技術試験衛星VI型による柔構造制御実験^{*1}

木 田 隆^{*2}・鈴 木 孝^{*3}
峰 正 弥^{*4}・蒲 地 安 則^{*5}

Key Words: Spacecraft, Large Space Structures, Robust Control, Identification

1. ま え が き

きく6号(ETS-VI)のバス機器実験のひとつとして計画していた柔構造制御実験(FLEX)は、予定していた全ての実験を1995年度初頭に完了し、期待どおりの成果が得られた。本稿ではその実験の内容と結果をまとめる。

ETS-VIの太陽電池パドルは軽量大型構造物であり、その弾性振動の周波数がきわめて低い。パドル単体の片持ち条件での最低周波数が0.1 Hz程度である。このため、高精度の姿勢制御を行おうとすれば、制御系の動特性と構造の振動が干渉して所望の姿勢制御性能を達成することができない。そこで、このような大型人工衛星を高精度に制御するためには、姿勢制御だけでなく、太陽電池パドルの弾性振動を制御する能力をもつ制御系を設計することが不可欠となっている。わが国が開発してきた従来の人工衛星は太陽電池パドルが比較的小型であり、かつ、姿勢制御の精度に対する要求がそれほど厳しくなかった。このため、弾性振動の周波数は制御系の周波数よりも十分に高く、動的な干渉が小さいために、制御系設計に問題が発生することはまれであった。

FLEX実験では積極的にパドルの振動を制御することによって高精度制御を達成できることを実証し、将来の姿勢制御の基礎技術を確立することをめざしている^{1,2)}。

ところで、パドルの振動制御を行うには2つの技術的な課題がある。そのひとつは、弾性振動が数学的には無限個のモードで記述される点にある。無限次元の対象を制御することは容易ではないので、これを有限次元のモデルで近似して制御則を設計する。このとき、この近似モデルと実際の挙動は一致していないので、制御系は所望の性能を達成できない。もうひとつの問題は振動モードを表すモーダルパラメータの推定が困難なことである。小型の構造物は地上でモード試験を実施して比較的確なパラメータを得ることがで

著 者 紹 介

木田 隆 (正会員)

昭和24年生。香川県出身。昭和43年東京大学工学部計数工学科卒業。同年航空宇宙技術研究所入所。人工衛星の姿勢制御、宇宙構造物の振動制御の研究に従事。現在、宇宙研究第8グループリーダー、工学博士。

鈴木 孝

昭和20年生。東京都出身。昭和43年東京工業大学理工学部制御工学科卒業。同年三菱電機(株)入社。昭和45年三菱TRW(株)出向。昭和57年宇宙開発事業団入社。地球資源衛星1号(JERS-I)の開発の後、現在、技術研究本部要素技術研究部、制御技術研究室長。将来宇宙機用誘導制御技術の研究に従事。

峰 正弥

昭和28年生。神奈川県出身。昭和53年東北大学大学院工学研究科情報工学専攻修了。同年(株)東芝入社。現在、小向工場宇宙技術部技術第四担当課長。宇宙機の航法・誘導・制御システムの開発に従事。電子情報通信学会会員。

蒲地 安則

昭和31年生。昭和56年早稲田大学大学院理工学研究科修士課程修了。同年三菱電機(株)に入社。鎌倉製作所に勤務して現在に至る。主として人工衛星/宇宙機の姿勢軌道制御系及びアンテナ制御系の開発に従事。計測自動制御学会会員。

^{*1} 平成7年9月6日原稿受理 Structural Control Experiments by Engineering Test Satellite VI

^{*2} 航空宇宙技術研究所 Takashi KIDA

^{*3} 宇宙開発事業団 Takashi SUZUKI

^{*4} (株)東芝 Masaya MINE

^{*5} 三菱電機(株) Yasunori KAMOCHI

きる。しかし、軽量大型の太陽電池パドルは0Gの宇宙空間で展開されるものであって、1Gの大気中での試験は困難であり、よい精度は期待できない。パラメータ誤差があるとやはり制御則は期待どおりには作動しない

以上の理由から大型衛星の高精度制御を実現するには、正確なモデルパラメータを推定すること(同定)と、モデルに誤差がある場合にも所望の性能を達成できる制御則を設計すること(ロバスト制御)の2つが重要であると結論できる。

宇宙構造物のモデリング・制御の課題は、米国を中心として1970年代後半から活発に議論されてきた。そして、地上試験や同定試験も試みられている。しかし、実衛星を使った系統的な同定・制御の実証試験については、国内外を問わず、報告はされていない。

このような背景のもとに、FLEX実験では大型の人工衛星の高精度姿勢制御技術の将来における発展の方向と可能性を検討し、それを軌道上で実証することを目的としてモデルパラメータの同定実験、および、姿勢制御実験の2つを実施した。そして、可能な限り最新の同定技術・制御技術を適用し、将来の大型衛星、あるいは、より大型の宇宙構造物の制御にも役

立つ技術を習得するよう計画した。

2. 実験システム

ETS-VIは第1図に示すように1対の太陽電池パドルをもつ全長約30m、重量2トンのわが国最大の3軸制御衛星である。FLEX実験では、ETS-VIバスの姿勢制御系(ACS)およびガスジェット装置(RCS)と、別途、実験のために太陽電池パドルに設置した6個の加速度計(PACC)を使って実施した。

PACCはFLEX実験でのパドルの振動センサとして採用した高精度加速度計で μG レベルの計測能力をもつ小型軽量センサ(38 ϕ , 0.1kg)である。計測レンジは $\pm 7\text{mG}$ (DC $\sim$ 30Hz)である。

同定実験および制御実験のために設計・開発したオンボードソフトウェアである柔構造制御搭載ソフト(FCFS)は、姿勢制御電子回路(ACE)の再プログラミング機能を利用して地上局からACEの実験用RAM領域(2.6kbyte)に遠隔ロードして稼働させている。姿勢決定系やスラストコマンドのパルス幅変調(PWM)などの共通ソフトはバス制御用の姿勢制御搭載ソフトウェア(ACFS)を利用して記憶容量の節減をはかった。また、実験時に姿勢角度、姿勢角速度が関

第1図 ETS-VIの概観

第2図 PACCの取付位置と感度方向(矢印), パドル角度 270 度

値 (± 1 度, ± 0.04 度/秒) を超えた場合には, 自動的にバス制御ソフトに切り替えることによる故障検出再構成機能 (FDIR) をもたせて安全性を確保した. 実験時の ACE のサンプリング周波数は 4 Hz とした.

実験データのうち PACC 信号は 4 Hz (12 bit) で ACE に取り込まれ制御実験に利用するとともに, 打ち上げ環境測定装置 (LEM) の回線により 24 Hz (8 bit) で地上に転送される. また, ACE 内の姿勢角, 姿勢角速度, 制御信号は 1 Hz で (あるいは 4 Hz にデータ圧縮して) テレメトリされ評価解析に使用した³⁾.

第2図に PACC の取付位置および感度方向を示す.

3. 実験の準備

3.1 数学モデル FLEX 実験では, ETS-VIバスの開発に用いた, 太陽電池パドル単体のモーダルパラメータの解析データを利用した. これは, 太陽電池パドルの片持ちモーダルパラメータであり, エンジニアリングモデル (EM), プロト・フライトモデル (PFM) の有限要素法 (FEM) による解析結果である. 第1表にそれぞれのモード周波数を示す. EM については, 別途, パドルを部分構造に分けて行った部分試験結果を合成するモード解析が実施され, FEM モデルの相応の妥当性が検証されている⁵⁾. この片持ちのモーダルパラメータと ETS-VIの剛体部の質量・慣性モーメントおよび寸法のデータから ETS-VI全体系の数学モデルを作成した. これは, ETS-VIバス制御系の設計に用いたのと同じモデルである.

3.2 オンボードソフトウェア (FCFS) の設計 得られた数学モデルを使って入出力同定のための加振アルゴリズムと制御アルゴリズムの設計を行った.

加振方法として疑似ランダム信号とインパルス信号の2つの方式を試みた^{7,8)}. FDIR の閾値内で注目する

第1表 パドルの EM および PFM の FEM 片持ちモード周波数 (Hz)

モード名称	EM	PFM
面外 1 次	0.094	0.104
面内 1 次	0.258	0.256
ねじり 1 次	0.365	0.395
面外 2 次	0.807	0.742
ねじり 2 次	1.248	1.259
面外 3 次	2.182	1.996
面内 2 次	2.826	2.868

低周波帯域の振動モードを含めて可能な限り高域のモードを励振できるような加振のパルス幅等を数値シミュレーションを使って調整した. ランダム加振時には狭帯域の姿勢制御と角運動量制御を施して姿勢変動を抑制した⁸⁾.

ところで, 太陽電池パドルは発電量を高めるために, その法線方向を太陽に向けるようにピッチ軸まわりに 1 軌道周期に 1 回転する. このため, パドルの面外曲げと面内曲げ振動はロールとヨー姿勢運動と連成するが, その干渉の様子はパドル角度に依存する. たとえば ETS-VI では, パドル角が 270 度 (または 90 度) のとき, 面外曲げ振動はロールと, 面内曲げ振動はヨーと干渉する. そして, パドル角が 180 度 (または 0 度) のとき連成の関係はこの逆となる. これは, ロール軸制御とヨー軸制御が分離できないばかりでなく, 時間とともにその制御対象の特性が変動する時変系になることを意味していて, このままでは, 制御則の設計が容易ではない. そこで, ここでは運動方程式を機体軸で表現せずに, パドル固定座標系で記述することにした. 幸い, ETS-VI ではパドルの取付位置と慣性モーメントがロール軸とヨー軸に関してほぼ対称であるので, これによって, 面外曲げ, 面内曲げ, およびねじり振動の独立な 3 組のモード方程式で衛星全系の運動を表現できる. この方法で, EM の FEM モーダルパラメータを使ったモデルの入力トルクから姿勢角までの伝達関数の振幅・位相曲線を第3図に実線で示す.

こうして得られた面外曲げ振動, 面内曲げ振動, および, ねじり振動の数学モデルを使って, 独立な 3 組の制御則を設計した. それぞれ, 観測量は姿勢角度と角速度で, 操作量が制御トルクの 1 入力 2 出力系である. このうち, ACE のサンプリング周波数が 4 Hz であることと, 発生できる制御トルクの最大値を考慮して, 面外曲げ, 面内曲げ振動は剛体モードと 1 次の振動モードだけを制御モードとして考え, それよりも高次のモードを残余モードとして扱った. ただし,

第3図 制御対象のボード線図：面外曲げ(左)，ねじり(中)，面内曲げ(右)，実線(FEM)，点線(軌道上同定結果)

ねじり振動の1次振動モードは剛体運動への影響が小さいので，剛体モードだけを制御対象とする。

制御則は，制御対象から除外した残余モードに対してロバスト性をもち，かつ，制御モードのモーダルパラメータのモデル誤差に対しても安定性，制御性能を満足させるように設計しなければならない。これに留意して本実験では，外乱抑制性能に注目したLQG， H^∞ 制御¹¹⁾，目標値追従特性を向上させるための H^∞ 2自由度制御¹²⁾，および，伝達関数の周波数特性を直接成形できる周波数成型 H^∞ 制御¹³⁾などを試みた。また，太陽電池パドル上にとりつけたPACCをフィードバックするノンコロケート・フィードバック制御も実施している¹⁴⁾。

制御アルゴリズムは線形連続系の数学モデルにもとづいて設計しその後サンプリング周期(250ミリ秒)で離散化した。モーダルパラメータ誤差や制御ハードウェアの種々の時間遅れ要素の影響を調べながら制御則を調整した。

3.3 地上試験 設計したアルゴリズムの性能を確認するために，ACSのアクチュエータ，姿勢決定系のモデルを組み込んだ数値シミュレーションを実施した。また，弾性振動と制御則の干渉を実験で確認するために，1軸エアテーブルに取り付けた柔構造物の模型を整備して地上試験を行い問題点を調べた。

これらとは別にACEのEMを使って，実験シーケンスとアルゴリズムの実行モジュールの機能を調べる静的閉ループ試験(SCLT)を実施し，搭載計算機に関わる技術的な問題点を解決した。さらに，ACEのEMのCPU動作の模擬機能をもった計算機シミュレ

ーションも併せて実行し，最終的に，すべての搭載アルゴリズムはこのシミュレーションの機能確認の後，搭載計算機に再プログラムし実行される運用体制が整った。

4. 実験の内容

4.1 実験運用¹⁾ ETS-VIは当初計画の静止軌道ではなく楕円軌道に投入されたが，その後，数回の軌道制御が施されて最終的に3日周期の回帰軌道となり，さらに全周3軸制御が確立できたので，FLEX実験は当初予定どおりの方法で実施できた。実験は地上局可視時間帯に限定され，パドル面法線と太陽方向の角度，ペリジまたは信号消失(LOS)時刻を勘案して1回あたり約3時間の実験が可能となった。FLEX実験は94年12月20日に開始され95年5月10日に終了した。この間，ほぼ3日周期で実験運用を続け，2月の食期間をはさんで合計で14回実施した。実施した実験は，予備試験，同定実験および制御実験である。第2表に実験月日(UT)と実施した実験内容をまとめた。

すべての実験は太陽電池パドルを停止して行った。ただし，太陽方向の季節変動のため，12月および1月はパドル角度270度，3月以降はパドル角度180度のコンフィギュレーションとした。

それぞれの実験のシーケンスは，前手順としてレート積分ジャイロ装置(RIGA)パワーオン，LEMU，PACC立ち上げ，パドル角設定(前進および停止)，実験用搭載ソフトウェア(FCFS)のローディングのち，実験を行い，後手順としてLEMU，PACC立ち

下げ、RIGA パワーオフ、パドル角設定ののち、リセット再プログラム、パドル追尾、姿勢バイアス、ベリジ通過ソフトをローディングして終了する。第4図に軌道位置と実験運用手順の一例を示す。

実験は端末およびペンレコーダでモニタを行い事前に実施したシミュレーション結果と比較しながら進行し、安全に留意した。取得した ACE, LEM テレメ

トリデータはオフラインでコード変換を行って解析に供した。

このほかに FLEX 実験の一項目として、パドル全展開時のパドル振動を PACC を用いて計測した。

以下に各実験の内容を述べる。

第2表 FLEX 実験の実験月日と内容

月/日	内容
09/03	パドル全展開時の振動データ取得
12/20	PACC 動作確認
12/23	パドル固定、再プログラミング機能の確認
12/26	同定実験 1, ヨー軸加振
01/13	同定実験 2, ロール軸加振
01/16	制御実験 1, I-PD
01/22	制御実験 2, LQG, H^∞
01/25	制御実験 3, I-PD, 1 自由度・2 自由度 H^∞
01/28	制御実験 4, HAC 制御
03/14	同定実験 3, ロール・ピッチ・ヨー加振
03/17	制御実験 5, H^∞
03/20	制御実験 6, ノンコロケート制御
03/23	制御実験 7, I-PD, H^∞ (同定結果の反映)
03/26	制御実験 8, H^∞
05/10	制御実験 9, LAC, HAC 制御

第4図 軌道位置と実験運用の一例(1995年3月14日, パドル角 180 度); t1: 前手順開始, t2: 実験開始(18:00 UT), t3: 実験終了(20:40 UT), t4: 後手順終了

第5図 パドル全展開時の振動データ: PACC #1(上), PACC #2(中), PACC #3(下), パドル角度 180 度

4.2 展開衝撃実験 94年9月3日に行われたパドル全展開および20 GHz FMC アンテナウイング、主反射鏡、30 GHz 主反射鏡の展開時の衝撃を利用して ETS-VI のパドルの振動データを PACC によって計測した⁶⁾ 第5図にパドル全展開時の PACC #1, #2, および#3 の出力を示す

4.3 同定実験 システム同定を行うために、ETS-VI 全系をスラスタ (RCS) で加振して、そのときの姿勢角度、角速度およびパドルの加速度を取得して入出力同定アルゴリズムを適用する。実験はパドル回転による擾乱を除くために太陽電池パドルを停止した状態で、ロール・ピッチ・ヨー 3 軸独立に実施した。加振信号としてランダムとインパルスの2種類の方法を試みた。そして、ACE の姿勢角 (12 bit)、角速度 (8 bit) のテレメトリデータをサンプリング周波数 4 Hz で取得すると同時に、高周波帯域のモードを高精度で同定するために PACC 出力を 24 Hz で転送した。

ランダム加振は、サンプリング周期 1 秒の M 系列信号を 720 秒間加えて、データを取得した。加振中は狭帯域の制御を施して、このときの角度、角速度の振れ軸は、それぞれ、最大 ± 0.3 度、 ± 0.01 度/秒程度であった。

一方、インパルス加振には、幅 125~600 ミリ秒の

矩形波信号で加振したときの同様のデータを 70~130 秒間取得した。インパルス加振時には、衛星の制御系は作動させていないので、加振後は自由減衰波形が得られる。角度、角速度は最大ほぼ 0.1 度、0.003 度/s、パドル加速度は 0.002 m/s^2 程度であった。

第6図にインパルス加振時のヨー角度と角速度、および PACC #2 の出力を示す

4.4 制御実験 慣性基準装置 (IRU) およびレート積分ジャイロ装置 (RIGA) を使った姿勢決定系によるロール・ピッチ・ヨー姿勢の角度および角速度の推定値を観測量としてフィードバック制御を行う

制御則は、3.2 節で述べたように、パドル座標系で記述した面外曲げ、面内曲げ、ねじり振動のモードモデルを使って独立に設計している。これを実装するには、機体座標系で与えられる観測量を実験時のパドル角度を使ってパドル座標系に変換し、それぞれの制御則を用いて計算した操作量 (制御トルク) を再びパドル角度を使って逆変換し、機体座標系での制御トルクを求める。

アクチュエータには RCS あるいはリアクションホイール (RW) を使用する。それぞれの最大発生トルクは、RCS が 0.95 Nm (運用初期) ~ 0.6 Nm (FLEX 実験時) で、RW は 0.1 Nm である。このため、RCS は

第6図 インパルス加振結果：ヨー角度(上)，ヨー角速度(中)，PACC #2(下)，パドル角度 180 度

大きいトルクを発生できて、遮断周波数の高い高ゲインの制御系を実現できる。ただし、スラストは正負最大値および零の3値のトルクしか発生できないので、連続量として計算した制御トルクをパルス幅変調(PWM)を使って量子化した。また、RWは連続量のトルクを発生できるが、冗長性をもたせた4ホイールのスキュー構成になっているので、3軸まわりの制御トルクを分配則を使ってそれぞれのホイールに分解して回転させる。

制御性能を評価するために、各制御軸に0.05度または0.1度の姿勢角目標値を与え、そのときの初期値応答特性を取得した。また、外乱抑制性能を調べるために制御中にスラストをマニュアル噴射(0.5~2秒)させてトルク外乱を加えた。

5. 評価解析

5.1 パラメータ同定 軌道上加振の結果得られたテレメトリデータを用いてオフラインでモーダルパラメータの同定を実施した。入出力同定アルゴリズムとして、FFT、ARX、MEM⁸⁾や、時間領域での同定法であるERA⁷⁾、部分空間法¹⁰⁾などを適用した。結果として、ACEテレメトリデータからは、面外曲げ振動の1次・2次、面内曲げとねじり振動は1次まで同定でき、どの同定法によっても実用上ほぼ同一の結果に収斂している。打ち上げ前の数学モデルとは、モード周波数で概ね1割の違いがあり、軌道上加振が有効であることがわかった。既に示した第3図のボード線図の点線は、こうして得られた軌道上同定結果のひとつである。ここで得られたモーダルパラメータは衛星系全体の振動を表しているが、これを標準形に変換することによって、パドル単体の片持ちモードも算出した。また、モード周波数はPACCのLEMデータからも同定でき、4 Hz 近辺の高次モードまで同定できた。また、拡張カルマンフィルタを用いて、姿勢制御中の振動データからモーダルパラメータを同定することも試みた⁹⁾。

5.2 制御 制御実験は、EM 数学モデルを使って設計した制御則と同定結果に基づいて設計した制御則の2とおりの実験を行った。RWを使った制御系はその周波数帯域が比較的狭いために、目標値応答や外乱に対する応答の過渡特性には限界がある。しかし、定常特性は良好であり、ほとんどテレメトリの分解能に相当する精度を達成できている。一方、RCS制御では広い帯域をもつ高ゲインの制御系が作れる。このため、速応性や外乱トルクの影響の除去性能に関して、さらに良好な結果が得られた。そして、いずれの場合にも、EMの数学モデルを使った数種類の設計法

は、そのモデル誤差にもかかわらず、十分なロバスト性をもっていることを確認した。また、軌道上同定結果を反映して、新たに設計した制御則の実験も実施し、EMモデルを使った同種類の設計法のものに比べてよい性能を示すことを確認した。

6. 実験の成果

FLEX 実験の結果からモデリングと制御技術に関する成果を以下の4項目にまとめることができる。

- 大型の柔軟構造物の地上でのモデリングの精度には限界はあるが、FEM、モード合成法などを入念に行えば、1割程度(周波数でみて)にまで、軌道上同定結果に近づけることができる。

- 軌道上同定には、加振法、加振時間や取得できるデータ点数に制約があるが軌道上の運用状態でのパラメータを直接同定でき、信頼性の高いモデルを作成できる。

- 通常の姿勢制御系は地上でのモデルに基づいて設計され、軌道上に投入される。このときモデル誤差に対してロバストな制御系を設計することによって、十分によい制御を行うことができる。

- さらに、軌道上同定が行えて、その結果に基づいて姿勢制御系を再構成できるような機能をもつ衛星システムであれば、高精度の制御を達成できることができる。

7. あとがき

以上のべたように、FLEX 実験は当初計画した実験項目をあますところなく実施でき、所期の成果を得る事ができた。

なお、本実験は、宇宙開発事業団と航空宇宙技術研究所の共同研究(1987年度~1995年度)として実施した。この間、(株)東芝および三菱電機(株)が、それぞれ、共同研究・研究支援として参加した。直接の作業の担当者は参考文献に示すとおりであるが、この他にも、設計・開発・試験・運用において多くの関係者にお世話になった。改めて深謝したい。

なお、FLEX 実験結果のすべてを小稿で網羅することは困難であるので、各実験結果の詳細については第39回宇宙科学技術連合講演会講演集の資料^{3~14)}を参照していただきたい。

参考文献^{*6)}

- 1) NAL-NASDA 共同研究成果報告書：技術試験衛星VI型による柔構造制御軌道上実験に関する研究(その1)、1989。

^{*6)} 文献3)~14)は第39回宇宙科学技術連合講演会予稿集、1995。

- 2) 木田 隆, 市川信一郎: 柔軟構造衛星の制御—ETS-VIの軌道上実験—, 第38回自動制御連合講演会資料, 茨城, 1995.
- 3) 鈴木 孝, 石川伸一, 関口 毅, 田中俊輔, 市川信一郎, 木田隆, 山口 功, 小松敬治, 佐野政明, 葛西時雄: ETS-VI姿勢制御実験の概要.
- 4) 石川伸一, 富田博史, 池田正文, 峰 正弥, 曾我広志, 山口慶剛, 田中信行: ETS-VI姿勢制御実験の実験運用.
- 5) 佐野政明, 小松敬治, 辻畑昭夫, 富田雅行: モード合成法による ETS-VIのモーダルパラメータ同定.
- 6) 関口 毅, 池田正文, 小松敬治, 佐野政明, 山田克彦, 阿波祐二, 曾我広志, 山口慶剛: ETS-VIのパドル・アンテナ展開実験.
- 7) 山口 功, 小松敬治, 葛西時雄, 関口 毅, 千田有一, 山田克彦: ETS-VI軌道上同定実験(その1)—インパルス加振—.
- 8) 関口 毅, 山口 功, 足立修一, 山田克彦, 阿波祐二, 千田有一: ETS-VI軌道上同定実験(その2)—ランダム加振—.
- 9) 葛西時雄, 小松敬治, 佐野政明, 山口慶剛, 関口 毅: ETS-VI軌道上同定実験(その3)—制御中の同定—.
- 10) 足立修一, 山口 功, 木田 隆, 関口 毅: ETS-VI軌道上同定実験(その4)—部分空間法—.
- 11) 木田 隆, 山口 功, 関口 毅, 千田有一: ETS-VI姿勢制御実験(その1)—LQG および H^∞ 制御—.
- 12) 木田 隆, 山口 功, 関口 毅, 千田有一, 重政 隆, 峰 正弥, 山口慶剛: ETS-VI姿勢制御実験(その2)— H^∞ 2 自由度制御—.
- 13) 関口 毅, 市川信一郎, 木田 隆, 柏瀬俊夫, 阿波祐二, 山田克彦: ETS-VI姿勢制御実験(その3)—周波数成形型 H^∞ 制御—.
- 14) 石川伸一, 関口 毅, 木田 隆, 宮崎景太, 山田克彦, 阿波祐二: ETS-VI姿勢制御実験(その4)—ノンコロケート制御—.