衛星搭載用アンテナ駆動制御系の地上試験法^{*1}
Ground Verification Method of High-Accuracy On-Board
Antenna-Drive Control System

田 中 博^{*2}・川 上 用 一^{*2}
Hiroshi TANAKA and Yoichi KAWAKAMI

Key Words : Satellite Communication, Pointing Control, Ground Test

Abstract

This paper describes a ground verification method for a high-accuracy on-board antenna-drive control system which compensates the antenna's pointing error. A ground test system for this control system was investigated to predict the control performance in orbit. A laser beam was used instead of the RF beacon signal, and an RF converter which simulates the RF characteristics of the antenna system has been composed in order to realize the closed loop test system. The ground test system was constructed using a vacuum chamber to simulate the thermal vacuum environment. Gravity compensation was applied to the antenna pointing mechanism and $1.6 \times 10^{-4} G$ (G : acceleration of gravity) environment was obtained by adjusting the suspension point location. Control performance of the antenna-drive control system which is planned for the launch on ETS-VI spacecraft was evaluated by this ground test system.

1. ま え が き

衛星通信の大容量化、経済化を目的としたマルチビーム衛星通信方式では、搭載アンテナの大型化にともない地上に照射されるビーム幅が狭小化するためアンテナビームを所定の方向に精度良く指向させる必要がある。この時のアンテナビームの指向方向精度は従来の衛星本体の姿勢制御系のみで得られる指向方向精度に比べはるかに高い精度が要求されるため、反射鏡を衛星本体とは独立に駆動制御するアンテナ駆動制御系が研究開発されつつある^{1~3)}。このような制御系は既

に独国の放送衛星 TV-SAT (反射鏡直径 2.7 m, アンテナ指向方向精度 0.1°) や ESA の通信衛星 OLYMPUS (2 m, 0.1°) に搭載されているが、さらに数年後に打ち上げが予定されている米国の応用技術試験衛星 ACTS (3.3 m, 0.025°)、我が国の技術試験衛星 VI 型 (ETS-VI) (3.5 m, 0.015°) では、これらのほぼ 1 桁上の高精度化が要求されている。

このような高精度な制御系は軌道上の熱真空、無重力環境で動作するため、その環境を模擬したダイナミックな試験を打ち上げ前に地上で実施し、軌道上での特性を精度良く予測することが重要となる。しかし、制御対象の大型化および要求精度の高精度化にともない、搭載実機を用いた軌道上構成のままでの特性試験の実施が不可能になりつつあり、このため新たな地上試験法の確立が必要となってきた。

本論文では、大型搭載アンテナの指向方向を確保するために、0.001° 程度の駆動制御精度が要求されるアンテナ駆動制御系の制御特性を評価するための地上試験法を明らかにする。まず、地上試験系に対する要求条件を設定した後、軌道上の熱真空、無重力環境を模擬する試験系を構成するとともに試験対象の制御特性評価上不可欠である閉ループ系を構成する上で必要となる試験装置を新たに開発し、その有効性を確認した。さらに、構成した試験系を用いて ETS-VI に搭載予定のアンテナ駆動制御系の特性を評価した結果を述べる。

2. 地上試験に対する要求

2.1 アンテナ駆動制御系の構成と機能 搭載用アンテナ駆動制御系の基本構成を第 1 図に示す。本駆動制御系は、地上からのビーコン電波を反射鏡を介して受信する給電ホーンと追尾受信機 (TRX) とからなる

^{*1} 平成 2 年 10 月 30 日、第 34 回宇宙科学技術連合講演会にて講演。平成 2 年 12 月 28 日原稿受理

^{*2} NTT 無線システム研究所

RF センサ、反射鏡を東西、南北方向に回転駆動するアンテナ駆動機構(APM)およびアンテナ駆動制御回路(APE)から構成される。その機能は衛星本体の姿勢変動やアンテナ鏡面の熱変形により生ずるアンテナの指向方向誤差角度を地上からのビーコン電波を基準としてRF センサで検出し、APM の回転駆動により補正するものである。

20 GHz 帯で開口径 3.5 m のアンテナ鏡面とすると地上に照射されるビーム幅は 0.3° であり、指向方向精度をビーム幅の $1/20$ とすると 0.015° の高精度化が要求される。このため、アンテナ駆動制御系は 0.1 Hz オーダーの姿勢制御帯域を持つ衛星本体の姿勢変動を補償するために、この制御系との干渉を除去する必要から 1 Hz 程度の制御帯域、かつ 0.001° 程度の制御精度が必要となり、衛星姿勢制御系とは独立に設計されている⁴⁾。また、APM は指向方向誤差を東西、南北方向に補正する駆動要求から 2 軸まわりの高分解能な回転駆動機構が要求される。

2.2 地上試験系構成への要求 アンテナ駆動制御系の地上試験系に対する要求を第 1 表に示す。駆動制御系の制御精度を考慮して、 0.0001° 以下の分解能が APM の駆動角度の測定系に要求される。また、試験環境として衛星構体外に設置される APM 対しては重

力、熱真空環境を模擬する構成が要求される。重力環境条件として、2 トン級衛星の軌道上推定最大加速度 ($\sim 10^{-4} G$ (G : 地上での重力加速度)) と同レベルの重力加速度を目標値とした。温度条件は衛星構体外の駆動機構の温度範囲を参考に設定した。

本駆動制御系の制御特性評価のための閉ループ構成には、ビーコン電波や RF センサが必要となるが、地上でビーコン電波を送信し、反射鏡および給電ホーンからなるアンテナ系の搭載機器を用いた試験の実施を考えると広い試験空間が必要となり、同時に軌道上熱真空環境の模擬は不可能である。さらに、軌道上でのアンテナ構成のままで APM に対する高精度な重力補償の実現は困難となる。そこで、閉ループ系構成のためにはビーコン電波を用いずにアンテナ系の RF 特性を模擬する試験装置が不可欠となる。RF 特性に依存する RF センサの指向誤差に対する感度の変動を 0.5 dB 以下に抑えるためには、本装置には 5% 以内の模擬精度が必要となる。また、試験系の応答性として、1 Hz 程度の制御帯域を持つ試験対象に試験装置を含めて試験系を構成した場合にも試験系の安定性を確保することが必要条件となる。

3. 試験系の設計と特性

3.1 試験系構成 試験系の基本構成を第 2 図に示す。熱真空環境の模擬のために真空チェンバを用いた試験系の構成を考えた。使用したチェンバには、真空中の摩擦特性がほぼ模擬できる超高真空 (1.0×10^{-8} Torr 以上) を設定できる真空ポンプを配備した。温度環境の設定は、低温モードはチェンバ内壁のシュラウドを液体窒素で冷却する方法、高温モードは試験対象に貼付したヒータへの電圧入力による方法とした。

チェンバ内部に設置した APM の駆動角度の測定には干渉式レーザ測定器を選定し、測定分解能 $3 \times 10^{-5}^\circ$ 、測定範囲 $\pm 1^\circ$ 以上を確保した。本レーザ測定器は、レーザ発光源、受光検出回路、干渉ミラーおよびコーナキューブから構成され、干渉ミラーとコーナキューブ間の相対角度を検出する。測定精度を確

第 1 表 地上試験系構成への要求条件

要求項目	設定項目	設定目標値
駆動角度の測定	分解能	0.0001° 以下
重力環境	等価重力加速度	$10^{-4} G$ 以下
熱真空環境	可変温度範囲 圧力	$\pm 100^\circ C$ 1.0×10^{-8} Torr 以下
閉ループ系の構成	RF 特性の模擬精度 試験系の応答性	誤差 5% 以下 試験対象の制御帯域 1 Hz 程度

第 1 図 アンテナ駆動制御系の基本構成

第 2 図 試験系構成

保するため干渉ミラーおよびコーナーキューブをともにチェンバ内に設置し、発光源、検出回路はチェンバ外部に設置した。そのため、レーザ光が入射、出射する観測窓には、屈折によるレーザビームの移動を小さくするための平行度(約 0.02°)を確保した。また、熱真空試験時には干渉ミラー、コーナーキューブの熱変形を抑制するために一定温度にヒータを用いて制御することとした。

閉ループ系を構成するために、このレーザ測定器をビーコン電波の代替とし、この測定器の出力信号をもとにアンテナ系のRF特性を模擬するRF変換器を開発することとした。計算機は受信した測定器信号を、反射鏡の駆動角度に対するビームの駆動角度の比をもとに、ビーム駆動角度に変換してRF変換器を制御する。したがって、本構成では閉ループ系内にレーザ測定器、RF変換器および計算機が試験装置として加わる。この試験装置がRF信号を模擬するまでの処理時間のために試験系に位相遅れが生じ、閉ループ系が不安定となるおそれがある。処理時間をパラメータとして制御系の帯域での位相遅れを第3図に示す。処理時間はむだ時間としてモデル化した。一般に制御系の位相余裕は 20° 以上とられていることから、制御帯域 $2\sim 3\text{ Hz}$ の制御系を考慮すると、安定性を確保するためには、試験装置の処理時間が少なくとも 20 ms 以下であることが要求される。

本構成では計算機による測定器出力信号の平行受信およびクロック周波数 20 MHz のCPUを有する計算機を用いて処理時間の高速化を図り、計算機によるRF変換器制御の信号の更新時間 5 ms を実現した。

また、制御特性の項目である追従精度評価の観点からは、APMを取り付けた台に衛星構体の姿勢変動を模擬した動きを与えるのが理想であるが、重力補償を考慮すると台を動かす構成の実現は難しい。したがっ

て、衛星構体とのインタフェース条件からその最大姿勢変動を仮定した振幅、周波数の正弦波を計算機によって発生させてAPMの駆動目標信号として与え、本駆動制御系の追従精度を評価する構成とした。

重力補償は、APM可動部に反射鏡の代わりの負荷である慣性ダミーを取り付け、本ダミーをAPM回転軸と垂直方向にワイヤで吊る補償方法を適用した。ダミーに対しては、搭載用の反射鏡の慣性モーメントに合わせるとともに駆動制御系との干渉をなくすために、駆動制御系の制御帯域の10倍程度である 20 Hz 以上の剛性を確保することとした。

3.2 RF特性の模擬 追尾受信機はビーコン受信電波を合成して得られる和(Σ)信号と差(Δ)信号を入力とし、和信号と差信号を同期検波することにより指向方向誤差角度を検出する⁵⁾。RF変換器はこの和、差信号を模擬する装置であり、その構成を第4図に示す。本変換器はRFの基本信号を発生する発信器と電圧を印加することによりRF信号の振幅、位相を変化させる減衰器、移相器から構成されている。

計算機にあらかじめRF変換器内部の減衰器、移相器によるRF信号の減衰量、位相の変化量に対応する印加電圧とともにアンテナ系搭載機器を用いて第1図と同じアンテナ系配置で測定した電気試験時⁶⁾のアンテナの指向方向に対応する和信号、差信号の振幅、位相のデータを記憶しておく。そして、レーザ測定器の出力角度および電気試験データをもとに和信号に対す

第4図 RF変換器の構成

第3図 制御帯域と試験装置による位相遅れ

第5図 RF特性の模擬

る差信号の振幅、位相を制御することにより実際のアンテナ系の RF 特性を模擬できる。

RF 変換器による RF 特性の模擬を確認するために、電気試験時の RF センサ出力電圧特性と RF 変換器を介した TRX 出力の測定結果を第 5 図に示す。試験結果を一次近似することにより、センサゲインとなる指向誤差に対する出力電圧感度を求めると電気試験時では 59.9 V/deg 、RF 変換器を介したときは 61.6 V/deg で、RF センサの模擬の誤差は 2% 以下であった。

RF 変換器単体の応答性を調べるために、RF 変換器が電圧入力に対して RF 信号の出力であることを考慮し第 6 図に示す測定系を構成した。本構成では、RF 信号を測定可能な電圧信号に変換するため一定出力である和信号と差信号を合成回路であるマジック T を介して合成し、この出力を検波器に入力することにより、差信号の振幅あるいは位相の変化を検波器の出力電圧の変化として検出できる。測定器であるサーボアナライザ出力は 1 チャンネルのアナログ出力であるため、これを計算機でアンテナの指向方向誤差角度として A/D 変換し、減衰器および位相器を制御してその周波数伝達関数を測定し位相特性を調べた。ここで検波器の応答性として、その立ち上がり時間は 12 ns であるのでその影響は無視できる。その結果を第 7 図に示す。同図において測定結果は実線で示しており、破線は A/D 変換による式 (1) で表されるサンプル・ホールド要素、計算機の処理時間による式 (2) のむだ時間要素から求めた計算値を示す。本実験構成では、 $T=L=8 \text{ ms}$ に設定した。

第 6 図 RF 変換器応答性実験構成

第 7 図 RF 変換器の応答性

$$(1 - \exp(-T_s)) / T_s \quad (1)$$

(T : サンプル時間)

$$\exp(-L_s) \quad (2)$$

(L : むだ時間)

両者は良く一致しており、RF 変換器単体の位相遅れは 6 Hz 以内ではほぼ 1° 以内と小さく、RF 変換器単体の処理時間による遅れは試験上無視できることを確認した。

3.3 重力補償 APM の可動部と反射鏡の合計質量 m 、その重心位置と APM の駆動中心との距離 z の積をパラメータとして、重力加速度とそれによる発生トルクの関係を第 8 図に示す。横軸は地上での重力加速度を基準とした値である。 $mz=300 \text{ kg}\cdot\text{mm}$ の場合、 10^{-4} G オーダーの重力加速度に設定するためには、発生トルクを 10^{-4} Nm オーダーに設定する必要がある。

試験対象の 2 軸回転駆動機構に対するワイヤ懸垂による重力補償の原理を第 9 図に示す。APM 可動部と反射鏡を想定した慣性ダミー (駆動部分とよぶ) の重心

第 8 図 重力加速度比と発生トルク

第 9 図 重力補償の原理

位置をG, ワイヤによる吊り点の位置をPで示している。いま, アジマスジンバルが α , エレベーションジンバルが β だけ APM の中立位置から回転した場合を考えると, ワイヤの吊り下げ点Oが APM の回転に対応して移動しワイヤ懸垂力が鉛直方向に保持され, また, ジンバル部の重心位置を両ジンバルの中心とすると重力およびワイヤ懸垂力によって駆動軸まわりに発生するトルクは次式で与えられる。

$$T_{AZ} = F(Z - \Delta Z) \sin \alpha \cos \beta - WZ \sin \alpha \cos \beta \\ = [(F - W)Z - F\Delta Z] \sin \alpha \cos \beta \quad (3)$$

$$T_{EL} = F[(Z - \Delta Z) \cos \alpha \sin \beta + Z_G \sin \beta] \\ - W[Z \cos \alpha \sin \beta + Z_G \sin \beta] \\ - \frac{1}{2} W_G Z_G \sin \beta \\ = \sin \beta [(F - W)(Z \cos \alpha + Z_G) \\ - F\Delta Z \cos \alpha - \frac{1}{2} W_G Z_G] \quad (4)$$

ここで,

$T_{AZ}(T_{EL})$: アジマス(エレベーション)軸まわりに発生するトルク

α : アジマス回転軸まわりの駆動角度(鉛直上方を0)

β : エレベーション回転軸まわりの駆動角度(鉛直上方を0)

W : 駆動部分の重量

W_G : アジマスジンバル, エレベーションジンバルの合計重量

Z : アジマス回転軸と駆動部分重心G間の距離

Z_G : アジマス回転軸, エレベーション回転軸間の距離

ΔZ : 駆動部分重心Gと吊り点P間の距離

F : ワイヤによる懸垂力

である。

重力補償時のトルクを0, すなわち, $T_{AZ} = T_{EW} = 0$ とするためには, $F, \Delta Z$ を重力補償の設定パラメータとすると上記方程式より,

$$F = \frac{2W + W_G}{2} \quad (5)$$

$$\Delta Z = \frac{W_G Z}{2W + W_G} \quad (6)$$

を満足すればよい。しかし, 実際上は重量, 重心位置は設計値からのずれが存在し, また, APM 可動部と慣性ダミーの重心位置に関してはその形状が複雑なこともあり, その測定も難しい。したがって, 外乱トルクを0とするためには, 設定パラメータを式(5), (6)で与えられる設計ノミナル値から調整する必要がある。このために今回の重力補償では, 慣性ダミーの重量, APM の駆動角度 α, β (最大1°程度)を考慮

し, 0.05 mm 程度の分解能で吊り点位置の変化が可能な機構を慣性ダミーに設けるとともにワイヤ間にワイヤ張力の調整をするためのターンバックル, 熱真空環境下でのワイヤ長の変化による張力変動を抑制するためのばねを挿入した。また, 試験対象の APM の駆動範囲が小さいことから, 吊り下げ点Oの位置を高く(1500 mm)とることにより, ワイヤが鉛直にならないために発生するトルクの影響を抑えることとした。

重力補償を適用したとき, APM の回転駆動に対する剛性は静的にはその可動部の支持部である軸受の回転駆動に対する剛性と $T_{AZ}(T_{EL})$ の和となる。軸受の剛性は軸受単体試験で確認できるので, それを再現するように設定パラメータを調整すれば式(3), (4)のトルクを0にできると考えられる。支持部が弾性軸受(印加トルクと駆動角度は比例関係にある)である APM でこの重力補償法の精度を評価した。第10図に軸受剛性である印加トルクに対する軸受単体の駆動角度と重力補償後の APM の駆動角度の実験値を示す。APM 剛性は実験値を最小自乗法で一次近似すると 0.262 Nm/rad であり, 両者の剛性の差から求められる発生トルクは APM の駆動角度1°においても 4.89×10^{-4} Nm であり, 第8図の $mz = 300$ kg・mm を基準とすると重力加速度は 1.6×10^{-4} G 程度に抑制されていることを確認した。

4. ETS-VI 搭載用アンテナ駆動制御系の評価

本試験系を ETS-VI に搭載予定のアンテナ駆動制御系に適用し, その制御特性を評価した結果を示す。制御系の安定性, 帯域を評価するために第2図の試験系の周波数応答特性を測定した。測定方法は, 測定誤差を小さくするために入力インピーダンス ≫ 出力インピーダンスを満足する APE と TRX 間に掃引正弦

第10図 重力補償精度の確認

第11図 周波数応答特性

第12図 追従精度

波を入力した。第11図にその結果を示す。実線は測定結果から試験誤差となるレーザ測定器がデジタル出力であることによるサンプル・ホールドの影響と試験装置の処理時間による遅れを差し引いた実験結果であり、破線は設計値である。試験対象の制御帯域は約2.3 Hzであること、また、本試験構成によって制御系の安定性の尺度となるゲイン、位相余裕を評価できることを確認した。

追従精度評価として、衛星の最大姿勢変動を想定した正弦波を目標信号として入力したときのAPMの駆動角度と目標信号と駆動角度の差(追従誤差角度)を第12図に示す。非制御時から制御させたときの駆動特性を示している。制御時の追従誤差は、ほぼ0.002°以内であり、本駆動制御系は目標値を満足していることを確認した。また、温度環境として試験対象の軌道上での動作温度である-40~90°Cに設定するとともに到達真空度は 3.1×10^{-9} Torrを実現して制御特性を測定し、本駆動制御系の静止軌道を模擬した環境における制御特性の確保を確認した。

5. ま と め

大型アンテナの指向方向を制御するために約1 Hzの制御帯域、0.001°程度の制御精度が要求されている衛星搭載用アンテナ駆動制御系に対する地上での制御特性試験法を明らかにした。地上試験によって軌道上での制御特性を予測するため、

(1) 制御特性を評価する上で不可欠である閉ループ系構成を目的として、ピーコン電波の代替としてレーザ光を用いた。RF特性については、減衰器、移相器を制御することによりアンテナ系のRF特性を模擬するRF変換器を開発し、RF特性の模擬に要する処理時間が5 msを実現し、試験系を構成する上で十分な応答性を確保した。

(2) 軌道上での無重力でかつ熱真空環境を地上で模擬することを目的として、真空チェンバ内で試験系を構成するとともに、重力補償については懸垂ワイヤによる重力補償方法を適用し、吊り点、ワイヤの張力調整を行い補償時に発生する重力加速度を 1.6×10^{-4} G程度に抑えた。

本地上試験系をETS-VIに搭載予定のアンテナ駆動制御系に適用し、本駆動制御系の制御特性を確認した。

日頃ご指導いただき当研究所森田衛星通信研究部部長、大友グループリーダーに、また、RF変換器に関してご指導下さいました上野主任研究員に深く感謝いたします

参考文献

- 1) Ohtomo, I., Kumazawa, H., Kawakami, Y. and Yasaka, T.: Development of the On-board Fixed and Mobile Multibeam Antenna for ETS-VI Satellite, 13th AIAA International Communication Satellite Systems Conference and Exhibit, AIAA-90-0805-CP, March, 1990.
- 2) Burton, M.: Development of the Attitude and Orbit Control Subsystem for the Olympus Satellite, Annual Rocky Mountain Guidance and Control Conference, AAS 84-001, Feb., 1984.
- 3) Bittner, H., et al.: The Attitude and Orbit Control Subsystem of the TV-SAT/TDF1 Spacecraft, Joint IFAC/ESA Symposium, Jul., 1982.
- 4) Kawakami, Y., Hojo, H. and Ueba, M.: Design of an On-board Antenna Pointing Control System for Communication Satellites, AIAA/AAS Astrodynamics Conference, AIAA-88-4306-CP, Aug., 1988.
- 5) 宮 憲一: 衛星通信工学, ラテイス, 東京, 1969, p.258.
- 6) 板波隆雄, 近藤 彰, 熊沢弘之, 阿部英彦: ETS-VI 搭載用アンテナ系の総合電気特性, SAT 89-48, CS 89-77, 1989.