

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

第24回 宇宙技術および科学の国際シンポジウム
制御系設計コンテスト報告

照井 冬人

2006年2月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

目次

1. はじめに	2
2. コンテスト課題	2
3. シミュレータ	4
4. 各参加者の制御アルゴリズム	4
4.1 学生の部	4
4.1.1 橋本智昭：都立科技大	4
4.1.2 柏 宗孝：東京大学	5
4.1.3 松下みずえ（代表）：慶応大学	6
4.1.4 矢部秀幸（代表）：東工大	7
4.2 社会人の部	8
4.2.1 吉河 章二：三菱電機	8
4.2.2 山田 克彦：三菱電機	8
5. コンテスト結果	9
6. おわりに	12

第24回 宇宙技術および科学の国際シンポジウム
(24th International Symposium on Space Technology and Science)
制御系設計コンテスト報告*

照井 冬人 *1・制御系設計コンテスト参加者*2 *3

2nd Spacecraft Control System Design Contest
at 24th International Symposium on Space Technology and Science *

Fuyuto Terui *1・Contest participants *2 *3

ABSTRACT

The ISTS program committee organized the 2nd "Spacecraft Control System Design Contest", with the aim of providing an opportunity to experience the challenges faced and met by those involved at the leading edge of recent spacecraft control technology, from the struggle to overcome problems and difficulties to the exhilaration of succeeding. The theme of the contest was "Push and Move an Object in Space". For the convenience of the participants, the contest organizer prepared a sample simulation program. The performance of each control algorithm was evaluated and displayed on a screen at the contest site while contestants described their controller designs. Awards for controller design excellence were presented in both the Student Category and the General Category.

Key Words : attitude, position, control, design, contest

1. はじめに

2004年5月30日～6月6日に宮崎県フェニックス・シーガイア・リゾートにおいて、第24回 ISTS (宇宙技術および科学の国際シンポジウム) が開催された。この中のプログラム委員会・アストロダイナミクス小委員会において、宇宙開発における制御の問題を取り扱ったコンテストの企画を行って来ており、今回も第2回目として、“**Push, Move and Stop an Object in Space**”をテーマとし、宇宙空間において宇宙ロボットが故障した衛星などを補足した後、スラストのみを用いて「押す」ことだけで故障衛星を移動させて目標値まで移動させるというミッションにお

ける宇宙ロボットの位置・姿勢制御系設計をコンテストの題材として取り上げ、コンテストを行った。このコンテストの結果について報告する。

2. コンテスト課題

コンテストの課題は図1に示すように「サービス衛星 (service vehicle)」が、軌道上にある故障した衛星などの「ターゲット (target)」を補足した後、「押す」ことで両者が結合した系の位置と姿勢を制御する問題である。具体的な問題設定としては、

- 宇宙空間においてターゲット、サービス衛星は、

*平成18年1月4日受付 (received 4th January, 2006)

*1ISTS プログラム委員会、制御系設計コンテスト担当：総合技術研究本部 宇宙先進技術研究グループ (in charge of Spacecraft Control System Design Contest, ISTS program committee : Advanced Space Technology Research Group, JAXA)

*2学生の部 橋本智昭：首都大学東京、柏 宗孝：東京大学、松下みずえ (代表)：慶応大学、矢部秀幸 (代表)：東工大 (Student Category Tomoaki Hashimoto : Tokyo Metropolitan Institute of Technology, Munetaka Kashiwa : University of Tokyo, Mizue Matsushita : Keio University, Hideyuki Yabe : Tokyo Institute of Technology)

*3社会人の部 吉河 章二：三菱電機、山田 克彦：三菱電機 (General Category Shouji Yoshikawa : MELCO, Katsuhiko Yamada : MELCO)

その剛性 k_j が既知、減衰係数がゼロ ($c_j = 0$) であるジョイントで結合されているとする。マヌーバ中におけるジョイントの回転角に対し、 $|\theta_t - \theta_s| < 45[\text{deg}]$ という制約条件が存在する。

- 並進運動は慣性座標系 $x_0 - y_0 - z_0$ 系での2次元平面上 (x_0, y_0)、姿勢運動は z_0 軸回りの1軸回転に限定する。軌道運動の効果はここでは考慮しない。
- サービス衛星、ターゲットの質量 m_s, m_t 、慣性モーメント I_s, I_t は既知。両者の質量分布は均質と仮定し、形状は正方形とする。したがって重心位置は各正方形の中心となる。
- サービス衛星は図1に示すように、2剛体の取り付け点以外の3面に取り付けてある3本の方向固定のスラスタを持ち「押す」力： $f_1(\geq 0)$ 、 $f_2(\geq 0)$ 、 $f_3(\geq 0)$ のみ実現可能。
- スラスタ出力は on-off ではなく、各々一定の限界値 f_{max} まで連続的な推進力を出すことが可能であるとする。すなわち、 $f_{max} \geq |f_i|$ ($i = 1, 2, 3$) である。制御に用いることができるのはスラスタ推力のみ、姿勢制御用のホイールは搭載されていない。
- スラスタ f_1, f_2 の推力線とサービス衛星の重心は距離 d だけ離れている、したがって、 f_1, f_2 は並進運動と共に姿勢運動も励起する。
- 初期位置 ($x_s = y_s = 0[\text{m}]$)、初期姿勢 ($\theta_s = 0[\text{deg}]$, $\theta_t = 10[\text{deg}]$) は参加者共通。
- 参加者に対して共通の目標位置 (x_f, y_f) がコンテストの場で与えられる。その位置近傍 (目標位置を中心とする半径 $1[\text{m}]$ の円内) へターゲットの重心 (x_t, y_t) を移動させ、そのエリアに規定の時間 (10 秒間) 以上停留させる制御を行うことが課題。この際、ターゲットの重心以外の状態は任意。ターゲットの重心位置もエリア内であれば静止してなくても可とする。
- 制御開始から最初に上記の条件を満たした瞬間を t_f とする。制御時間 t_f と燃料消費の重み付け和である評価関数

$$J(t_f) = \frac{1}{40} \int_0^{t_f} \sum_{i=1}^3 f_i dt + t_f \quad (1)$$

を最小にしたものが勝者。目標エリアにターゲットの重心が複数回停留した場合には、初めて

10 秒以上停留したときの評価関数値を評価に用いる。

- 最大制御時間は 1000 秒。 ($t_f \leq 1000[\text{sec}]$)

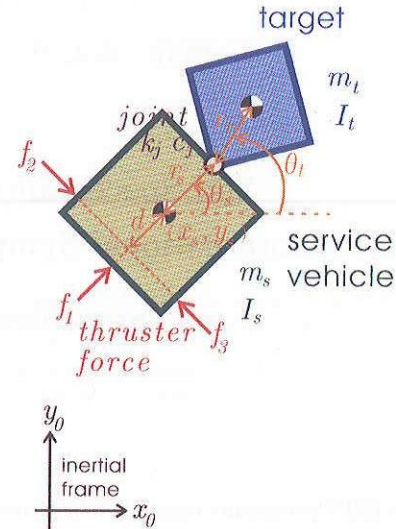


図1: “Push, Move and Stop an Object in Space”

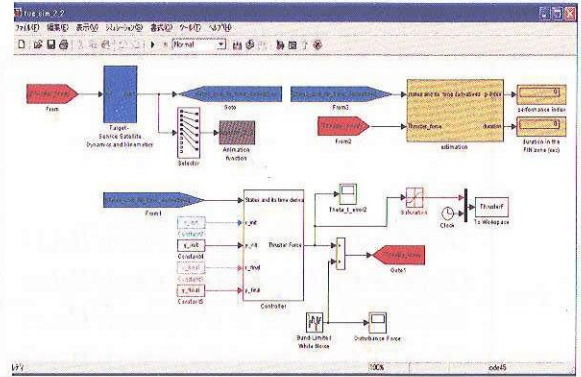
パラメータの定義とその数値を表1に示す、

$m_s = 3000[\text{kg}]$	サービス機の質量
$m_t = 3000[\text{kg}]$	ターゲットの質量
$I_s = 6000[\text{kgm}^2]$	サービス機の慣性モーメント
$I_t = 6000[\text{kgm}^2]$	ターゲットの慣性モーメント
$r_s = 1.5[\text{m}]$	サービス機、ターゲットの結合点からサービス機の質量中心までの距離
$r_t = 1.5[\text{m}]$	サービス機、ターゲットの結合点からターゲットの質量中心までの距離
$d = 1.0[\text{m}]$	スラスタ f_1, f_2 の推力線とサービス機の重心間の距離
$k_j = 500[\text{Nm}]$	結合ジョイントの剛性係数
$c_j = 0[\text{Nms}]$	結合ジョイントの減衰係数
$f_{max} = 40[\text{N}]$	最大スラスタ推力

上記問題設定は、

- 系は非線型
- 位置・姿勢制御のための十分な数のアクチュエータが無い (under-actuated)
- 位置制御と姿勢制御が独立に行えず互いに干渉する

といった特徴があるため、通常の線型制御理論を単純に適用して制御系を設計することは困難である。したがって、非線型制御理論の適用、または、対象のダイナミクスを利用し直感に基づいた手法が有効であると予想され、実際にコンテストにおいても興味深い様々な制御アルゴリズムが披露された。以下に、コンテストに用いたシミュレータについて概説した後、各参加者のアルゴリズムの詳細とコンテストの結果を紹介する。



3. シミュレータ

ターゲット、サービス衛星の並進、回転に関するダイナミクスを表現する運動方程式は以下の非線形方程式となる。

サービス機並進 (x 方向)

$$\begin{aligned} (m_s + m_t)\ddot{x}_s - m_t r_s \sin \theta_s \cdot \ddot{\theta}_s - m_t r_t \sin \theta_t \cdot \ddot{\theta}_t \\ = m_t (r_s \dot{\theta}_s^2 \cos \theta_s + r_t \dot{\theta}_t^2 \cos \theta_t) \\ + f_1 \cos \theta_s + (f_2 - f_3) \sin \theta_s \end{aligned} \quad (2)$$

サービス機並進 (y 方向)

$$\begin{aligned} (m_s + m_t)\ddot{y}_s + m_t r_s \cos \theta_s \cdot \ddot{\theta}_s + m_t r_t \cos \theta_t \cdot \ddot{\theta}_t \\ = m_t (r_s \dot{\theta}_s^2 \sin \theta_s + r_t \dot{\theta}_t^2 \sin \theta_t) \\ + f_1 \sin \theta_s - (f_2 - f_3) \cos \theta_s \end{aligned} \quad (3)$$

サービス機回転 (z 軸回り)

$$\begin{aligned} -m_t r_s \sin \theta_s \ddot{x}_s + m_t r_s \cos \theta_s \ddot{y}_s \\ + (m_t r_s^2 + I_s) \ddot{\theta}_s + m_t r_s r_t \cos(\theta_t - \theta_s) \ddot{\theta}_t \\ - k_j(\theta_t - \theta_s) - c_j(\dot{\theta}_t - \dot{\theta}_s) \\ = m_t r_s r_t \dot{\theta}_t^2 \sin(\theta_t - \theta_s) + d(f_2 - f_3) \end{aligned} \quad (4)$$

ターゲット回転 (z 軸回り)

$$\begin{aligned} -m_t r_t \sin \theta_t \ddot{x}_s + m_t r_t \cos \theta_t \ddot{y}_s \\ + m_t r_s r_t \cos(\theta_t - \theta_s) \ddot{\theta}_s + (m_t r_t^2 + I_t) \ddot{\theta}_t \\ + k_j(\theta_t - \theta_s) + c_j(\dot{\theta}_t - \dot{\theta}_s) \\ = -m_t r_s r_t \dot{\theta}_s^2 \sin(\theta_t - \theta_s) \end{aligned} \quad (5)$$

‡The Math Works Inc. 製の汎用数値解析プログラム

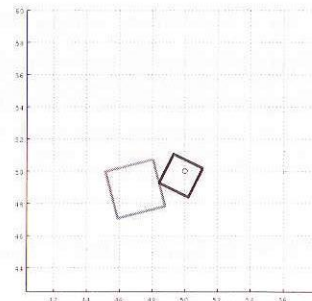


図 2: MATLAB/SIMULINK によるシミュレーションソフト (上) とグラフィック (下)

以上の運動方程式を基に、MATLAB/SIMULINK[‡]を用いてグラフィックス機能を持つシミュレーションソフトウェア (図 2) を作製した。上図においてブロック線図の上半分が 2 剛体のダイナミクスの部分、下半分がサンプルの制御系の部分である。シミュレーションを開始すると、下図のような結果のアニメーションも同時に表示される。コンテスト参加者は ISTS の HP からこれをダウンロードし、各自の制御系を付け加えコンテスト当日までに提出することとした。

4. 各参加者の制御アルゴリズム

ここでは、各参加者の制御アルゴリズムについて概略を説明する。(制御系の提出順、敬称略)

4.1 学生の部

4.1.1 橋本智昭：都立科技大

状態変数

$$\begin{aligned} x &= [x_s, y_s, \theta_s, \theta_t, \dot{x}_s, \dot{y}_s, \dot{\theta}_s, \dot{\theta}_t, x_t, y_t, \dot{x}_t, \dot{y}_t]^T \\ &= [x_i] \quad (i = 1, 2, \dots, 12) \end{aligned} \quad (6)$$

を用いて、系をアファイン系で表記する。

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} x_5 \\ x_6 \\ x_7 \\ x_8 \\ (F_5(x) + G_{51}(x)u_1 + G_{52}(x)u_2)/H_5(x) \\ (F_6(x) + G_{61}(x)u_1 + G_{62}(x)u_2)/H_6(x) \\ (F_7(x) + G_{71}(x)u_1 + G_{72}(x)u_2)/H_7(x) \\ (F_8(x) + G_{81}(x)u_1 + G_{82}(x)u_2)/H_8(x) \\ x_5 - r_s x_7 \sin x_3 - r_t x_8 \sin x_4 \\ x_6 + r_s x_7 \cos x_3 - r_t x_8 \cos x_4 \\ F_{11}(x) + G_{111}(x)u_1 + G_{112}(x)u_2 \\ F_{12}(x) + G_{121}(x)u_1 + G_{122}(x)u_2 \end{bmatrix} \quad (7)$$

ただし、

$$0 \leq u_1 \leq f_{\max}, \quad |u_2| \leq f_{\max}$$

である。 $u_1, u_2 \geq 0, u_2 \leq 0$ は、それぞれ $f_1, f_2 = u_2, f_3 = |u_2|$ に対応する。 F_i, G_{ij} ($i = 5, 6, 7, 8, 11, 12, j = 1, 2$) は滑らかな状態 x の非線形関数である。 厳しい拘束条件下において目的を達成するために、以下の順序で制御アルゴリズムを考えた。

- ① 目標位置に近づくとこの制御則を決める。
- ② 判別条件を与えて目標位置の切り替え則を決める。
- ③ 自由度のある変数の値を調節する。

①については Lyapunov 制御に基づいた Backstepping 法 [1] を考えた。 Lyapunov 関数を (8) として定義し、その時間微分をとると (9) が得られる。

$$V_1 = (x_f - x_9)^2/2 + (y_f - x_{10})^2/2 \quad (8)$$

$$\dot{V}_1 = -(x_f - x_9)x_{11} - (y_f - x_{10})x_{12} \quad (9)$$

$\dot{V}_1 \leq 0$ となるためには、 x_{11}, x_{12} が仮想制御入力 x_{11}^*, x_{12}^* として以下を実現すればよい。

$$x_{11}^* = (x_f - x_9), \quad x_{12}^* = (y_f - x_{10}) \quad (10)$$

そこで、誤差関数

$$V_2 = (x_{11}^* - x_{11})^2/2 + (x_{12}^* - x_{12})^2/2 \quad (11)$$

を定義する。 $\dot{V}_2 \leq 0$ となるためには

$$\begin{aligned} G_{111}u_1 + G_{112}u_2 &= x_f - x_9 - 2x_{11} - F_{11} \\ G_{121}u_1 + G_{122}u_2 &= y_f - x_{10} - 2x_{12} - F_{12} \end{aligned} \quad (12)$$

が成り立つ必要があり、これを解くと制御入力を与えられる。

$$\begin{aligned} u_1 &= (G_{122}L - G_{112}M)/N \\ u_2 &= (-G_{121}L + G_{111}M)/N \end{aligned} \quad (13)$$

ただし、

$$\begin{aligned} L &= x_f - x_9 - 2x_{11} - F_{11} \\ M &= y_f - x_{10} - 2x_{12} - F_{12} \\ N &= G_{111}G_{122} - G_{112}G_{121} \end{aligned} \quad (14)$$

制御入力に制約があるため、上記制御則では解は不安定となる。そこで、適当な判別条件を与えて目標位置を切り替えることで、解を原点の近傍にとどめることを試みた。ある時刻 t における重心位置

$$(x_g, y_g) = ((x_s + x_t)/2, (y_s + y_t)/2)$$

と参照目標 (x_{ref}, y_{ref}) との距離を

$$d(t) = \sqrt{(x_{ref} - x_g)^2 + (y_{ref} - y_g)^2} \quad (15)$$

とし、重心の速度を $v_g(t)$ とする。初期の参照目標と基準距離 d_{base} を、それぞれ $(x_f, y_f), d(0)$ と設定する。 (x_t, y_t) が参照目標に収束するように制御則①を与える。そして、次の2つの切り替え則を、 $1 \rightarrow 2 \rightarrow 1 \rightarrow \dots$ のように交互におこなう。ただし a は非常に小さい正の定数とする。

1. If $d(t) < d_{base}/2$
then $(x_{ref}, y_{ref}) = (x_g(t) - \frac{d_{base}}{2}, y_g(t) - \frac{d_{base}}{2})$.
2. If $|v_g(t)| \leq a$
then $(x_{ref}, y_{ref}) = (x_f, y_f)$
 $d_{base} = d(t)$

この切り替え則により、ターゲット位置は目標位置付近でリミットサイクルとなる。以上の考えを軸に、あとは数値シミュレーションを繰り返しながら、評価関数が低くなるように経験則から自由度のある変数の値を決定した。

4.1.2 柏 宗孝：東京大学

今回の制御コンテストで制御対象となるシステムは非線形で劣駆動なシステムとなっている。このような系の制御則としては一般的に時変フィードバック制御やスライディングモード制御などが考えられる。しかし、今回の制御コンテストでは、多少ロバスト性に問題があるもののフィードフォワード制御を制御則の基本的な方針として採用することとした。具体的な制御の流れを図3に示す。

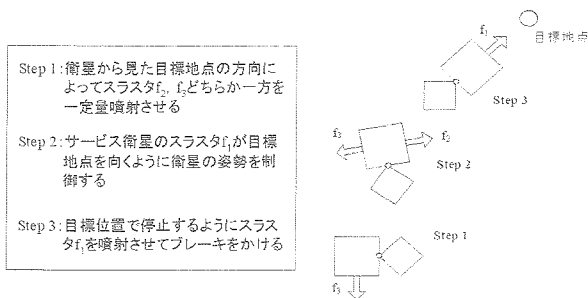


図 3: 制御の流れ

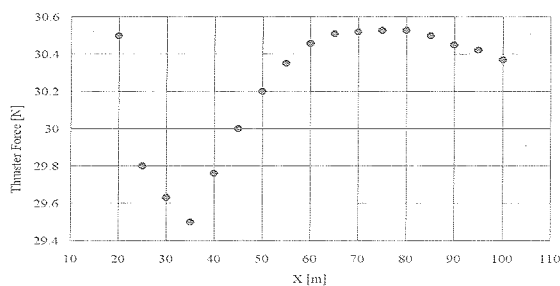


図 4: 目標地点の y 座標を固定した時 ($y=50[m]$) の x 座標の変化に対する Step1 における f_3 の変化

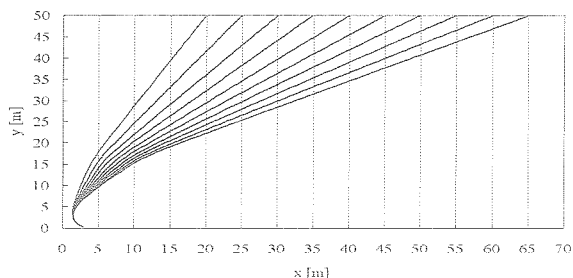


図 5: ターゲット衛星重心の軌跡

Step1 ではスラスト f_2 , f_3 が衛星重心と偏差を持って取り付けられていることを利用して、これらのスラストを噴射させることで衛星に回転運動を与えると共に並進の運動量を与えている。この時 Step1 において噴射させるスラスト f_2 , f_3 の噴射力の値は目標地点の座標に応じて変化する。そのため、制御の際にはこの値を決定する何らかの関係式が必要となる。そこで、今回のコンテストでは何点かの基準点におけるスラストの噴射力の結果をもとに多項式で近似することによってこの関係を近似的に求めた。ここで、目標地点の y 座標を $50[m]$ に固定し x 座標を $20[m]$ から $65[m]$ まで変化させた時に必要となるスラストの噴射力の変化を図 4 に、またその時のターゲット衛星重心の軌跡を図 5 に示す。図 5 からわかるようにスラスト f_3 の値を変化させることによってターゲット衛星を目標地点へ移動させることができていることがわかる。

ただしその時必要な噴射力の値は図 4 からわかるように $x=35[m]$ を境としてその傾向が大きく変化していることがわかる。そのため、補間関数の基準点とした値の範囲外でこのような変化点があった場合には、単純に近似式を補外するだけでは正確な関係式を得ることができないが、今回は考えないこととした。

以上のように本制御では補間部分の収束性は近似式の精度に依存しており、また補外部分についての収束性が保証されていないなど収束性に問題があるものの、収束時には制御系で閉ループとなっている部分がほとんどないことからスラストの燃料消費による減点を抑えることができ、高い得点が期待できる。

4.1.3 松下みづえ (代表): 慶応大学

コンテストで提示されたターゲット、サービス衛星のシステムにおいては、衛星の減速、並進運動と回転運動の分離が重要な問題である。これらの問題に対し、衛星の移動を準円軌道にそって行い、大きな角度変化を行わないようにするというアプローチから、制御アルゴリズムを構築した。目標到達までの過程を以下の 4 つの段階にわけ制御を行う。

Phase 1 : 姿勢変化・加速

目的とする準円軌道の接線方向に速度を持つように、スラスト出力 (f_1) 一定で加速する。次の段階へは、準円軌道に必要な速度に達したときに進む。

Phase 2 : 移動

スラスト出力 (f_1) を向心力として用い準円軌道上を通り目標位置に移動する。その際、PID 制御を用い、 f_1 の作用線が準円軌道の中心を向くように衛星の姿勢を制御する。次の段階へは、初期位置から目標位置までの距離の 65% まで移動したときに進む。

Phase 3 : 減速 (x 軸方向)

減速は基本的に f_1 を用いて行うため、最初に衛星を回転させる。衛星を f_1 の作用線が x 軸と水平になるように f_2 , f_3 を用いて回転させ、 f_1 の出力により x 軸方向の減速を行う。次の段階へは、初期位置から目標位置までの距離の 80% まで移動したときに進む。

Phase 4 : 減速 (y 軸方向)・停留

衛星を f_1 の作用線が y 軸と水平になるように f_2 , f_3 を用いて回転させ、 f_1 の出力により y 軸方向の減速を行い、ターゲットが目標位置で 10 秒以上停留させる。

本制御則は、限定された場所のみに適応され、外乱に弱いという問題点もある。しかし、大きな角度変化を必要としない準円軌道を通ることで、効果的に制御を行うことができる。

4.1.4 矢部秀幸（代表）：東工大

制御方法として、コンテストの規定である「目標地点に10秒間以上保持する」を「目標地点を10秒以上かけて通過する」と解釈し、10秒かけて目標地点を通過するアルゴリズムを考案した。下記に制御フローを示す。

- ①初期状態の機体の振動を止める
- ②目標方向に機体を向かせる（100秒以内）
- ③スラスター（ f_1 ）を用いて目標へ向かって発進し、スラスター（ f_2, f_3 ）を用いて進行方向の調整
- ④目標地点（半径1[m]の円）を10秒以上かけて通過

① 初期条件として、 $\theta_s = 0$ [deg]、 $\theta_t = 10$ [deg] が与えられているため、シミュレーション開始の段階でサービス衛星とターゲットの姿勢が振動している。最初にこれを緩和しなければ、スラスター（ f_1 ）を吹いても目的の方向に進まない。結合系の初期振動を緩和する推力として、

$$f_1 = 0 \quad (16)$$

$$f_2 = c_1 \left| \frac{d\Delta\theta_{st}}{dt} \right|, f_3 = 0 \quad (\text{if } \frac{d\Delta\theta_{st}}{dt} \geq 0) \quad (17)$$

$$f_3 = c_1 \left| \frac{d\Delta\theta_{st}}{dt} \right|, f_2 = 0 \quad (\text{if } \frac{d\Delta\theta_{st}}{dt} \leq 0) \quad (18)$$

$$(\Delta\theta_{st} = \theta_t - \theta_s, c_1 = 1500, c_2 = 0)$$

を与える。

- ② 目標方向に結合系を向かせるために次の力を与える。

$$f_1 = 0 \quad (19)$$

$$f_2 = c_2 (\Delta\theta_{aim})^4 + c_3 (\Delta\theta_{aim})^2, f_3 = 0 \quad (\text{if } \Delta\theta_{aim} \leq 0) \quad (20)$$

$$f_3 = c_2 (\Delta\theta_{aim})^4 + c_3 (\Delta\theta_{aim})^2, f_2 = 0 \quad (\text{if } \Delta\theta_{aim} \geq 0) \quad (21)$$

$$(\Delta\theta_{aim} = \theta_{aim} - \theta_s, c_2 = 50, c_3 = 1.5)$$

θ_{aim} とは、x 軸（水平方向）と、サービス衛星の重心から目標地点を結んだベクトルのなす角度である。

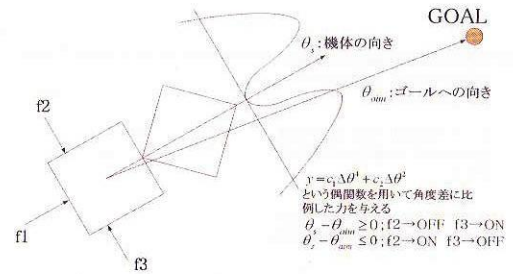


図 6: 方向転換

- ③ 戦略として「目標地点半径1[m]の円を10秒以上かけて通過する」ということを考えているので、逆算すれば、0.2[m/sec]以下の速度で突入すれば良い。ただし、円の中心を通過しなければならない。そこで、結合系の速度が0.2[m/sec]未満のときのみ

$$f_1 = c_4 \quad (c_4 = 5) \quad (22)$$

を与える。これにより、結合系は速度が0.2[m/sec]以上になってから加速することは無い。この仮定を踏まえて完璧に目標に向かって直進していれば良いが、例えば外乱によって進行方向に変化がおきたときに対して進行方向の調整を行う。この際に必要な修正は、結合系の進行方向と結合系自体の向きである。そこで、結合系の進行方向を修正する推力として、

$$f_{1d} = 0 \quad (23)$$

$$f_{2d} = c_5 V_s |\theta_{vs} - \theta_s|, f_{3d} = 0 \quad (\text{if } \theta_{vs} - \theta_s \leq 0) \quad (24)$$

$$f_{3d} = c_5 V_s |\theta_{vs} - \theta_s|, f_{2d} = 0 \quad (\text{if } \theta_{vs} - \theta_s \geq 0) \quad (25)$$

(θ_{vs} : 結合系の速度方向と水平方向のなす角、 $c_5 = 10$)

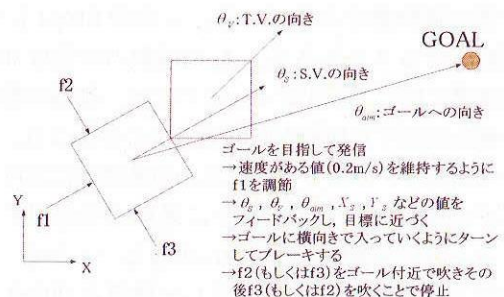


図 7: Control of Direction

結合系自体の向きを修正する推力として、

$$f_{1a} = 0 \quad (26)$$

$$f_{2a} = c_6 |y_f - y_{final}|, f_{3a} = 0$$

$$\text{(if } y_f - y_{final} \leq 0 \text{)} \quad (27)$$

$$f_{3a} = c_6 |y_f - y_{final}|, f_{2a} = 0$$

$$\text{(if } y_f - y_{final} \geq 0 \text{)} \quad (28)$$

(y_f : このままの直進した場合に行き着くと予想できる鉛直方向の座標値、 y_{final} : ゴール地点に設定した鉛直方向の座標値、 $c_6 = 20$)

を考え、

$$f_i = f_{id} + f_{ia}, \quad (i = 1, 2, 3) \quad (29)$$

を実際に制御に用いる。

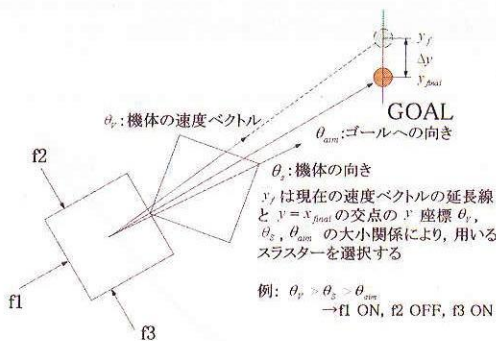


図 8: Control of Attitude

4.2 社会人の部

4.2.1 吉河 章二 : 三菱電機

スラスタ f_2, f_3 で「押す」力の方向を目標位置に向けた後、スラスタ f_1 で速やかに接近し、目標位置付近ではスラスタ f_2, f_3 で姿勢を少しずつ変えながら目標位置を周回することを基本方針とする。

ターゲット重心からみた目標位置の相対位置を r 、ジョイントの回転角を ϕ とする。 r, θ_s, ϕ について運動方程式を書き換えると以下ようになる。慣性項は微小として省略した。

$$\ddot{r} = -M^{-1} \begin{pmatrix} \cos \theta_s \\ \sin \theta_s \end{pmatrix} f_1 + a f_4 + k_j b \quad (30)$$

$$\ddot{\theta}_s = \alpha_\theta \sin \phi f_1 + \beta_\theta f_4 + \gamma_\theta k_j \phi \quad (31)$$

$$\ddot{\phi} = \alpha_\phi \sin \phi f_1 + \beta_\phi f_4 + \gamma_\phi k_j \phi \quad (32)$$

$$\text{if } f_4 \geq 0 \quad f_2 = f_4, \text{ otherwise } f_3 = -f_4$$

ここで、 M は質量行列、 $a, b, \alpha_\theta, \beta_\theta, \gamma_\theta, \alpha_\phi, \beta_\phi, \gamma_\phi$ は質量パラメータと θ_s, θ_t から定まる変数。

ϕ が小さいときは、式 (30) に着目して f_1 の「押す」力で目標位置に接近させる。ただし、デッドバンドを設定して燃料消費を抑制する。

$$f_1 = K_p r + K_D r^T \dot{r} / r \quad (|\phi| < 30[\text{deg}]) \quad (33)$$

ϕ が大きいときは、式 (32) に着目して

$$f_1 = -K_d \sin \phi \dot{\phi} / \alpha_\phi \quad (|\phi| \geq 30[\text{deg}]) \quad (34)$$

として、 ϕ の回転を減衰する。

また、進行方向に対して直交する方向に目標位置からオフセットを持たせたところに仮想的な目標を設定し、その地点に向かうようなサービス衛星の姿勢を θ_s の目標値 θ_d と定義する。初期に姿勢を回して目標位置を向いたり、目標位置付近で周回するために姿勢を少しずつ変える制御を次式で実現する。

$$f_4 = \{ k_p (\theta_d - \theta_s) - k_d \dot{\theta}_s \} / \beta_\theta \quad (35)$$

以上により、図 9 に示すような軌道を描いて目標位置近傍に接近し停留することが期待される。

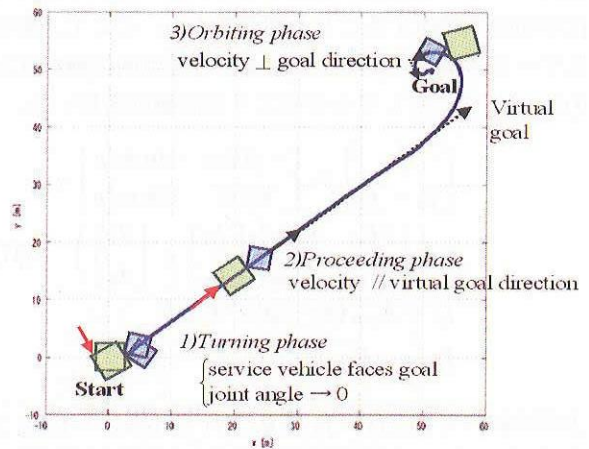
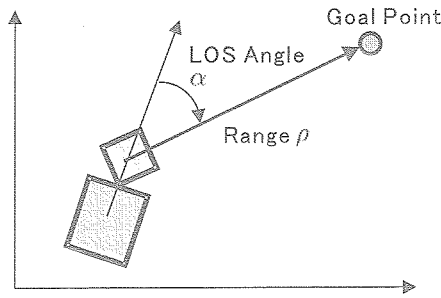


図 9: 目標とする軌道の概念図 (吉河)

4.2.2 山田 克彦 : 三菱電機

この問題はターゲットの質量中心と目標位置との間の距離を所定の値以下にするのが目的なので、図 10 に示すような、距離 ρ および LOS (Line Of Sight) 角 α を変数にとって制御系を設計する。そのため式 (2)~(5) の運動方程式を $\rho, \alpha, \theta_s, \phi = \theta_t - \theta_s$ を変数とする運動方程式に変換する。

図 10: 距離 ρ と LOS 角 α (山田)

この変換された運動方程式は、4つの変数が質量マトリクスを介して互いに干渉する複雑なものとなるが、 ρ, α に着目して θ_s, ϕ による影響項を外乱とみなして無視することにより、 ρ, α の運動方程式はつぎのように近似される。

$$\begin{aligned} & \begin{bmatrix} M_{11} & M_{12} \\ M_{12} & M_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\rho} \\ \ddot{\alpha} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} d_1 \\ d_2 \end{bmatrix} \\ & = \begin{bmatrix} -\cos \alpha & \sin \alpha \\ \rho \sin \alpha & \rho \cos \alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 - f_3 \end{bmatrix} \quad (36) \end{aligned}$$

上式は ρ, α について閉じた形となるので、この式をもとに制御系を設計する。制御の目標は ρ を減らすことにあるが、 $f_1 \geq 0$ に制限されるため、 α の値によっては制御力の作用しない場合がある。しかし α が理想的にはほぼ一定速度で変化すると、 ρ に対する制御力は平均的に作用することが期待できる。そこで、最初にサービス衛星の姿勢をおおよそ目標方向に向かせたのち、 ρ, α に対してつぎのような制御則を用いる。

$$\begin{aligned} & \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 - f_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\cos \alpha & \sin \alpha / \rho \\ \sin \alpha & \cos \alpha / \rho \end{bmatrix} \\ & \times \left(\begin{bmatrix} M_{11} & M_{12} \\ M_{12} & M_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_\rho \\ f_\alpha \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} d_1 \\ d_2 \end{bmatrix} \right) \quad (37) \\ & f_\rho = K_{p\rho}(\rho_0 - \rho) - K_{d\rho}\dot{\rho} \\ & f_\alpha = -K_{d\alpha}\dot{\alpha} \end{aligned}$$

上式において $f_1, f_2 - f_3$ は $0 \leq f_1 \leq f_{max}, -f_{max} \leq f_2 - f_3 \leq f_{max}$ に制限する。また α に対しては弱い減衰をかけるだけにして、 $\rho \rightarrow \rho_0$ とする制御を優先させる。 ϕ に関しては制御を行わないが、制御則の持つ減衰効果によって発散することはない。

5. コンテスト結果

制御目標位置 (x_f, y_f) は事前には公表されず、コンテストの本番において初めて以下の様に与えられた。

1st try : (50, 50) [m]

2nd try : (30, 70) [m]

1st try の目標位置はシミュレータの中でノミナルなものとして与えられていたものである。全ての参加者はこれを当面の目標位置として使い、設計を行っていたため、参加者の制御系の全てが課題を満たすことが期待された。だが、2nd try の目標位置は参加者にとっては本番において初めて知らされるものであったため、この目標位置に対しての性能を検証するのはコンテスト本番が最初であった。

図 11、12、13、14、15、16 に 1st try のターゲット重心位置の軌跡、図 17、18、19、20、21、22 に 2nd try のターゲット重心位置の軌跡を示す。制御アルゴリズムの特徴に応じて、目標エリア近傍に最後まで留まるもの、目標エリアに複数回出入りするもの、留まった後遠くに飛び去るもの、目標エリアに留まることに失敗するもの、など様々である。

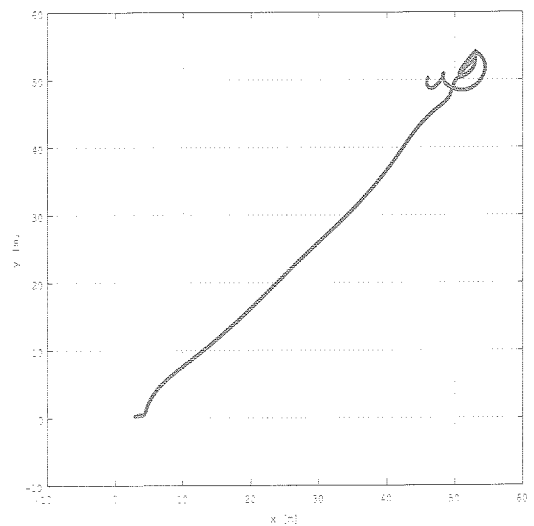


図 11: 橋本智昭 (1st try)

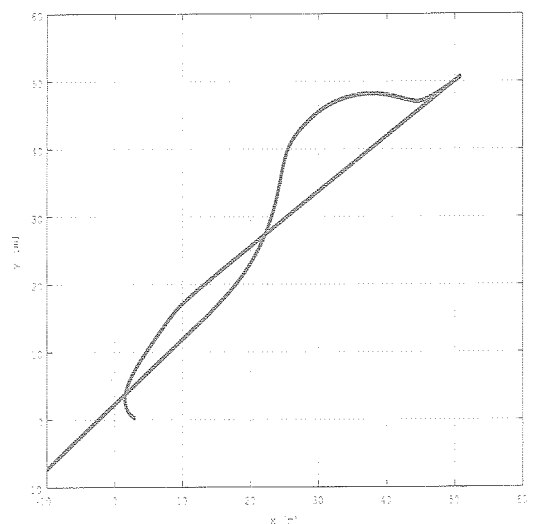


図 12: 柏宗孝 (1st try)

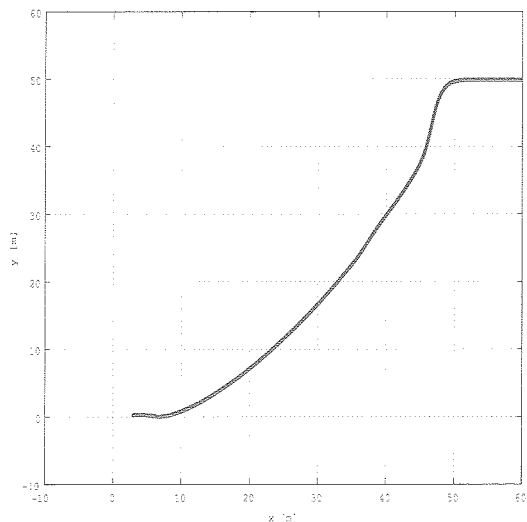


図 13: 慶応チーム (1st try)

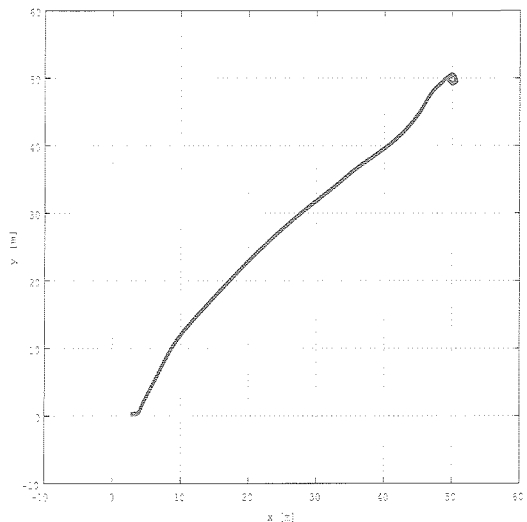


図 16: 山田 克彦 (1st try)

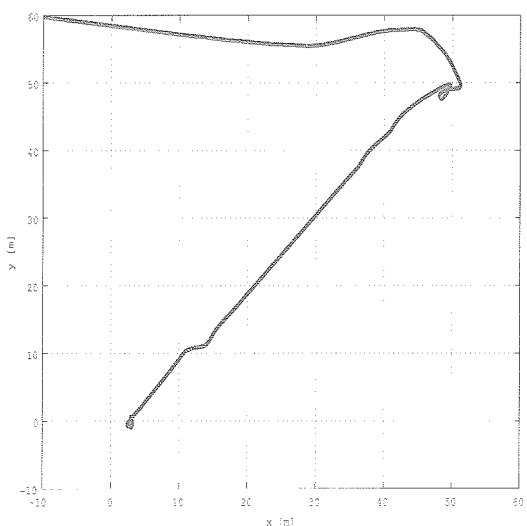


図 14: 東工大チーム (1st try)

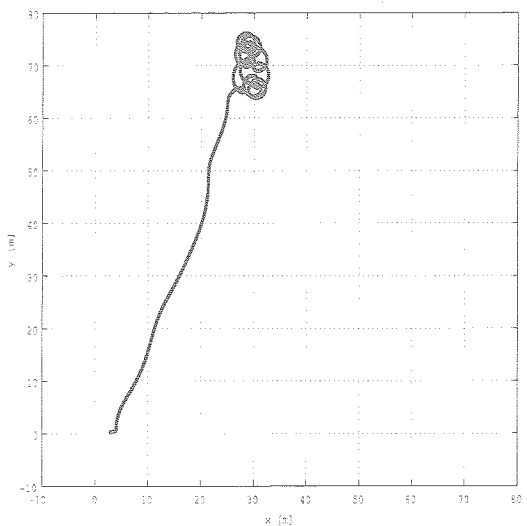


図 17: 橋本智昭 (2nd try)

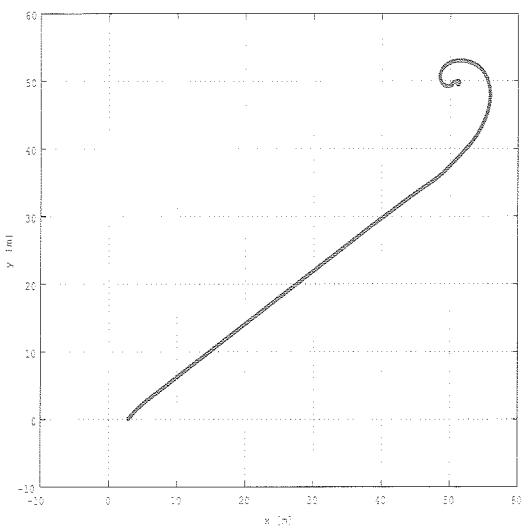


図 15: 吉河 章二 (1st try)

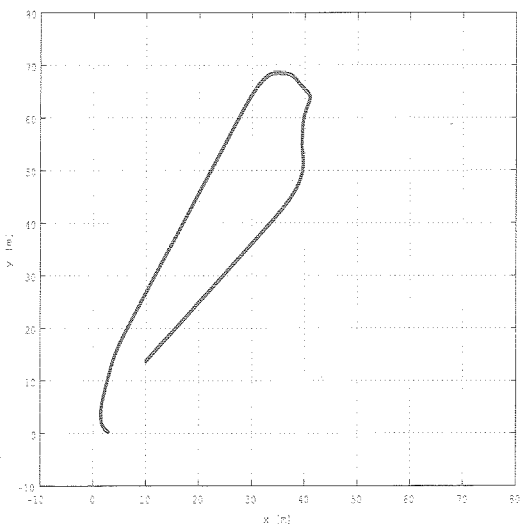


図 18: 柏 宗孝 (2nd try)

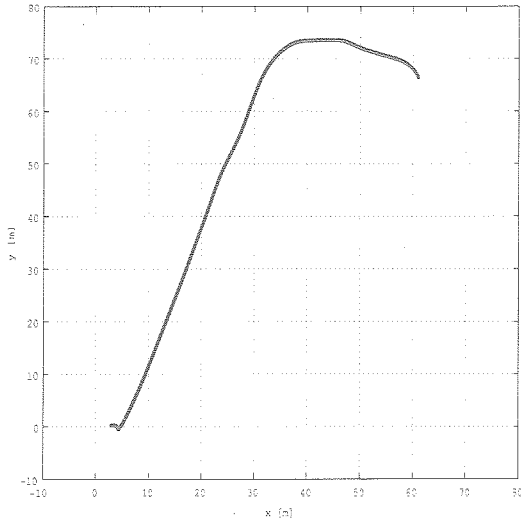


図 19: 慶応チーム (2nd try)

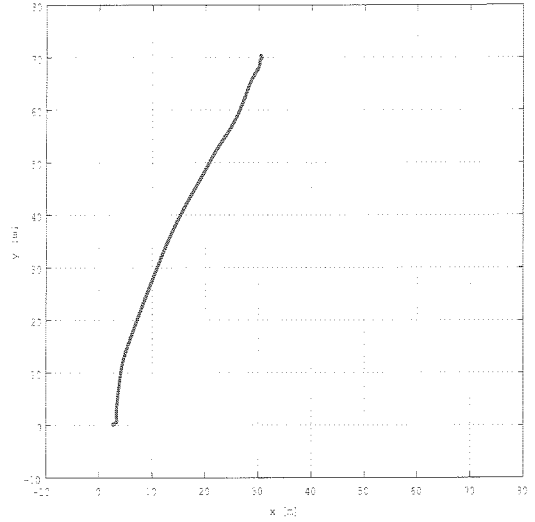


図 22: 山田 克彦 (2nd try)

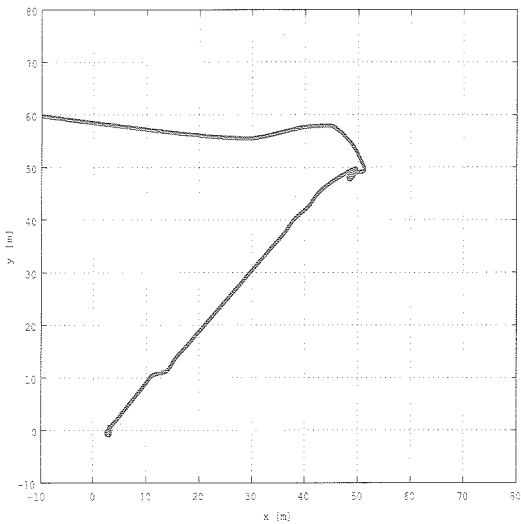


図 20: 東工大チーム (2nd try)

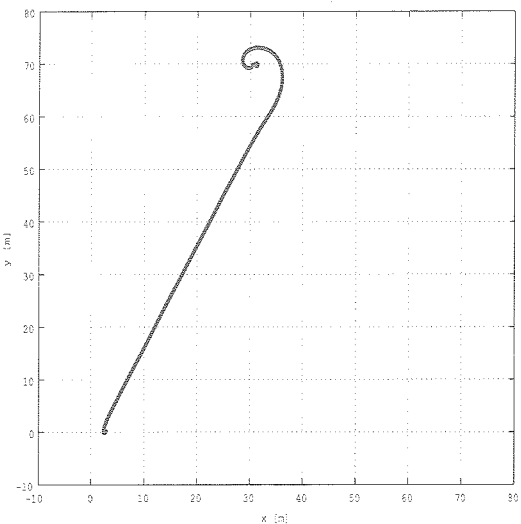


図 21: 吉河 章二 (2nd try)

表 2 に 2 回行われたトライにおける各制御系の性能評価関数値とターゲットの目標エリアに滞在していた時間を示す。性能評価関数値が小さいほど制御系は高性能であると判断され、評価はこの値に基づいて行われる。また、参考のために目標エリアに滞在した時間も併記してある。これは制御系の性能の別の局面としての信頼性を示す指標と考えることができる。

1st try においては柏の制御系の性能がトップであった。ただ、社会人の部の吉河、山田の制御系に関して、性能評価関数値は低くはないが、目標エリアの滞在時間に注目すると、学生の部の制御系に比べて抜群の長さを誇っており、極めて信頼性の高い制御系が設計されていることがわかる。この特質が結局 2nd try において発揮されており、学生の部では橋本の制御系だけが、かろうじて課題をクリアできたのに対し、社会人の部の 2 人の制御系は 1 回目と変わらない安定した性能を達成できている。これは正に高い信頼性を常に要求される宇宙開発の現場での経験が反映されたものと推測され、学生と社会人の間で制御系の特徴が対照的であるのが大変興味深い。

コンテストの勝敗の決定に関しては、まず 2nd try の成績を最優先に考え、そこで決定できない場合には 1st try の成績で順位を決定することにした。これにより学生の部では 2nd try で唯一、課題を満たした橋本が 1 位、1st try でトップとなった柏が 2 位となった。また、社会人の部では、吉河が 1 位を獲得した。

表 2: 各参加者の制御系の性能

	性能評価関数値 $J(t_f)$ (目標エリア滞在時間)	
	1st try	2nd try
橋本	469.3 (18.98 秒)	902.1 (23.2 秒)
柏	389.6 (23.46 秒)	失格
慶応大	636.8 (17.43 秒)	失格
東工大	497.8 (12.02 秒)	失格
吉河	770.3 (117.7 秒)	747.1 (119.7 秒)
山田	748.9 (∞ 秒)	814.4 (∞ 秒)

6. おわりに

2004年6月3日に行われたISTSでの第2回制御系設計コンテストについて報告した。通常の発表も抱えてお忙しいところ、コンテストに参加していただいた方々に感謝すると共に、本コンテストの構想段階、及び、コンテスト本番において様々な助言と協力をいただいた、東京大学 中須賀真一助教授、東京工業大学 三平満司教授、JAXA 橋本樹明、西田信一郎両氏に深く感謝致します。

参考文献

- [1] H. K. Khalil: Nonlinear Systems, Prentice Hall, 2001.

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA-SP-05-015

発行 平成 18 年 2 月 28 日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 弘久写真工業（株）

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

TEL: 029-868-2079 FAX: 029-868-2956

© 2006 宇宙航空研究開発機構

※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

