションを有しており、姿勢/軌道運動とワイヤ振動のより強い連成や減衰特性の低下が予想される。

以上を背景に、ここでは、GEOTAIL衛星を例として、ワイヤアンテナとマスト伸張に関して軌道上で行われた一連のオペレーションの実際を紹介するとともに、ワイヤの振動と衛星の姿勢運動について、貴重なフライトデータのいくつかを既に報告した運動解析〔6〕に照らして解析する。

Fig. 1 Entire system's configuration in its operational mode. Note the fore wire antennas as well as two masts were completely extended in orbit.

Table 1 Characteristics of the WANT and PANT systems.

ITEM	CHARACTERISTICS	
	WANT	PANT
total weight	1.95kg	3.18kg
dimensions of case	100x100x280mm	150x140x10mm
total wire length	50m	50m
wire's mass density		
part I ⁽¹⁾	0.81g/m(φ 0.45mm)	0.81g/m(φ 0.45mm)
part II ⁽²⁾	1.10g/m(φ 0.69mm)	1.10g/m(φ 0.69mm)
part III ⁽³⁾	3.00g/m(φ 1.01mm)	—
tip mass	18.5g	100g
actuator	stepping motor	stepping motor
power	at deployment	at deployment
consumption	14.9w	14.9w
at observation	0.1w	0.1w
speed of wire deployment	2.5cm/sec	2.5cm/sec

(1) Naked

(2) Covered by Polyimide sheet

(3) Laminated by Copper-alloy shield and Polyimide sheet

2. システムコンフィグレーション

GEOTAILはスピン安定型の衛星で、そのコア部分の直径は2.2m、高さは1.6m、また、全重量は約950kgで、そのうち332kgが燃料(ヒドラジン)である。この衛星には通信装置としてビーム幅の小さなハイゲイン・アンテナ(HGA)が搭載されているが、これは常に衛星と逆向きの回転(デスパン回転)を与えられ地球指向を得ている。このために、本衛星はデュアルスピン衛星とも呼ばれる。Fig. 1に定常運用状態での衛星コンフィグレーションを示す。システムの姿勢及び軌道制御はリアクション・コントロール・システム(RCS)によって行なわれるが、これは、23Nのアキシャル及びラジアル・スラスタ8基と3Nのタンジェンシャル・スラスタ4基から成る。衛星は、定常状態では、スピンレートが約20rpm、太陽角が85~89度に制御される。

WANT/PANTシステムは一对ずつ衛星のスピン軸回りに等間隔で搭載されているが、それぞれは、50mのワイヤ部、伸張機構部、テレメータ/コマンド・インターフェース、ワイヤの伸張長及び振動角度モニタ、及び観測機器用のプリアンプ回路から構成される。WANT及びPANTの外観図をFig. 2に、また、基本仕様をTable 1に示す。図に示すとおりワイヤは3つの部分に分けることができる。その素線はステンレス製の7x19のより線で、先端の一部を除きプラズマからの絶縁のためにポリイミドシートで皮膜され、さらに衛星側の一部は衛星からの電氣的干渉を防ぐために銅合金でシールドされている。PANTの先端には科学観測用に直径105mm、質量100gのプロブが、一方、WANTには、重さ18.5gの小型チップマスがワイヤに適正な遠心張力をかけるために取り付けられている。WANT及びPANTのそれぞれ2本のワイヤは伸張制御機構により、同期して同時に、あるいは、独立に伸張できる。伸張機構はステッピングモータにより駆動され、スピンによる遠心力に抗してワイヤを一定の速度(2.5cm/sec)で伸張させる機能を持つ。

GEOTAILには、その他に伸張物として2基のマストが搭載されている。このマストは、ワイヤアンテナに比べると極めて剛性が高くほぼ剛体として運動する。また、伸張長も短く(約6.5m)、重量も小さい(約5kg)ので、伸張時に発生する衛星の姿勢擾乱やワイヤの振動は充分に無視できることが数値解析の結果示されている〔6〕。しかしながら、マストの伸張に異常が発生したために、後で述べる理由で衛星のスピンダウンという当初の予定にはないオペレーションが発生した。

(a)

(b)

Fig. 2 Schematic diagram of the wire antenna packages: (a) WANT; (b) PANT.

3. 軌道上のオペレーションとフライトデータ

先に述べたように、GEOTAILの打ち上げは成功裡に行われたが、続くワイヤアンテナとマストの伸展時にはトラブルが発生し緊急対策が講じられた。この節では、最終的に伸展物の全伸展を達成し、衛星が定常運用のコンフィグレーションに移行するまでの過程を明らかにし、併せて運動解析の結果を示す。

3.1 ワイヤアンテナ伸展

4本のワイヤ・アンテナは、一本(PANT-A)に伸展異常が発生したものの、復旧オペレーションが功を奏し、予定された一昨年8月27日に全伸展された。以下に、実際に行われたオペレーションについて述べる。

ワイヤの伸展は4本同時に開始されたが、PANT-Aの伸展に異常が発生したのは伸展長約14mのところで、その様子は伸展長モニタの出力を示したFig. 3に見ることができる。対称位置に搭載されたPANT-Bの伸展は、全系のダイナミック・バランスを保つために、地上からのコマンドにより緊急停止された(伸展長約16m)。この緊急オペレーションは、伸展異常停

止の全ての組合わせに対して、あらかじめフライト前に用意しておいたオペレーション・マニュアル(Fig. 4a)に則って実行された。すなわち、今回のトラブルは、4本のワイヤの中1本の伸展が中断したということでマニュアル上のCASE1に該当するものであり、その後の作業は全てこのケースに対する流れに沿って進められた(図中矢印)。まず、このマニュアルの示すシナリオにより、伸展に異常のないWANT2本については伸展を続行しそのまま全伸展を得た。

一方、フライト前にはこれより一歩進んで、全てのシステム構成要素について故障モードを洗い出しフォルト・ツリー・アナリシス(FTA)を実行した(Fig. 4b)。これをもとに、今回のトラブルの原因推定を行った。まず、今回の伸展異常停止で特徴的なことは、伸展途中(約14m)であるにもかかわらず全伸展状態を示すステータスがモニタ上に表示されたことであつた。このステータスは、ワイヤが全伸展状態になったときにワイヤがマイクロスイッチを押すことにより検知され、また、このときワイヤ駆動用モータは自動的に停止されるのである。これは、FTAにおいてCASE(12-a)に相当するものであり、事前の解析により、ドラム上でワイヤが絡まった場合にも同様のことが起こり得ると解っていた。より詳細に述べると、打上げ前にワイヤをスプールドラムに巻きとる際に不均一な配列が生じてしまい、このために、伸展時にスムーズに繰り出されるべきワイヤが絡まってドラムに引っかかり、誤って全伸展確認用のマイクロスイッチに触れてしまったと考えられる。その結果、システムは全伸展状態を誤認し、ドライブモータが自動停止したのである。

このトラブルは比較的すみやかに解決することができた。ワイヤアンテナのドライブモータには充分な出力マージンがあるために、ワイヤを一旦巻き戻すことにより絡まりを解くことに成功し、その結果、全伸展を得ることができたのである。巻き戻しオペレーションは、一回につきドラム二巻きに相当する約20cm(時間にして10秒程度)を限度として数回行うこととしたが、幸いにして、一回目の巻き戻しコマンドを送信後ただちに全伸展ステータスは消え、速やかに再伸展コマンドを送出することができた。ドライブ機構部とワイヤ不具合の推定図をFig. 5に示す。

飛翔前の運動解析結果の示すとおり、ワイヤ伸展によるワイヤ振動の励振は発生ニュートーションと同様に充分小さかった(1度程度)。Fig. 6はワイヤ伸展により生じたワイヤのスピン面内振動角度を示す。ちなみに、コリオリ力の発生方向から明らかに、ワイヤ伸展動作はワイヤの面外振動成分の励振にほとんど寄与がなく、分解能1度の振動角モニタには面外成分は検出されなかった。図の示すとおり、ワイヤの振動は、伸展中は遠心力とコリオリ力の釣り合いで決まる平衡角度回りの微小固有振動として特徴づけられ、伸展後は一定振幅の自由振動となっている。

Fig. 3 Time history of the extended length of the WANT and PANT wires: (a) PANT extension interrupted; (b) PANT deployment resumed.

(a)

(b)

Fig. 4 Part of the operation handbook prepared for assumed troubles during the deployment: (a) emergency operation strategy; (b) fault tree analysis.

ワイヤアンテナは遠心力による張力により剛性を保っている。従って、伸展中は質量特性の変化と共に衛星のスピンレートの低下により、ワイヤの剛性、ひいては、固有振動数は時間と共に低下していくことになる。さらに、ワイヤ振動の固有振動数は4本のワイヤの振動の組み合わせによっても変わるので (Fig. 7)、その取り扱いには注意が必要である。Fig. 6により、ワイヤの伸展オペレーションでは最も周波数の低い振動モード (面内非同期; α_1 、 α_2) の励振が支配的で、その振動周期は、PANTの伸展中断中が約12秒、全伸展後はスピンレートの低下による剛性低下に伴い約20秒となっており、これらは解析結果と良く一致している。

一方、衛星のスピンレートの応答 (Fig. 8) を見ると、別の振動モード (面内同期; α_3) が励振されていることがわかる。検出された振動周期はPANT全伸展前が約10秒、伸展後がスピンレートの低下に伴い13秒と増加している。さらにFig. 8に示されている太陽角の応答には微小振幅の高周波振動が観察されるが、これはワイヤの面内振動に起因するものである。すなわち、ワイヤの面内/面外振動には小さいながらも達成が存在していたわけで、これは衛星のわずかなダイナミック・バランスずれによると考えられる。PANT-Bの伸展終了後PANT-A

Fig. 5 Driving mechanism of the GEOTAIL wire antennas and estimated condition of the tangled wire.

の伸展が終了するまで太陽角にドリフト的变化が見られるが、これは両PANTワイヤの伸展長の差に基づく全機ティルト角の漸減に伴うものである。ところで、スピンレート及び太陽角はいずれも太陽センサ (SAS) の出力により計算されており、当然のことながらスピンレートより高い振動成分は検出されていない。

Fig. 6 Transient response of the wire vibrational angles in the spinning plane excited through the wire deployment: (a) PANT extension interrupted; (b) PANT deployment resumed.

Fig. 7 Vibration modes of the wires in and out of the spinning plane.

振動角モニタの分解能が低いために、ワイヤ振動の減衰特性を明らかにするためには太陽角の時間履歴を観察するのが都合がいい。Fig. 8から、ワイヤの代表的な振動モードの減衰時定数は約8分と推測できる(EXOS-Dの場合の約10分と同程度)。ところで、ワイヤの振動減衰は受動的な振動ダンパによって行われる。すなわち、ワイヤの根元に装着された振動角モニタの摺動摩擦を利用した摺動ダンパとワイヤ素線とポリイミド皮膜あるいは銅合金メッシュとの摩擦による構造減衰を利用したシールド線ダンパである。真空チャンバで行なわれた地上実験により、比較的小振幅で有効なのはシールド線ダンパで、大振幅(1.5°より大)では摺動ダンパの効果が卓越することが解っている。事実、摺動特性のみを考慮した解析では減衰時定数の推定値は約100分となり、実測値が約8分であることを考慮すると、ワイヤ伸展時のような小振幅時の減衰にはワイヤ自体の持つ構造減衰の効果が顕著であることが改めて裏付けられる。

3.2 スピンドアウン/アップ

マスト伸展でも伸展異常が発生し、一方のマスト(MST-S)の伸展が途中で停止した。この不具合は伸展機構部のギヤ部の潤滑不良と推定された。伸展機構部のステップモータはストラップ

テンション、すなわち、遠心力による張力とマストの自己伸展力の和に抗してマストの伸展速度を調節する機能をもつが、重量制限のためにモータの出力にはほとんどマージンがなく、不具合による摩擦負荷の増加に対応できなかったわけである。これに対する窮余の一策は、衛星のスピンレートを下げ遠心力によるモータ負荷を低減することであった。最終的には、これにより再伸展を成功させることができた。再伸展後は定常運用モードに移行するためにスピナップが行われた(Table 2)。

ところで、ワイヤアンテナはスピンによる遠心張力により剛性を保っているため、衛星のスピンレートを下げるとワイヤの剛性が低下し大きな振動が生じる危険がある。このために、スピンドアウン・オペレーションは詳細な運動解析の下に慎重に行われた。Fig. 9(a)は3Nのタンジェンシャル・スラスタ2基を連続噴射したときのワイヤ先端の変位(PANT-B)を数値計算した結果である。図の示すとおり、剛性低下に起因して振動レベルは許容範囲を越えている。問題の解決はスラスタのバルス噴射により実現できる。Fig. 9(b)に示すとおり、200 msecのバルス噴射によれば誘起される振動レベルを大幅に低減することが可能である。スピンドアウンとスピナップに関する実際

Fig. 8 Satellite's sun-spin angle and spin rate in orbit showing a high frequency modulation by the wire vibrations: (a) through the entire deployment operation; (b) WANT extension completed; (c) PANT deployment terminated.

Table 2 A chain of operations associated with the recovery of the MST-S extension.

DATE	TIME	OPERATION
92/8/27	10:00	VANT/PANT DEPLOYMENT (VANT-A/B: 0→50m FULL, PANT-A: 0→13.9m, PANT-B: 0→16.1m)
	12:16	PANT RE-DEPLOYMENT (PANT-A: 13.9→50m, PANT-B: 16.1→50m)
9/4	11:00	MST-S/F EXTENSION (MST-S: 0→2.74m, MST-F: 0→6.17m FULL)
	12:45	MST-S RE-EXTENSION 1 (2.74→3.75m)
9/15	10:00	SPIN DOWN 2 (11.5→7.0rpm / 200msec)
9/16	9:38	SPIN DOWN 3 (7.0→5.5rpm / 200msec)
	11:58	MST-S RE-EXTENSION 2 (3.75→5.90m)
	13:02	MST-S RE-EXTENSION 3 (5.90→6.13m FULL)
	13:21	SPIN UP 1 (5.3→6.6rpm / 200msec)
	15:23	SPIN UP 2 (6.6→8.0rpm / 200msec)
	17:01	SPIN UP 3 (8.0→16.6rpm / 400msec)
	10:00	SPIN UP 4 (16.6→18.9rpm / 400msec)
9/17	10:51	REORIENTATION (50msec)

Fig. 9 Magnitude of the induced wire tip displacement during spin-down operation executing: (a) continuous firing of a pair of tangential thrusters of 3 N; (b) impulsive firing of the thrusters of 200 msec duration per spinning period.

の運用は、この結果に照らして、200 msecあるいは400 msecのバース噴射により、成功裡に行われた。Fig. 10は数回に分けて行われたスピンドアウンとスピニアップによる衛星の姿勢変動の様子を示しており、姿勢擾乱が極めて小さかったことがわかる。ところで、2基のスラスタにはモーメントアームや噴射バルブの特性にわずかな差があるために、スピニアップやスピンドアウンのオペレーション中には、衛星にプリセッション運動が生じた。これを補正するために衛星の姿勢変更が引き続き実行された。

3.3 姿勢マヌーバ

運動解析の結果によれば、衛星の姿勢運動（ニューテーション）とワイヤの振動（面外成分）は強い連成をもち、姿勢マヌーバによってビート現象を示す。このときのワイヤの振動モードは、スピニ面外同期振動モードである。連成の様子は、Fig. 11(a)に良く表されている。この図は、ラディアル・スラスタ2基をバース幅400 msecで噴射して姿勢マヌーバを行ったときに生じるワイヤの面外振動角とニューテーション角を示すが、マヌーバ打ち切り時の位相によっては大きな擾乱運動に至る可能性を示唆している。このような大きな励振は、衛星全体の慣性モ

ーメントに対するワイヤの寄与が大きいためである（約50%、Table 3）。姿勢マヌーバにおいても、スピンドアウン/アップと同様、発生する擾乱はスラスタのバース噴射幅に依存しており、このことは、Fig. 11(b)に極めて明解に示されている。実際の実験は、このことをもとに50 msecのバース噴射によって行われ、発生ニューテーションはFig. 12に示すとおり無視できる程度のものであった。

3.4 振動モードと周波数

スピンドアウン/スピニアップ及び姿勢マヌーバ等のオペレーションを通して擾乱を受ける衛星の太陽角の時間変化を観察すると、ワイヤの振動と衛星の姿勢運動との連成効果を明らかにすることができる。まず、Fig. 10及びFig. 12で明らかのように、最も顕著な連成振動モードの振動数は衛星のスピニレートに強く依存して変化している（姿勢マヌーバ後は周期約2.5分）。事実、数学的にはこの連成振動モードは、衛星の姿勢運動とワイヤの面外同期振動モードのうちの一つ（ β_0 ）との連成として説明できる。太陽角の応答をさらに良く観察すると、別の連成振動成分（姿勢マヌーバ後の周期約4.3分）もまた励振されていることがわかる。この振動モードは、衛星の姿勢運動とワイヤのもう

Fig. 10 Telemetry data of the attitude responses perturbed by several in-orbit operations including spin-up and down showing marginal nutation and spin ripple excited.

Fig. 11 Nutational and vibrational responses of the spacecraft excited through the attitude maneuver with the pulse duration of the thrusters: (a) 400 msec; (b) 50 msec.

Fig. 12 In-orbit attitude responses as affected by the satellite attitude maneuver showing marginal nutation and spin ripple excited.

一つの面外同期振動モード (β_4) とのカップリングによるものである。Fig. 13は衛星のリオリエンテーション後の太陽角及びスピンのFFT解析結果を示しているが、両連成振動モードのはっきりとした励振の様子を見ることができる。スピンのFFT解析では、ワイヤの面内同期振動モード (α_3) の励振も確認できる。これは、スピン面内及び面外振動の連成効果によるものである。その振動周期は約15秒であり、ワイヤ伸張直後の周期と異なるのはスピンの違いに基づくものである。ちなみに、姿勢マヌーバ実行時には必ずニュートーションが生じるが、ワイヤの残りの面外同期モード (β_3) と同様にFFT解析では余りはつきと現れていない。これは、いずれも振動周期が約7~8秒と比較的短く、SASにより取得されたフライトデータの分解能では明確に検知できなかったためである。

4. まとめ

本報告では、ワイヤアンテナを搭載するGEOTAIL衛星について、ワイヤアンテナの伸張、衛星のスピンダウン/アップ及び姿勢マヌーバ等、ワイヤの振動誘起に直接関係するような軌道

上のオペレーションの実例を紹介するとともに、運動力学を理解する上で興味あるフライトデータの幾つかを取上げ、その解析結果を示した。

参考文献

1. Longman, R. W., and Fedor, J. V., "Dynamics of Flexible Spinning Satellites with Radial Wire Antennas," *Acta Astronautica*, Vol. 3, 1976, pp. 17-37.
2. Honma, M., "Dynamics of Spinning Satellite with Flexible Appendages Extending at a Constant Speed," *Proceedings of the 12th International Symposium on Space Technology and Science*, Tokyo, Japan, 1977, pp. 313-318.
3. Hinada, M., and Iwai, S., "Dynamical Analysis of Wire Antennas installed on the Satellite EXOS-D," *Journal of Space Technology and Science*, Vol. 5, No. 1, 1989, pp.11-20.
4. Akiba, R., Hinada, M., Tsukamoto, S., Nakajima, T., and Iwai, S., "Dynamics of the Wire Antenna Boarded on EXOS-D Satellite," *Pacific Basin International Symposium on Advances in Space Science Technology and Its Applications*, Beijing, China, June 1987.
5. Hinada, M., Ninomiya, K., Nakatani, I., Okamoto, T., Muranaka, N., Uo, M., and Ogura, N., "Attitude Stability of a Spinning Spacecraft with Liquid Propellant and Flexible Wire Antennas," presented at the *39th Congress of the International Astronautical Federation*, Bangalore, India, October 1988.
6. Morita, Y., Hinada, M., Kitsui, A., and Takemoto, Y., "Dynamical Analysis of the Deployable Wire and Probe Antenna Systems aboard the Dual-spin Satellite GEOTAIL", presented at the *42nd Congress of the International Astronautical Federation*, Montreal, Quebec, Canada, October 1991, Paper No. IAF-91-352; also *Acta Astronautica*, Vol. 26, No. 8-10, pp. 611-619, 1992.

Table 3 Contribution of the wire antennas to the entire system's inertia property.

ITEM	MOMENTS OF INERTIA (kgm ²)
Core Satellite	$\begin{vmatrix} 472.3 & 0 & 0 \\ * & 473.4 & 0 \\ * & * & 599.0 \end{vmatrix}$
WANT (per unit)	$\begin{vmatrix} 6.1 & -22.8 & -1.2 \\ * & 85.0 & -0.3 \\ * & * & 91.1 \end{vmatrix}$
PANT (per unit)	$\begin{vmatrix} 288.6 & -77.3 & -0.9 \\ * & 20.8 & -3.5 \\ * & * & 309.3 \end{vmatrix}$
HST - S/F	$\begin{vmatrix} 134.3 & -93.1 & 0 \\ * & 133.8 & 0 \\ * & * & 345.3 \end{vmatrix}$

Fig. 13 Results of the FFT analysis of the responses as affected by the attitude maneuver conducted: (a) sun-spin angle; (b) spin rate.