

2009/11/24 DPFサイエンス検討会

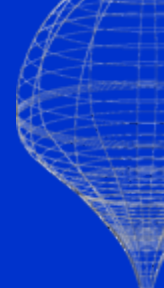
大気球を用いた実証実験

～気球落下型微小重力実験装置における
ドラッグフリー制御～

坂井 真一郎 (ISAS/JAXA)



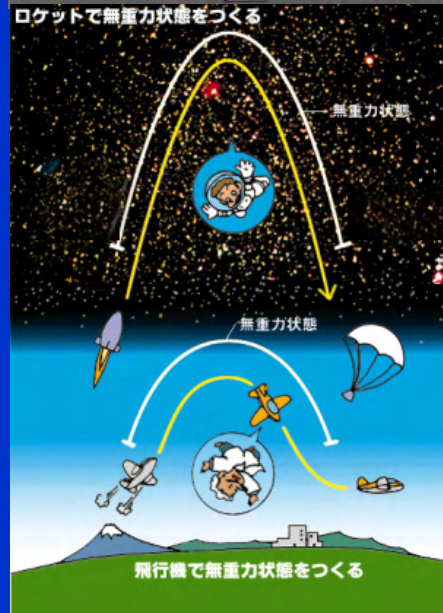
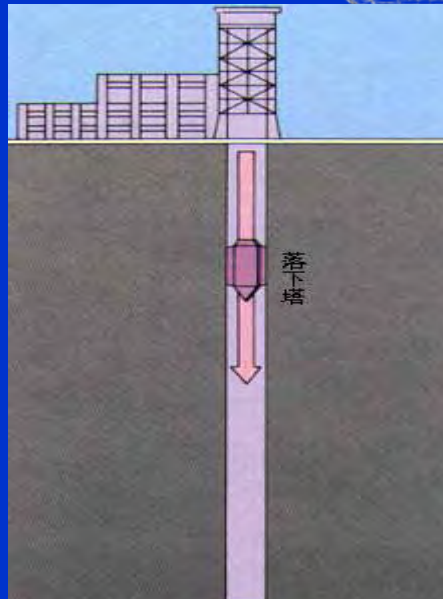
Shin-ichiro Sakai, ISAS/JAXA





微小重力環境を得るためには？

equipment	performance (g/g0)	time (s)	Pre. acc (g/g0)	After acc (g/g0)	cost (10,000Yen /100kg)
ISS	$>10^{-5}$	10^5	5	5	>100000
Satellite	$>10^{-5}$	10^5	10	10	>100000
Rocket	10^{-4}	360	10	10	20000
Proposed	10^{-5}	60	1	10	1000
Plane	10^{-2}	20	2	2	300
Drop build.	10^{-4}	5	1	10	100



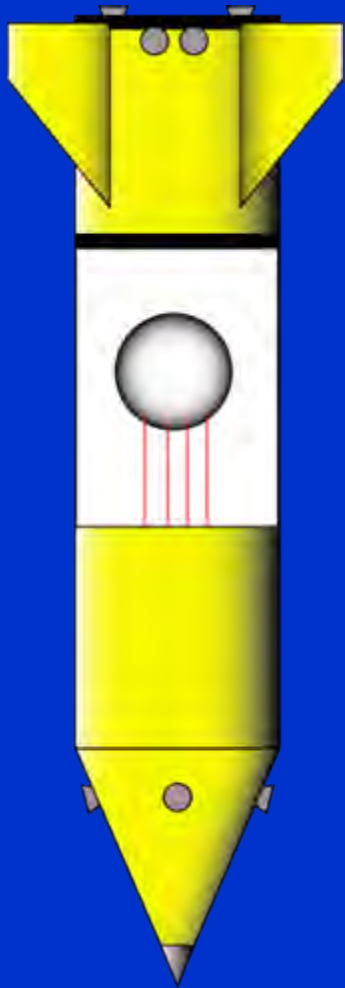
大気球技術利用の可能性

- JAXA/宇宙科学研究本部は、大気球飛翔の技術を長く有している。
- 例えば、高度50km程度まで重量300～500kg程度の実験装置を飛翔させる、といったことが実現可能(ちなみに、ジェット旅客機の飛行高度が10-15km程度)。
- 大気球の大きさとしては、例えば60,000-200,000m³、直径90mといったもの。
- フライトオペレーションは、かつては三陸大気球観測所で行われていたが、現在は北海道・大樹航空宇宙実験場にて実施されている。

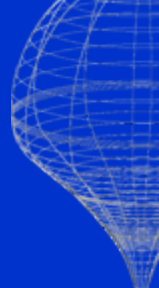


大気球により実験装置を高々度まで上昇させた後切り離せば、長時間・高品質の微小重力環境が得られるのでは？

良質な微小重力環境のために



- しかしながら高度40kmといえど空気は残っているため、単に自由落下させるだけでは良質な微小重力環境は得られない。
- そこで、内殻(“中子”)・外殻(“機体”)の2重カプセル方式を採用、機体から中子への相対距離(3次元)をレーザー変位計により計測、機体のスラスタにフィードバックして実験中常にその相対位置を保つドラッグフリー制御を適用



高々度気球技術を利用した微小重力実験環境の創成

② 気球分離 (高度40km付近)

ドラッグフリー制御

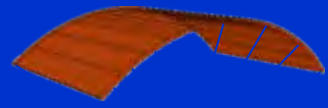
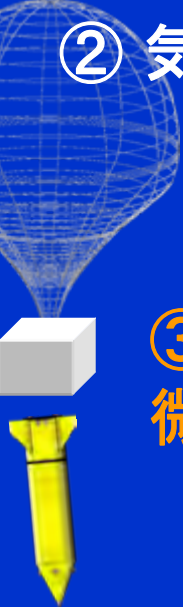
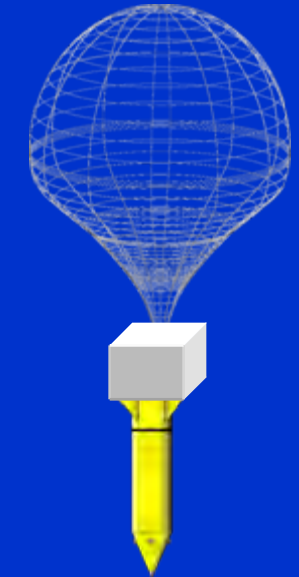
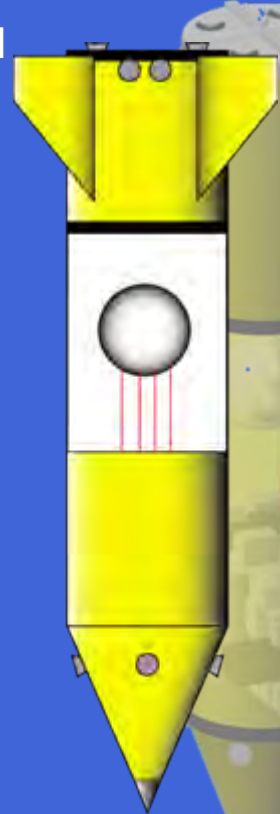
③ 分離後、直ちに微小重力実験

Using Feedback control

Position detection by laser range sensor

Calculation by CPU

Controlling relative position by thruster

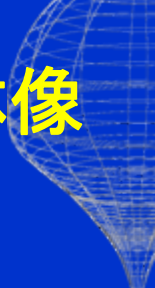


① セットアップ & 放球

④ パラシュート展開、降下後海上着水
着水後の期待は船 & ヘリで回収

Shin-ichiro Sakai, ISAS/JAXA





「気球を用いた微小重力実験システムの開発研究」全体像

- 科研費「学術創成」に採択(2004~2008)

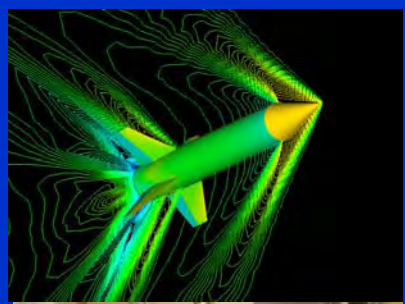
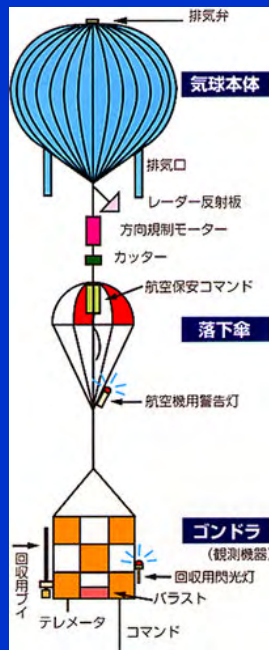
リーダー: 橋本 樹明 教授
 サブリーダー: 澤井 秀次郎 准教授

気球系

構造・推進系

ミッション系

電気・制御系



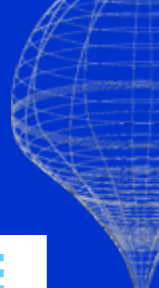
坂井 真一郎 准教授
 吉光 徹雄 准教授
 坂東 信尚 助教
 学生数名

略称: BOV
 (Balloon Operated Vehicle)

注: 但し気球飛行実験は公募式で、これに採択される必要がある

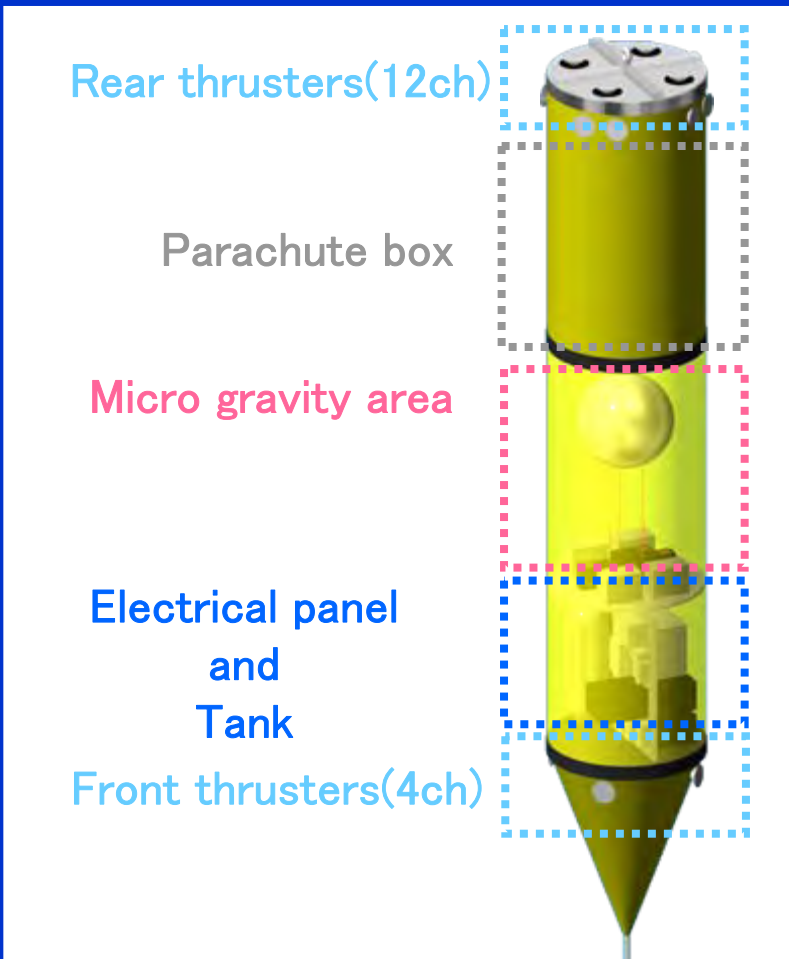
Shin-ichiro Sakai, ISAS/JAXA





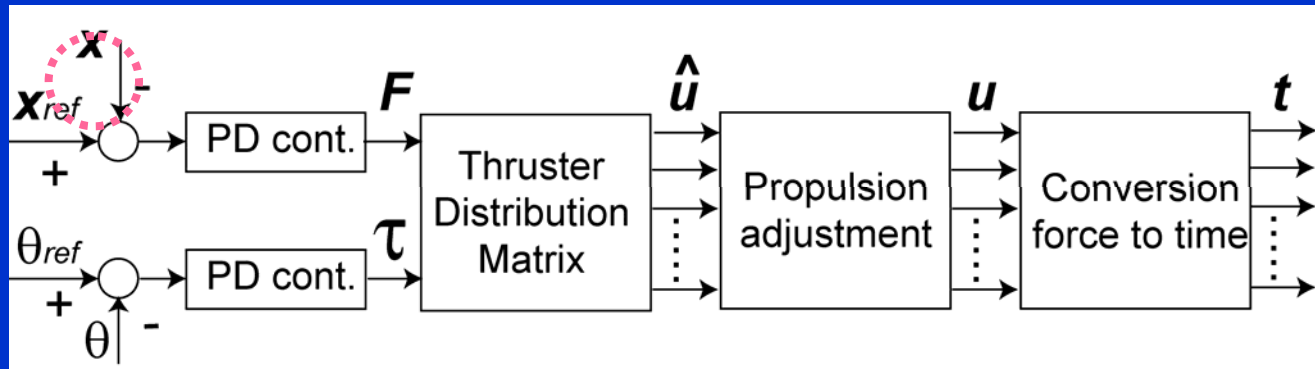
機体および電気・制御系の構成

全長	4 [m]
直径	0.55 [m]
重量	310 [kg]
制御	ドラッグフリー&姿勢制御
計算機	SH-4 / Compact-PCI Bus OS : RT-Linux
スラスタ	コールドガスジェット (高圧空気) 前部 4ch / 後部 12ch
センサ	レーザー変位計 4ch 光ファイバジャイロ 3ch
	加速度計 3ch / 圧力計 3ch / 温度計 16ch / GPS 他



Overview of BOV

制御系の概要(1) ~ 相対位置計測方法 ~



Block diagram of BOV's control system

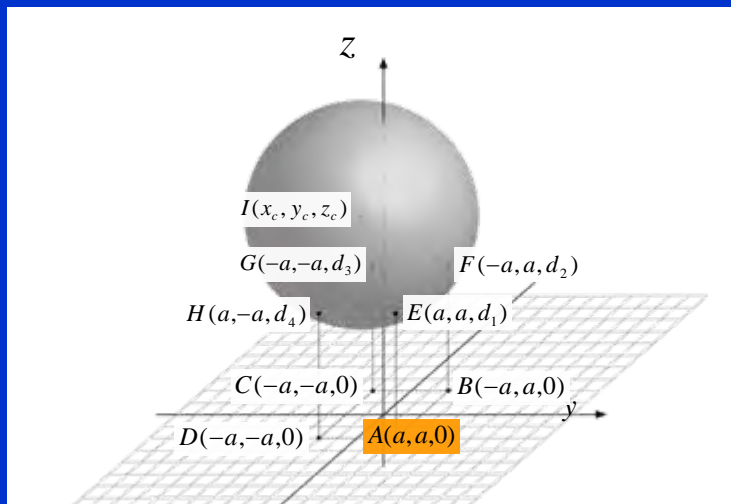
4つのレーザ変位計の計測値（距離）から、
中子の中心位置を求めるには？

$$r^2 = (x_c - a)^2 + (y_c - a)^2 + (z_c - d_1)^2$$

$$r^2 = (x_c + a)^2 + (y_c - a)^2 + (z_c - d_2)^2$$

$$r^2 = (x_c + a)^2 + (y_c + a)^2 + (z_c - d_3)^2$$

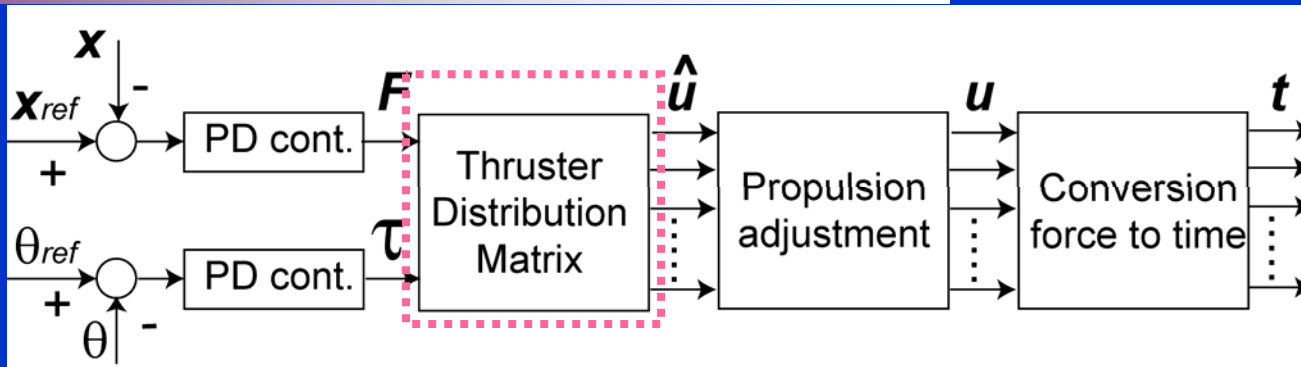
$$r^2 = (x_c - a)^2 + (y_c + a)^2 + (z_c - d_4)^2$$



Newton-Lapson法による
相対位置計算

対象が球殻なので、3つの距離情報
から相対位置(3次元)を把握できる

制御系の概要(2) カ・トルクからスラスト噴射量への変換



Thruster distribution matrix

Relation between input and output

$$\begin{pmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \\ T_x \\ T_y \\ T_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a_{1,1} & a_{1,2} & \cdots & a_{1,16} \\ a_{2,1} & a_{2,2} & & a_{2,16} \\ \vdots & & \ddots & \vdots \\ a_{6,1} & a_{6,2} & \cdots & a_{6,16} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \\ \vdots \\ u_{16} \end{pmatrix}$$

↓

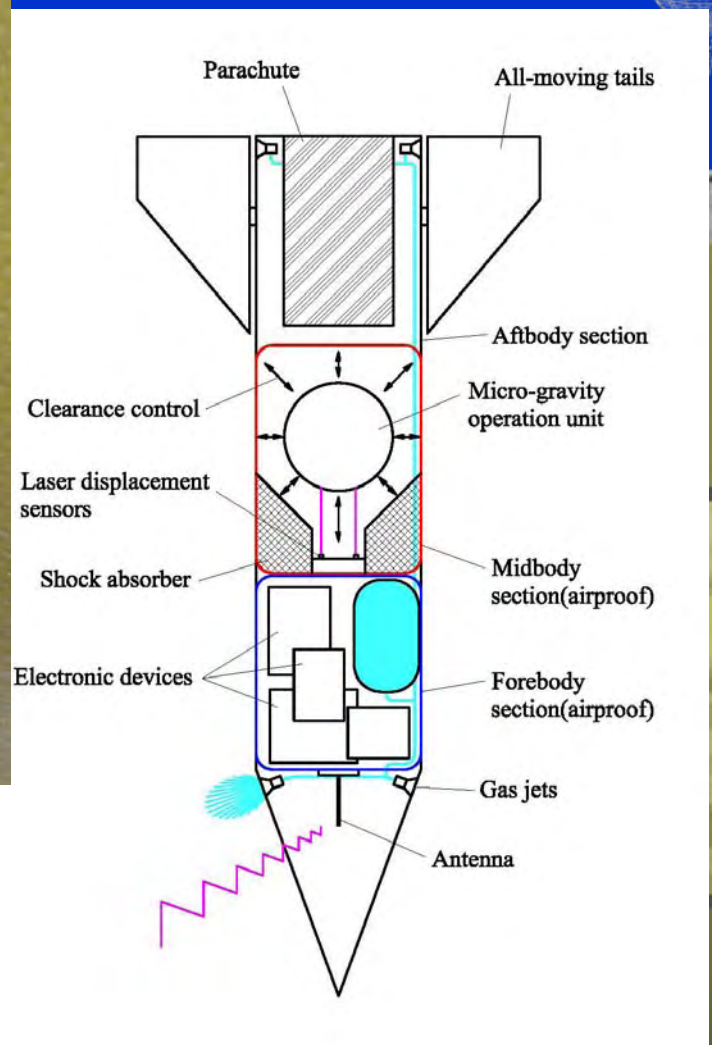
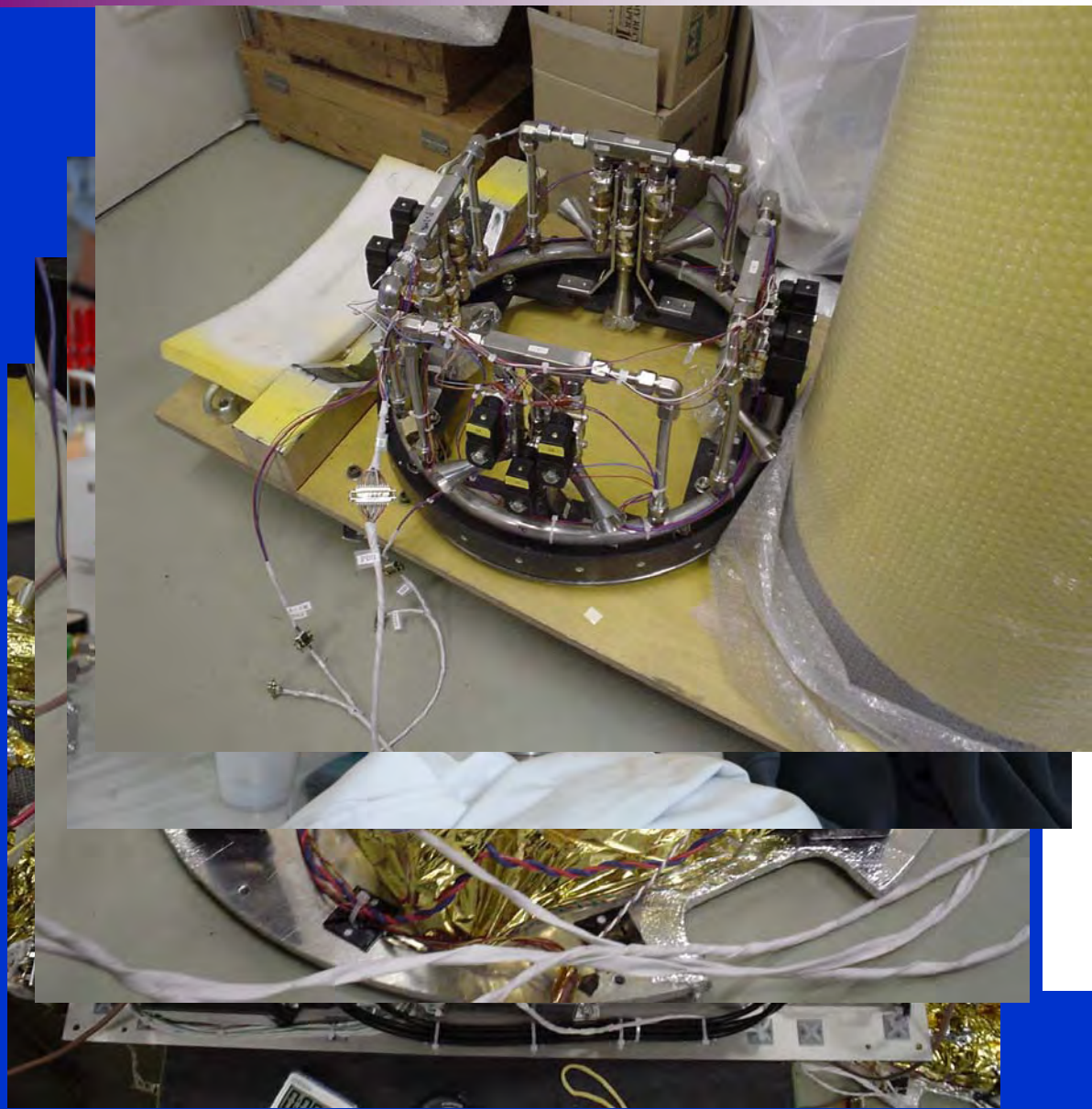
$$\mathbf{W} = \mathbf{A} \mathbf{U}$$

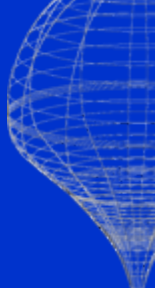
Pseudo-inverse matrix is utilized

$$\hat{\mathbf{U}} = \mathbf{A}^+ \mathbf{W}$$

$$\mathbf{A}^+ = \mathbf{A}^T (\mathbf{A} \mathbf{A}^T)^{-1}$$

電気・制御系の構成要素



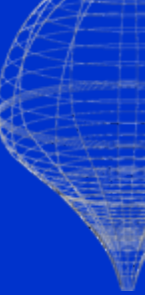


これまで実施した飛翔実験など(1)

- 2005.8
 - 三陸にて第一回の放球実験を目指すも、機体準備中にいくつかのトラブルがあり、また風の状況も悪く放球には至らなかった
- 2006.5
 - 初めて放球(三陸)。高度約40kmで分離、微小重力環境の実現に成功するも、機体の空力安定性および姿勢制御系の問題により、短時間に留まった。
 - 微小重力実験: 表面張力の異なる2液界面の挙動
- 2006.9
 - 風の状況が良くない中、放球にチャレンジするも放球作業中に気球が破損、実験には至らなかった(幸い機体は無事だった)

これまで実施した飛翔実験など(2)

- 2007.5
 - 三陸にて放球、新たに追加された尾翼および改良された制御系により、約30秒弱程度の微小重力環境の実現に成功。
 - 微小重力実験：線香花火の燃焼実験
- 2007.9
 - 三陸にて放球に臨むも、天候条件により断念
 - 微小重力実験：SWIM衛星ミッション部の動作検証
- 2009.5 << 次ページ以降で結果を紹介
 - 大樹町にて放球、約33秒程度の微小重力環境の実現に成功
 - 微小重力実験：シリコンオイル膜面挙動の観察





2009.5実験データの紹介 ～航跡データ～

01:53 機体電源投入 & 放球準備開始

02:23 放球台へ移動

06:05 放球

08:55 気球から分離、微小重力実験開始

35秒後 パラシュート(初段)放出

約20分後 海上着水

11:30頃 回収され実験所へ帰還
(以上全てJST, 2009/5/27)

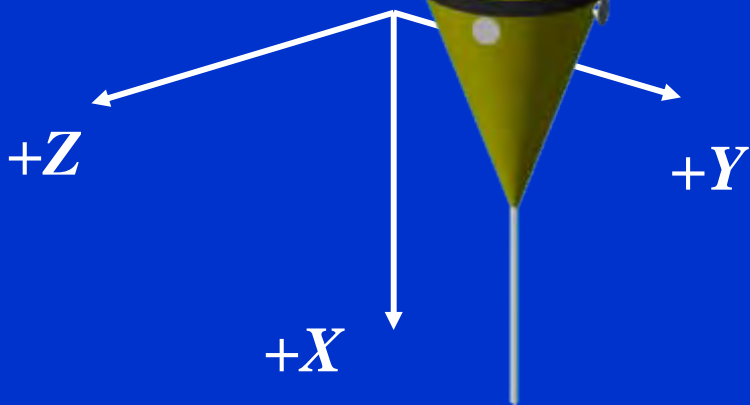


2009.5実験の結果概要 ～座標系

レーザー変位計x4による
3次元相対位置計測システム

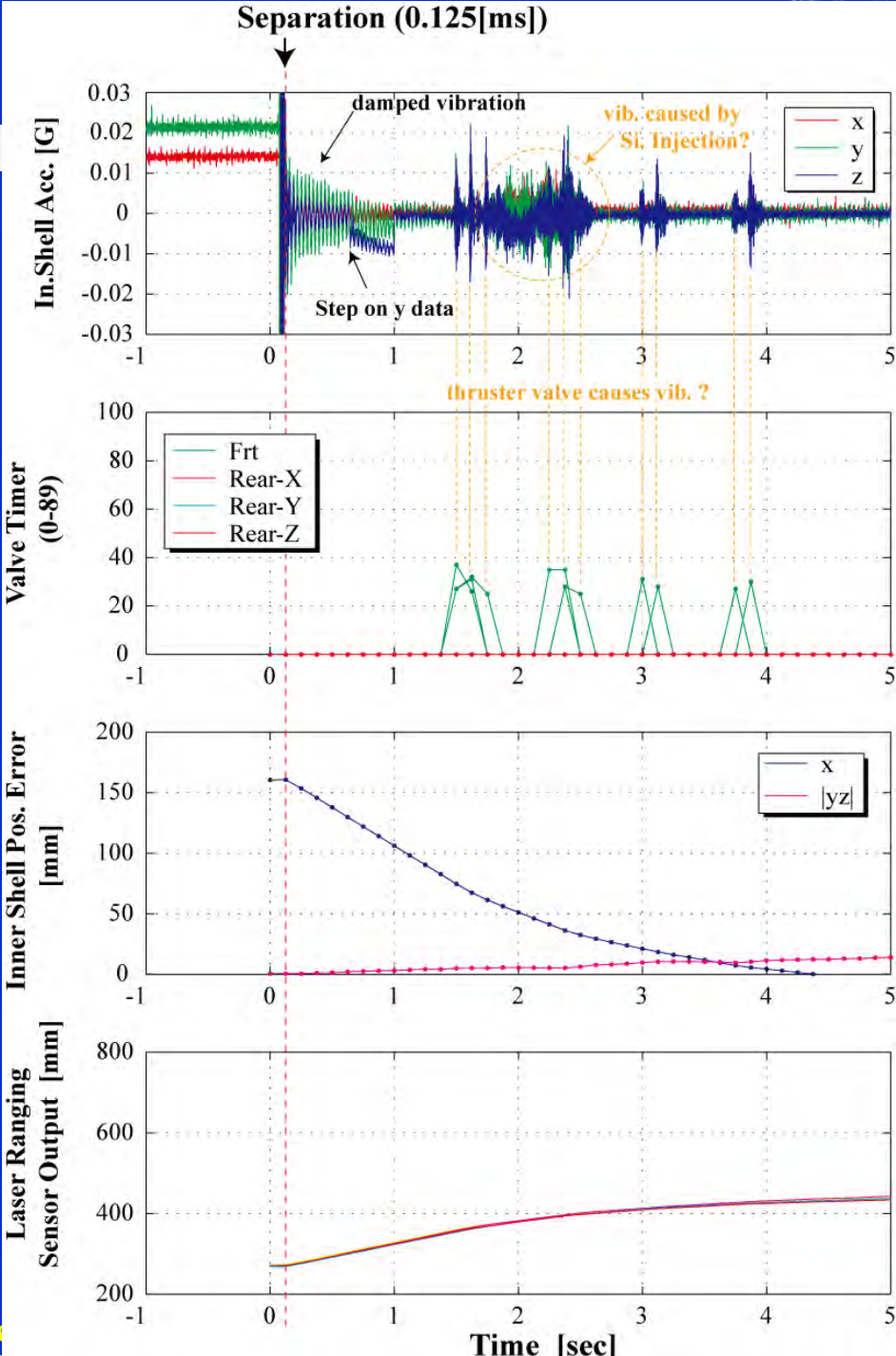
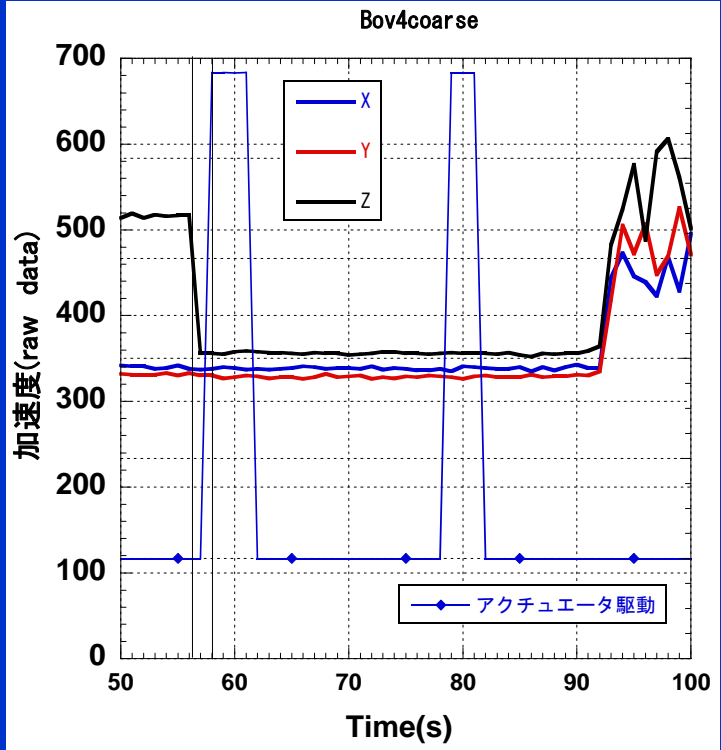
Fiber Optical Gyroによる
機体姿勢検出

レーザー変位計の
上面が $x = 0$



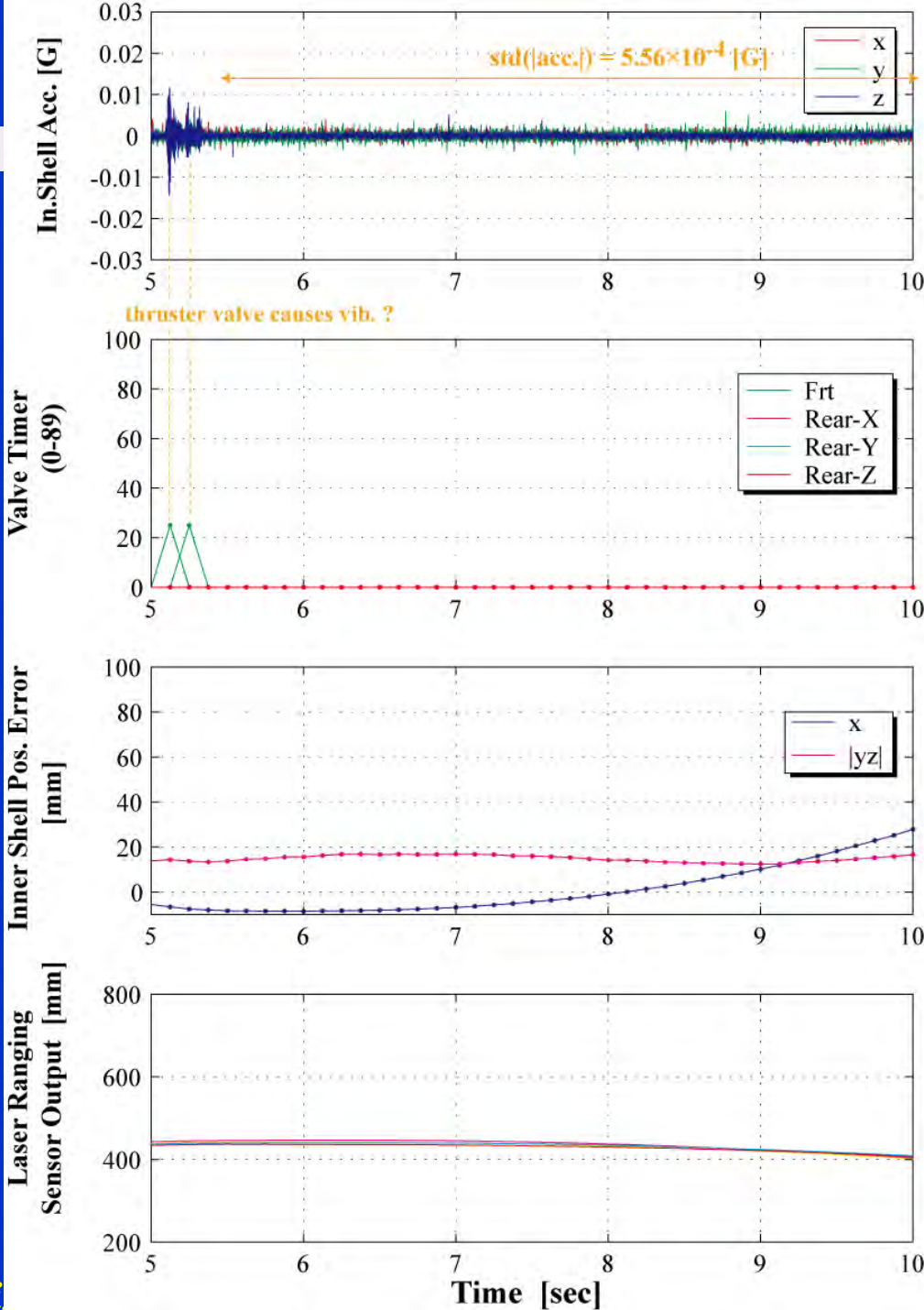
ドラッグフリー制御結果(1)

- 分離直後に加速度の振動、またステップ状の変動が見られる
- 2秒付近の振動は、シリコンオイル押し出しのアクチュエータ動作によるものか？



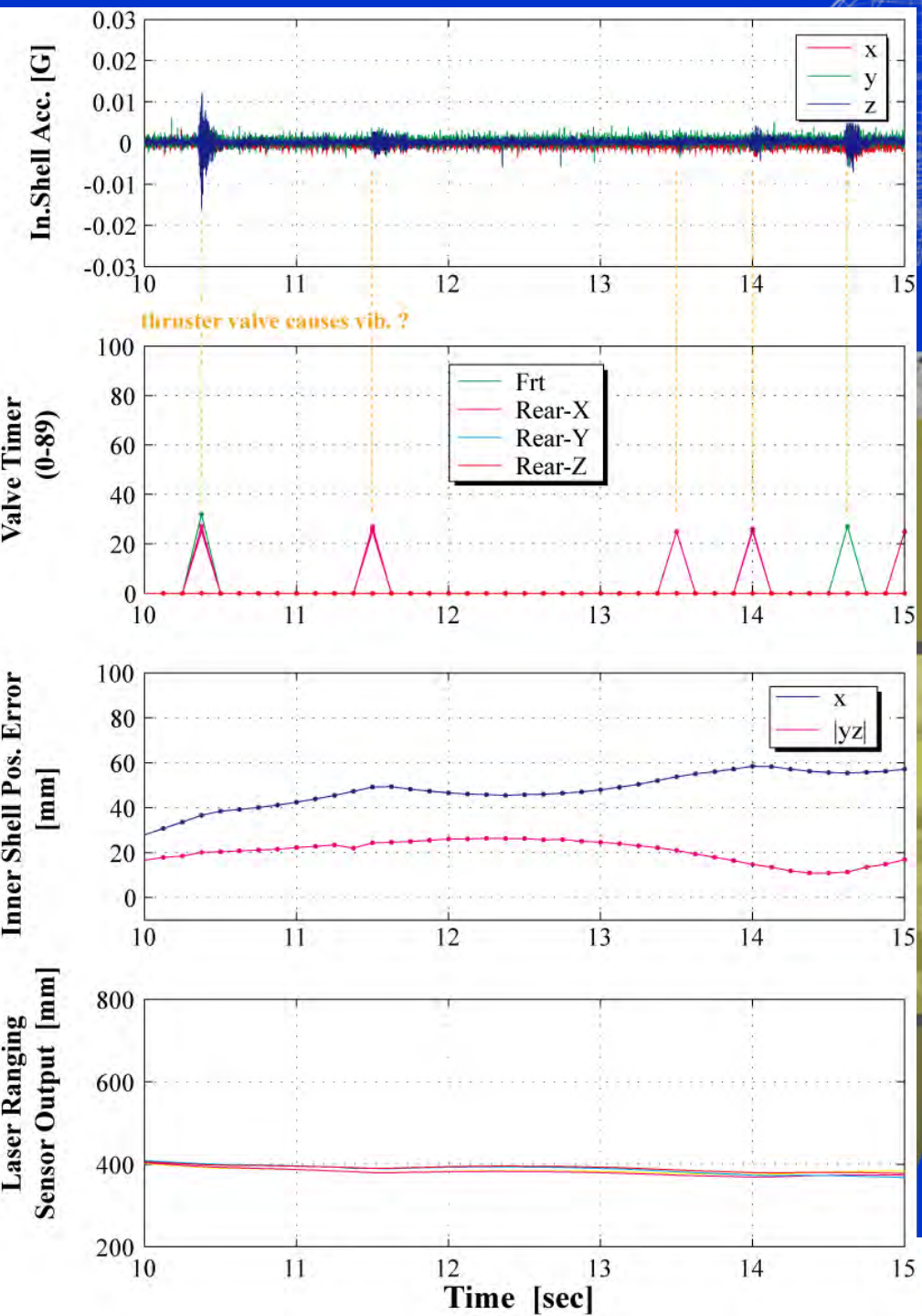
ドラッグフリー制御結果(2)

- スラスタ噴射も非常に少ない期間で、綺麗な加速度が得られている。
- スラスタ噴射のない期間で、加速度ノルムの標準分散を調べると、 $5.56 \times 10^{-4} [G]$ 程度。



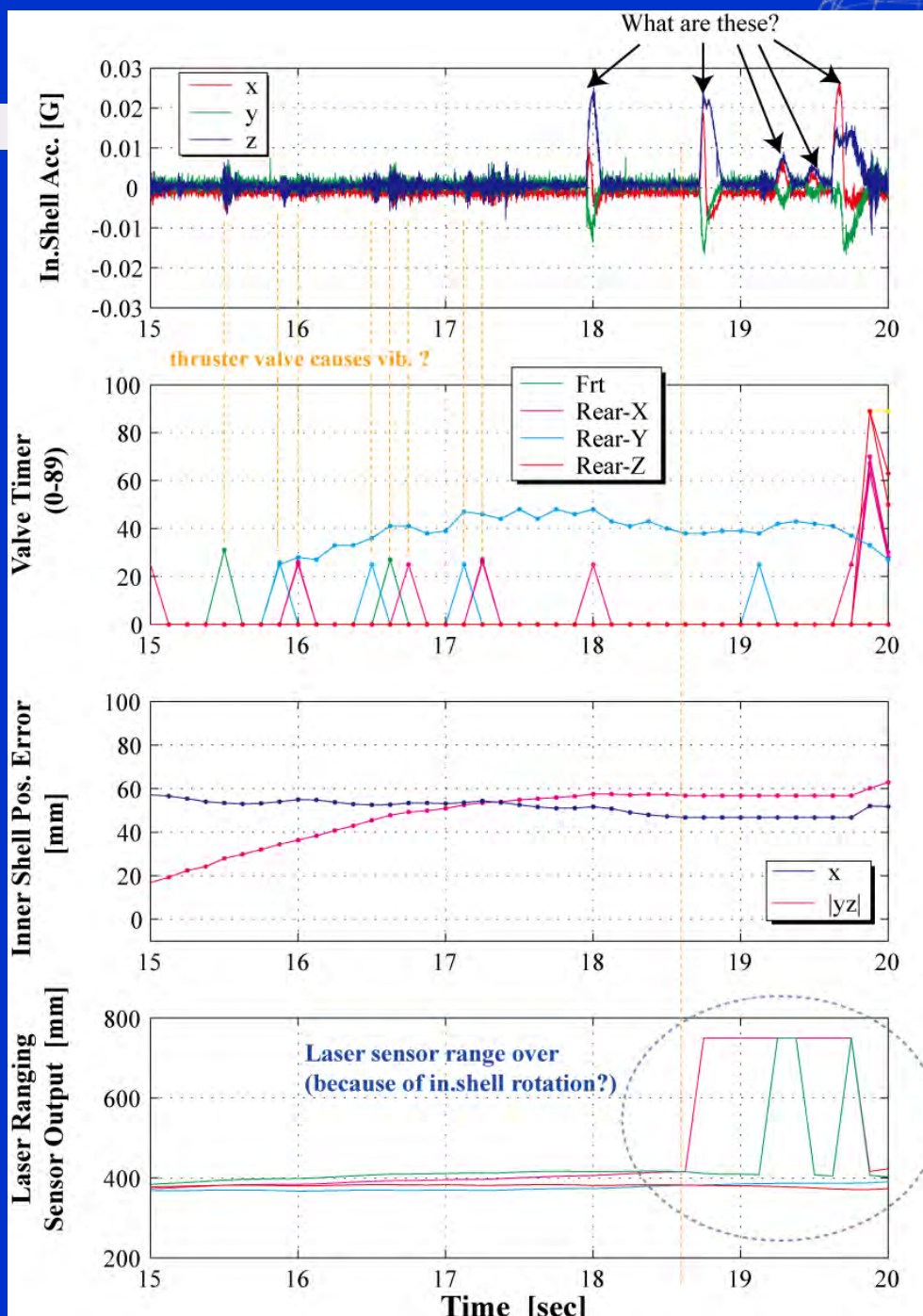
ドラッグフリー制御結果(3)

- スラスト噴射も比較的少ない期間で、綺麗な加速度が得られている。



ドラッグフリー制御結果(4)

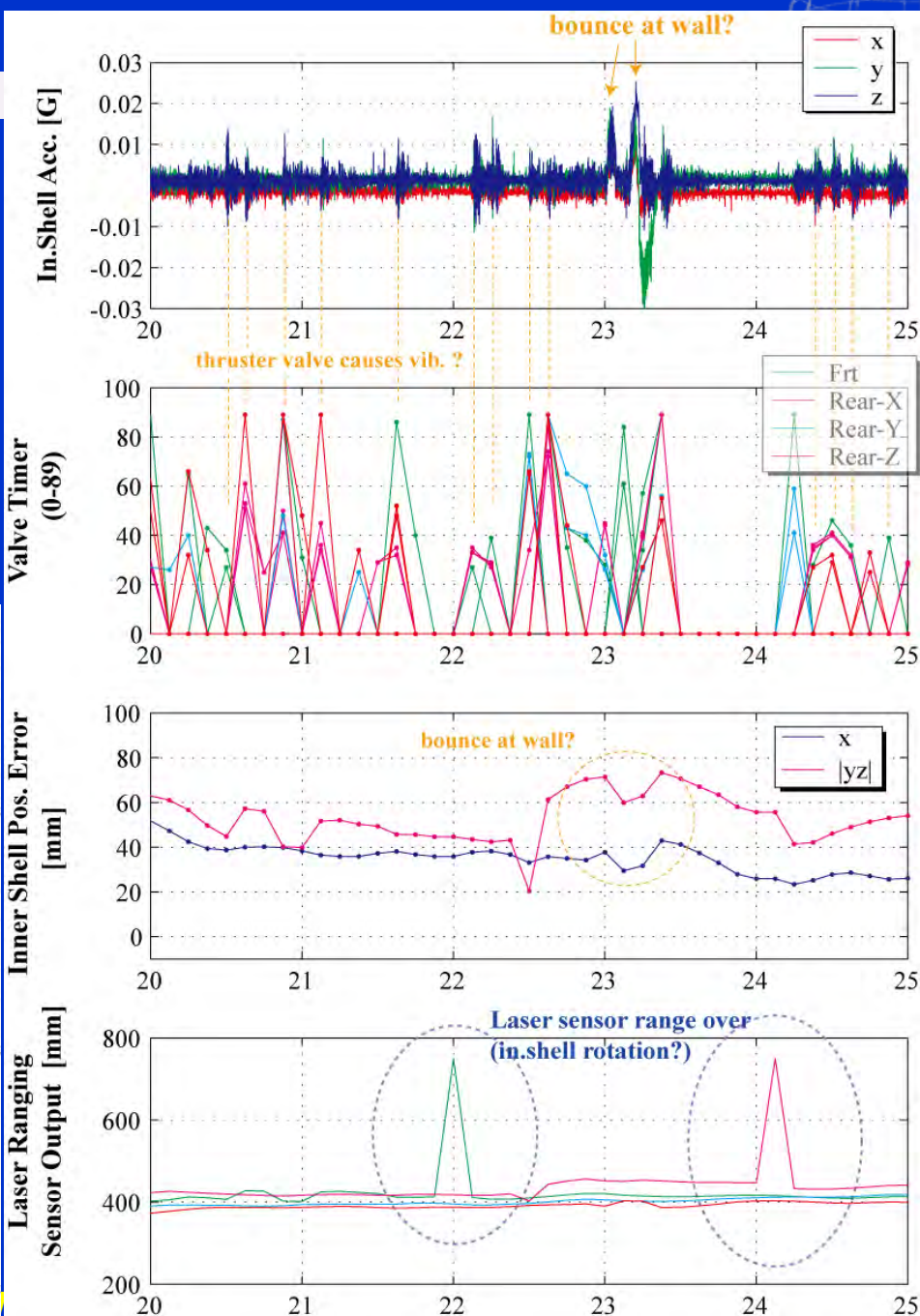
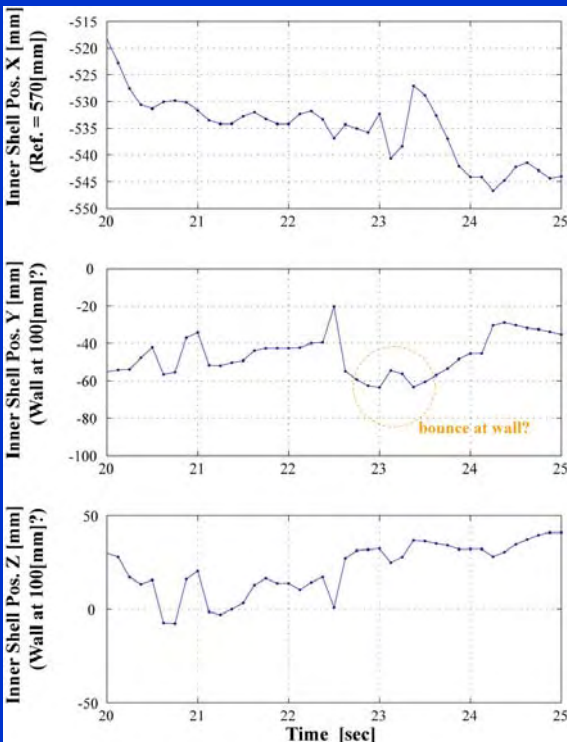
- 18-20秒の間に5回ほど、原因の特定できない大きな加速度を検出
- 18.7秒付近から19.8秒付近にかけて、レーザー変位計の値がレンジオーバーしている。恐らくは中子回転が原因と思われる。
- しかしながら18秒付近ではまだ正常に位置検出できており、また、この加速度の前後で中子位置にも特に変動が見られていない。よって、衝突とは考えにくい。
- 一方、18.7秒以降の4回については、この期間は中子位置を計測できていないため、衝突を否定する材料もない。



ドラッグフリー制御結果(5)

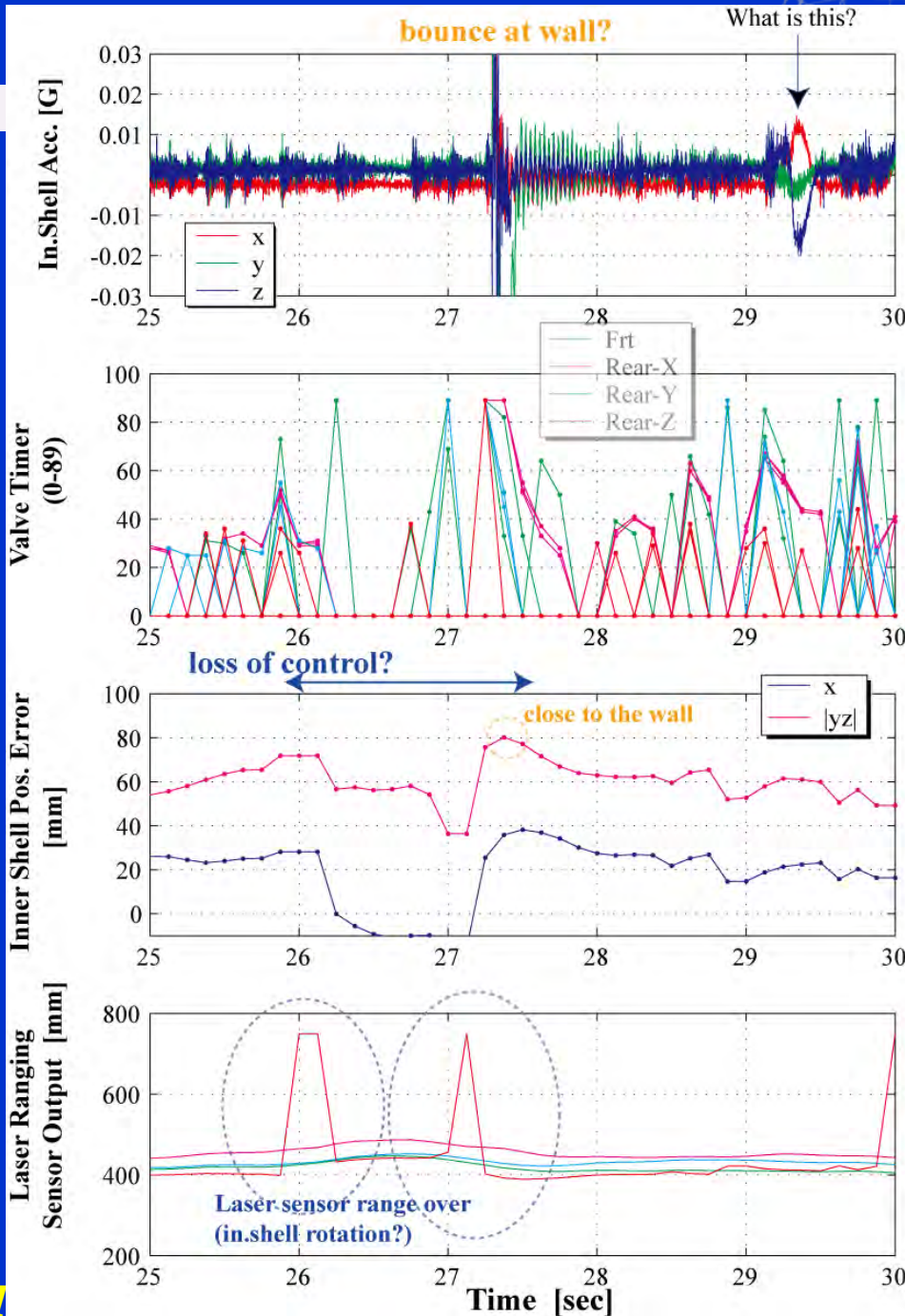
- 23.2秒付近で、大きな加速度を検出している。この時、中子位置には壁にあたって跳ね返ったともとれる挙動が記録されており、恐らくは壁への衝突が原因と思われる。
- 実際、この時点でYZ面内での中子重心位置は、中心から約8cm付近とみられており、壁に近いところにいたことになる(制御系設計時の指標は10cm)

- その原因であるが、22秒付近で再び中子位置計測ができてなくなり、これが原因となった可能性もある。



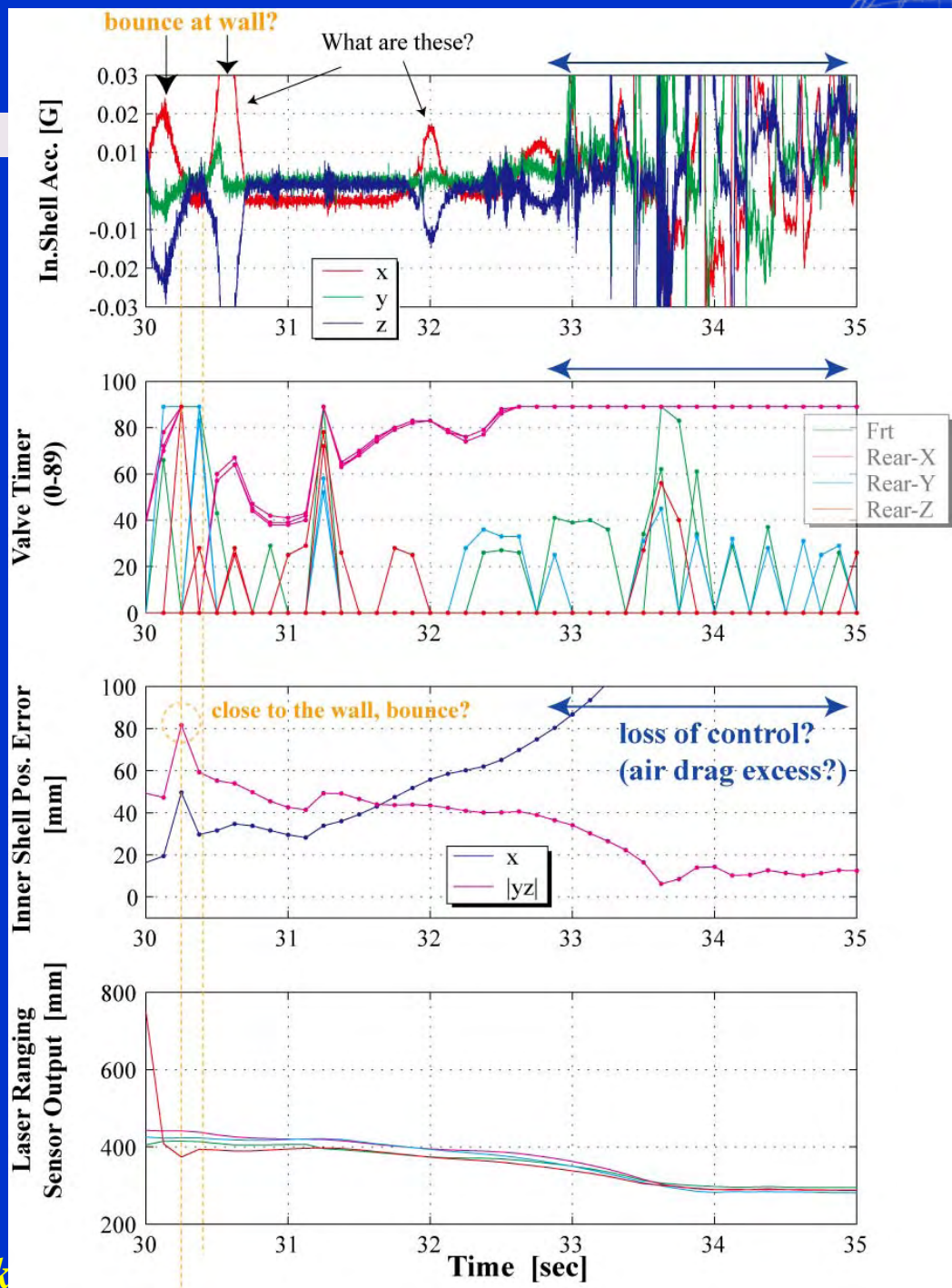
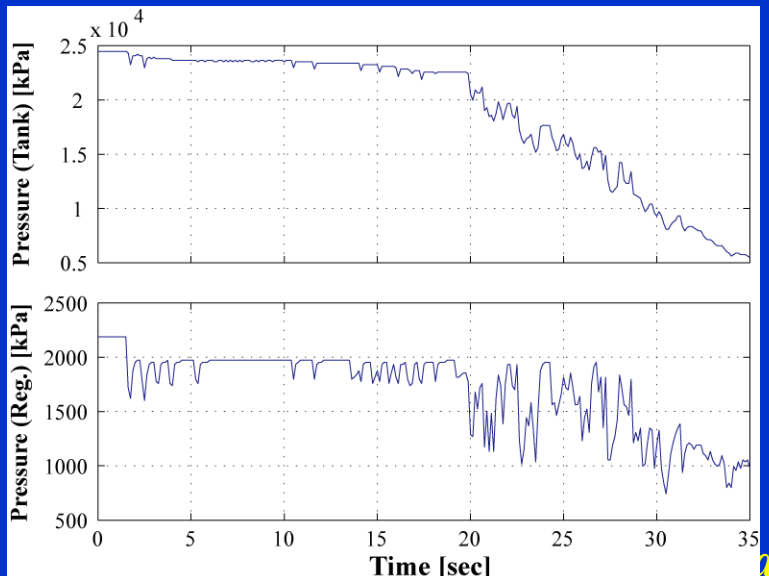
ドラッグフリー制御結果(6)

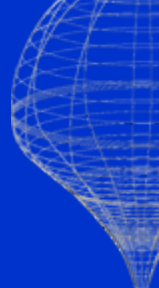
- 27.2秒付近で、非常に大きな加速度を検出している。この時、中子位置には壁にあたって跳ね返ったともとれる挙動が記録されており、恐らくは壁への衝突が原因と思われる。
- 実際、この時点でYZ面内での中子重心位置は、中心から約8cm付近とみられており、壁に近いところにいたことになる(制御系設計時の指標は10cm)
- その原因であるが、26秒付近で再び中子位置計測ができてなくなっており、これが原因となった可能性もある。



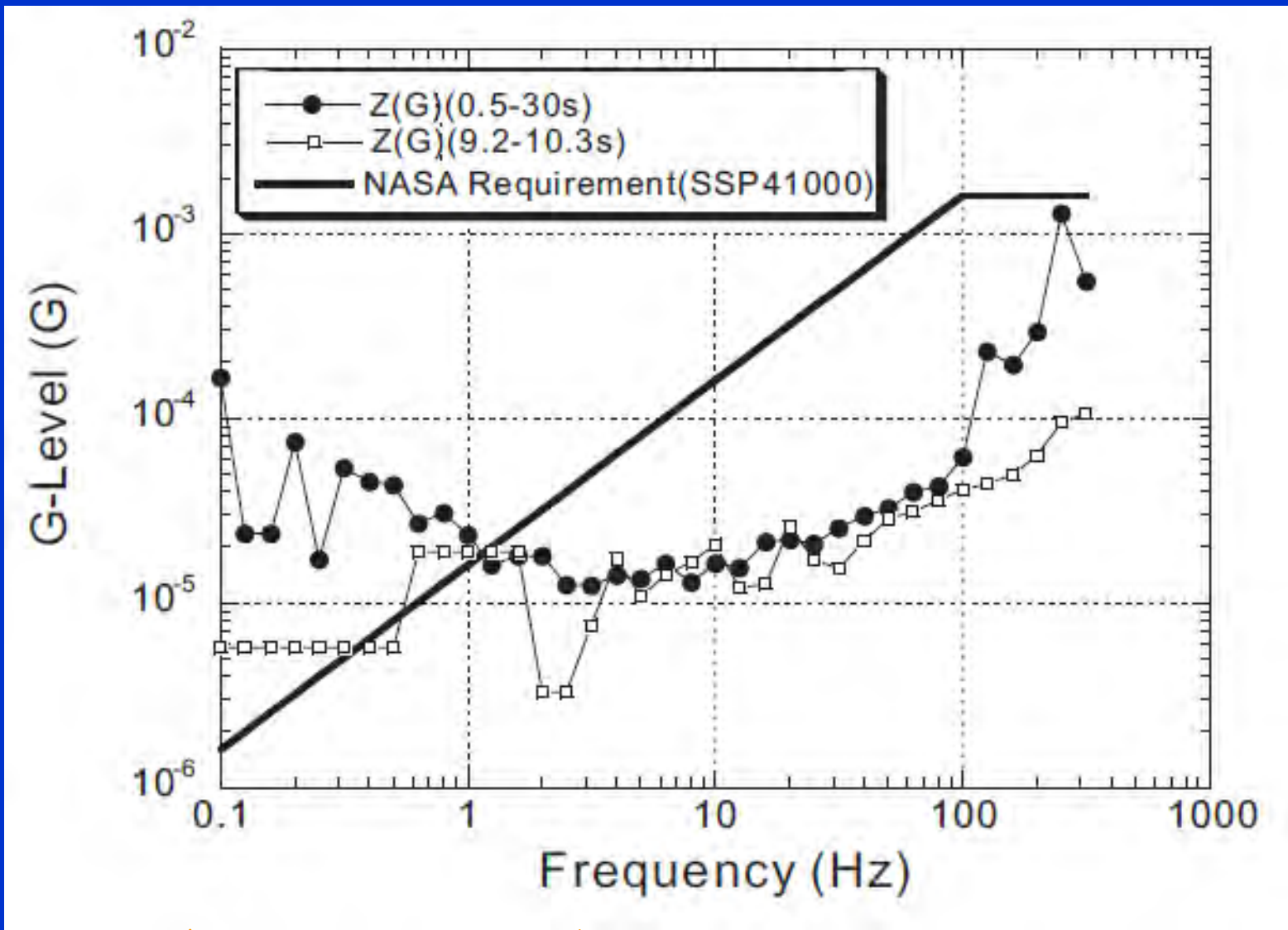
ドラッグフリー制御結果(7)

- 30.2秒付近で、再び衝突と思われる中子の挙動と、大きな加速度検出が見られている。一方、32秒付近には原因を特定できない大きな加速度が記録されている。30.5秒付近の加速度は、中子衝突であるようにも見えるし、そうでないようにも見える。
- 32.5秒以降、後方(Rear-X)スラストが全開となる。恐らくはこの辺りから推力が空気抵抗に打ち勝てなくなり、33秒以降は中子が着地した模様





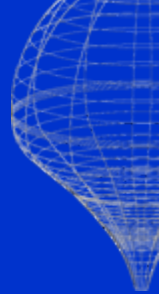
中子内の加速度計データ(周波数解析)



但しこのグラフのみ2007.5データ

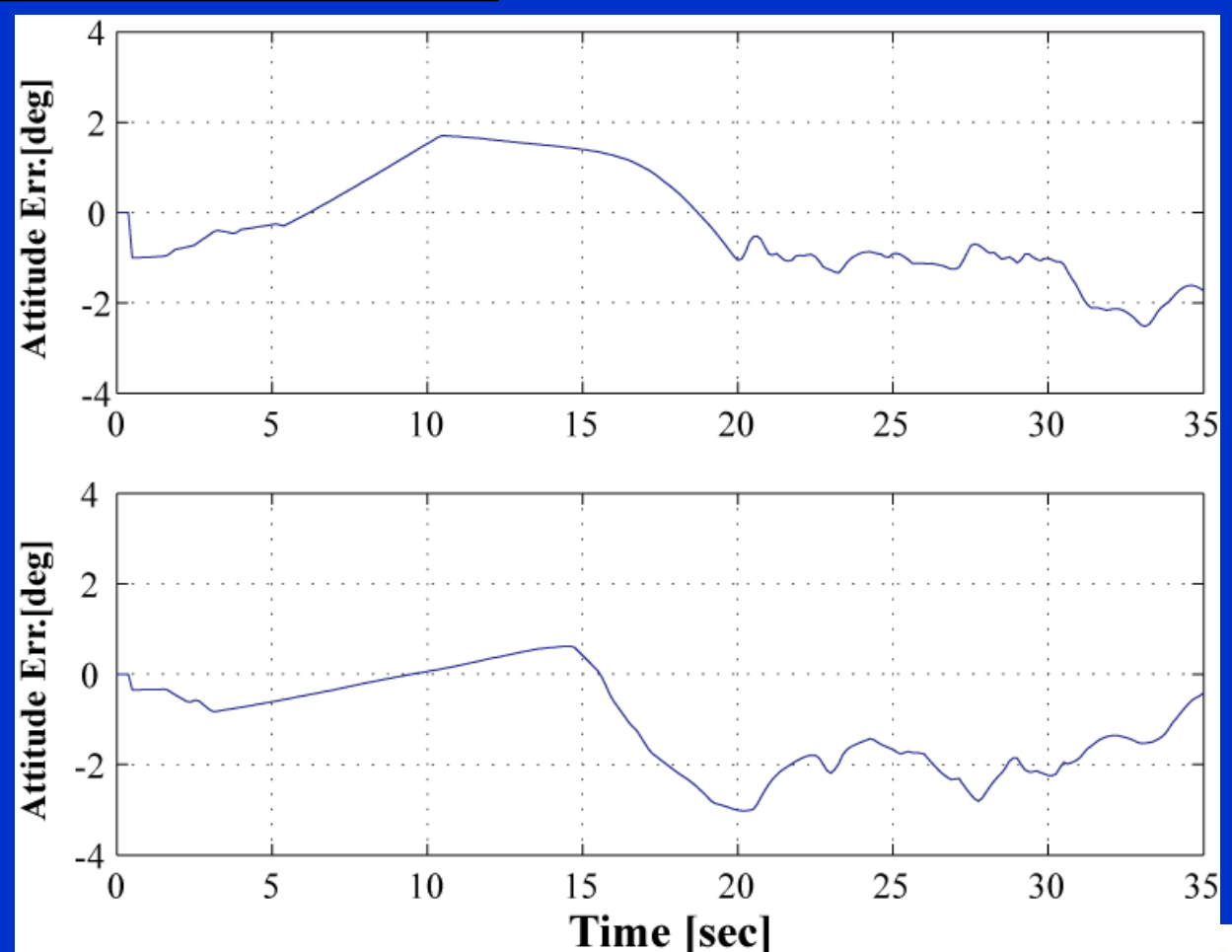
Shin-ichiro Sakai, ISAS/JAXA





姿勢制御結果

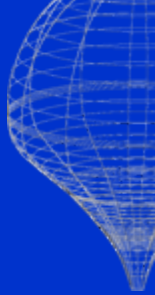
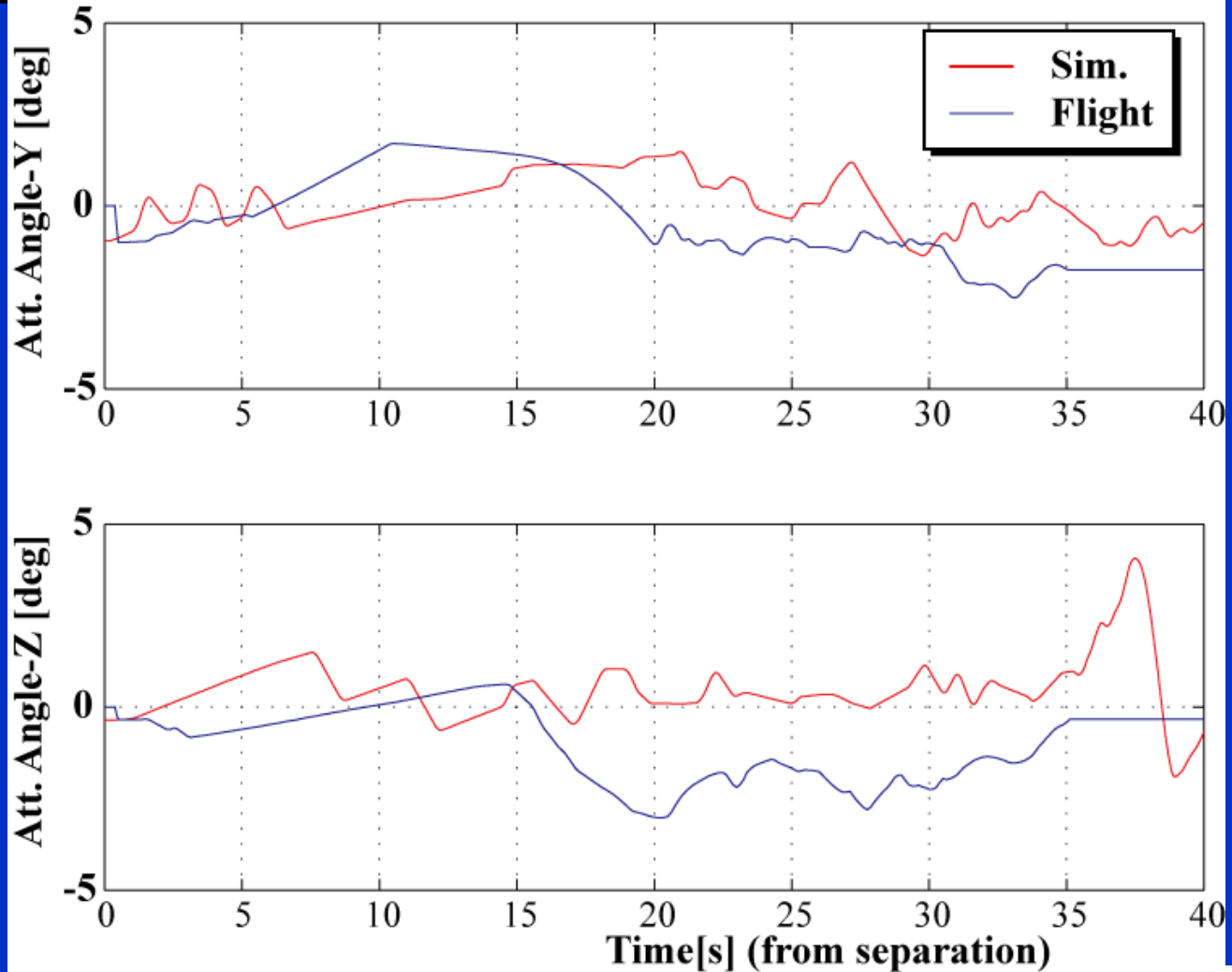
実験期間中、常に±3[deg]の範囲に制御されており、良好な応答

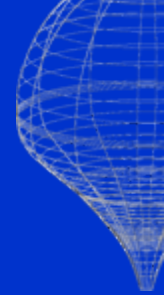


Control Results - シミュレーションとの比較 -

姿勢角の応答

厳密な一致はしていないが、傾向としては似た応答を示しており、変動幅もほぼ同レベル。

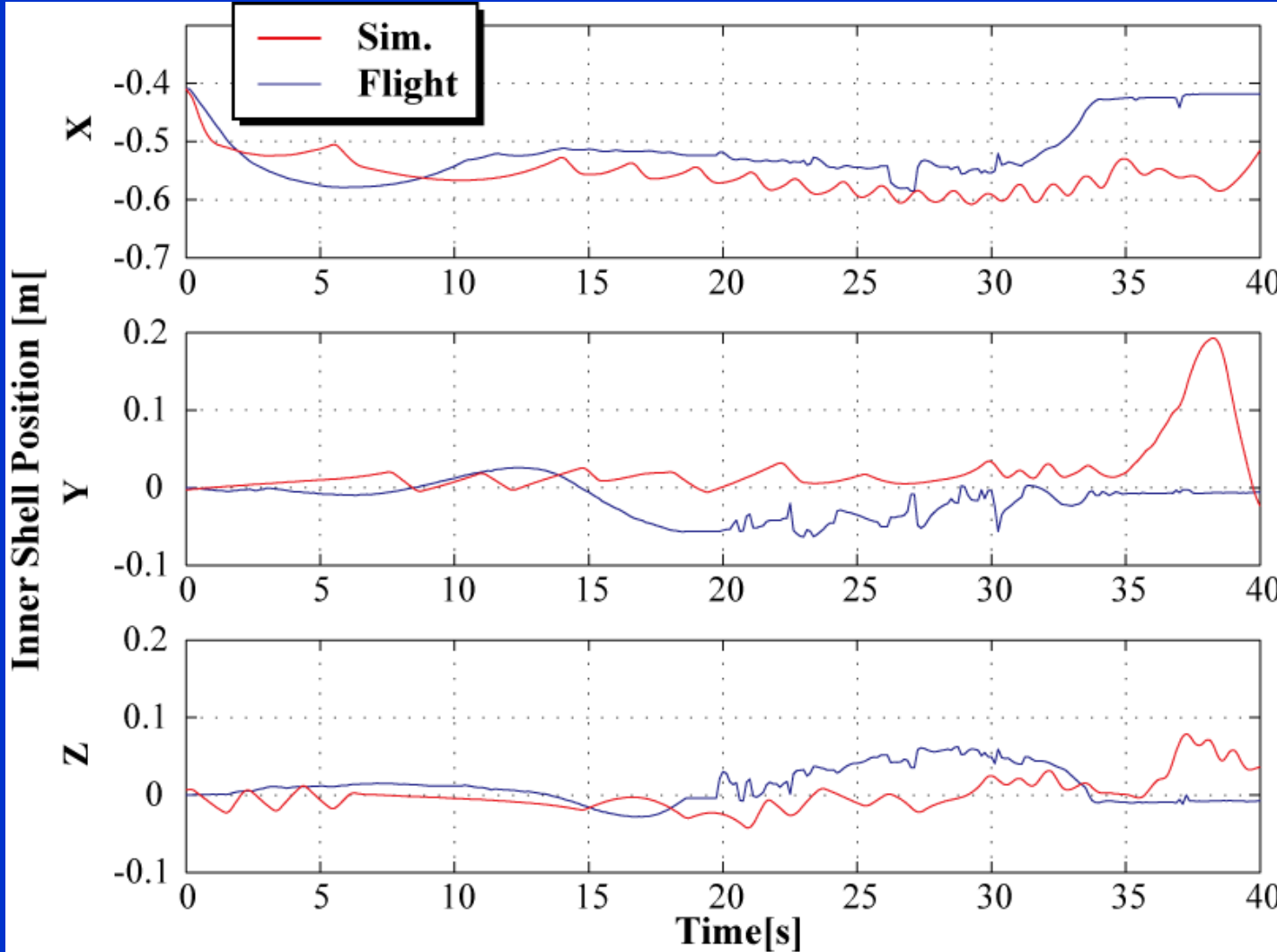




中子位置の応答

厳密な一致はしていないが、傾向としては似た応答を示しており、変動幅もほぼ同レベル。

但し、特にX軸方向の応答に見られる小振幅の振動が、やや気になる。



まとめ

- 高々度気球を用いて微小重力環境の実現したシステム開発および実験結果について紹介した。
- 最近2回の飛翔実験においてはいずれも、約30秒程度、 10^{-4} [G]程度の微小重力環境の実現に成功している。
- 微小重力実現の観点からの問題は、
 - 中子格納位置が真空ではないため、音響外乱の影響が見られる
 - 中子浮上時の初期角速度が想定より大きく、結果として相対距離計測に問題が生じている時期が見られる

BOVの今後

- 科研費は既に終了している。
- 一方で、これらの実験結果などを受けて、このシステムを将来的に使いたいという話も持ち上がっている。
- 具体的には、ひとつは継続的に実施可能な微小重力環境実験用のインフラとしての利用。このため、低コスト化・低作業負荷化などのために、システムを若干簡略にしたシステムを検討している(やや微小重力の程度は悪化する)
- もう一つは、推進系の飛翔実験用装置としての利用が検討されている。具体的には...

超音速飛行および空気吸い込み式エンジン(ATR)の 燃焼実験

