

ISSN 0389-4010  
UDC 62-551.454  
629.7.012.16  
629.785:523.3

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1418

SELENE の月着陸時動特性を模擬する  
地上飛行試験装置の制御系に関する研究

濱田吉郎, 二宮哲次郎, 山口 功  
佐々修一, 板垣春昭, 河野 充

2000 年 12 月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# SELENEの月着陸時動特性を模擬する 地上飛行試験装置の制御系に関する研究\*

濱田 吉郎<sup>\*1</sup> 二宮 哲次郎<sup>\*1</sup> 山口 功<sup>\*2</sup> 佐々 修一<sup>\*1</sup>  
板垣 春昭<sup>\*3</sup> 河野 充<sup>\*4</sup>

## A Study on the SELENE Model-Following Control System Using the Flying Test Bed\*

Yoshiro HAMADA<sup>\*1</sup> Tetsujiro NINOMIYA<sup>\*1</sup> Isao YAMAGUCHI<sup>\*2</sup> Shuichi SASA<sup>\*1</sup>  
Haruaki ITAGAKI<sup>\*3</sup> Mitsuru KOUNO<sup>\*4</sup>

### Abstract

The SELENE (SELenological and ENgineering Explorer) mission is scheduled for launch in 2003 and will make a soft-landing on the lunar surface in 2004, a year after reaching an orbit around the moon. The flying test bed (FTB) was developed for preliminary terrestrial landing experiments, and the first flight experiment completed at the end of FY 1999. The aim of this experiment was validation of the FTB flight system as a whole. Other experiments are planned to validate the effectiveness of SELENE onboard hardware, such as sensor systems, and softwares for control systems. In order to test these systems, the FTB should have the same dynamic characteristics as the SELENE. In this paper we are concerned with the controller of the FTB, which enables the FTB to follow the SELENE model. Some simulations are provided to show the effectiveness of the proposed system to follow the SELENE model. A dynamical closed loop test designed to validate the SELENE onboard attitude and orbit control system is also simulated using this system.

### 概要

月探査周回衛星 (SELENE: SELenological and ENgineering Explorer) プロジェクトでは、2003年に衛星を打ち上げ、月周回軌道到達1年後(2004年)に月面への軟着陸を行なう予定である。実際の月面軟着陸に先立つ試験のために、ジェットエンジンを用いた地上飛行試験装置 (FTB: Flying Test Bed) が開発され、1999年度末にはその単体飛行試験が行なわれた。今後はSELENEに搭載されるセンサ系・制御系などの、軟着陸モジュール各構成要素の、FTBによる機能確認試験が予定されている。月面軟着陸時の各要素の機能を評価するためには、FTBにSELENEの軟着陸時の動特性を模擬させた上で、SELENEの各構成要素をFTBに搭載して試験を行なうことが望ましい。そこで本研究では、FTBを用いてSELENEの動特性を模擬する制御系の検討を行なう。FTB本体の飛行制御系の制御アルゴリズムを改修することで、FTBの状態変数をSELENE月面軟着陸時の状態量に追従させる制御系が実現できることを示す。シミュレーションを行ない、本方式による動特性模擬の有効性を確認した。またSELENEの飛行制御アルゴリズムを検証するために予定されている、FTBにSELENEの制御系を搭載して飛行を行なう「閉ループ総合試験」についても、本方式を用いた場合のシミュレーションを行なった。

\*平成12年9月18日受付 (received 18 September 2000)

\*<sup>1</sup>飛行システム総合研究グループ (Flight Systems Research Center)

\*<sup>2</sup>構造研究部 (Structures Division)

\*<sup>3</sup>宇宙開発事業団 (National Space Development Agency of Japan)

\*<sup>4</sup>富士重工株式会社 (Fuji Heavy Industries LTD.)

## 1 はじめに

2003 年打ち上げを目指す「月探査周回衛星 (SELENE: SELEnological and ENgineering Explorer) 計画」は、月科学に必要なデータ取得と、将来の月探査に必要な技術開発を行なうことを目的としている<sup>1)</sup>。この衛星は周回衛星、リレー衛星、及び推進モジュールで構成される。推進モジュールは月周回軌道到達 1 年後 (2004 年) に、月面への軟着陸を行なう予定である (図 1 左)<sup>1)</sup>。SELENE 推進モジュールは、慣性航法装置 (IMU: Inertial Measurement Unit)・電波高度/速度計 (RA/RV: Radio Altimeter/Radio Velocimeter)・制御用電子回路 (AOCE: Altitude and Orbit Control Electronics) から構成される姿勢軌道制御系 (AOCS: Altitude and Orbit Control Electronics) によって制御される (図 1 右)。推進モジュールの航法・誘導・制御系は、AOCE に組み込まれたソフトウェアによって実現されている。

上記の推進モジュール各構成要素の機能を評価するために、ジェットエンジンを用いた地上飛行試験装置 (FTB: Flying Test Bed) による地上軟着陸実験が計画されている。FTB は 1999 年度に完成し、年度末から FTB 自身の飛行性能を確認するための試験が開始されている。この試験の終了後、RA/RV などの SELENE 用センサなどを FTB に搭載し、その単体の機能確認試験が行なわれる。FTB には主推力としてのジェットエンジンと、姿勢制御用として 12 個のリアクション・コントロール・システム (RCS: Reaction Control System) が装備される。また FTB は、飛行制御装置 (FCE: Flight Control Electronics) と呼ばれる航法・誘導・制御系を有し、あらかじめ入力された飛行プログラムに応じて、自力で飛行することができる。RA/RV の単体機能試験では、実際の月着陸の軌道を模した飛行プロファイルを FCE に入力し、RA/RV を搭載した状態で FTB を飛行させて、所定の高度での機能評価を行なう予定である。

上記の単体機能試験終了後、センサ及び AOCE を含めた、AOCS の総合的な機能試験として、FCE の代わりに AOCS と FTB で閉ループ系を構成し実際に飛行させる、動的閉ループ飛行試験 (DCLT: Dynamical Closed Loop Test) を行なうことが当初計画されていた。しかしこの方法では、実際には SELENE と FTB の間には動特性に大きな差があるため、単純に FTB と AOCS で閉ループを組んで飛行させるだけでは、「SELENE の」AOCS の評価という意味では不完全である。また、FTB が大気中を地上へ向けて降下するの

に対して、SELENE は真空中を地上の約 1/6 の重力下で降下する。つまり両者の間には動特性の差だけでなく、運動環境の違いも存在している。FTB で AOCS を正確に評価するためには、単純に両者を合わせて閉ループを組むのではなく、これらの差異を何らかの方法で吸収した上で、閉ループ試験を行なう必要がある。

そこで本研究では、FTB と SELENE の間の動特性及び運動環境の差異を吸収し、FTB に SELENE の月面着陸時の運動を模擬させるための制御系を提案する。FTB の飛行制御系である FCE の制御系を改修することで、姿勢・加速度などの FTB の状態変数を、SELENE の月面着陸時の状態量に追従させる制御系が実現できる。この改修された FCE で制御される FTB は、SELENE の動特性及び運動環境を模擬しているので、上述の差異は吸収されたことになる。つまり、改修された FCE で制御される FTB と AOCS を用いて DCLT を行なうことで、より正確な AOCS の評価が期待できる。提案する制御系を用いた場合の、DCLT の安定性についても検証し、シミュレーションで本方式の有効性を確認する。

## Notation

変数 :

$m$	FTB 重量 (ジェットエンジン燃料を含む)
$x, y, h$	(慣性座標での)FTB の位置及び高度
$v_x, v_y, v_z$	(物体座標での)FTB 速度
$\omega_1, \omega_2, \omega_3$	FTB のロール, ピッチ, ヨー角速度
$\theta_1, \theta_2, \theta_3$	FTB 姿勢角
$q_1, q_2, q_3, q_4$	FTB のクォータニオン (姿勢を表現する量)
$F_1, F_2, F_3$	大気による外力
$M_1, M_2, M_3$	大気による外乱トルク
$N, w_f, T_J$	ジェットエンジンのローター回転速度, 燃料流量, 推力
$T_r, T_p, T_y$	各軸周り回転のための RCS 推力
$\rho$	大気密度
$Q$	動圧 ( $= \frac{1}{2} \rho (v_x^2 + v_y^2 + v_z^2)$ )
$C_x, C_y, C_z$	FTB の空気力係数

<sup>1)</sup>本レポートは、1998 年度の SELENE 計画に基づいている。スケジュールや衛星の構成等は今後変更されることがある。

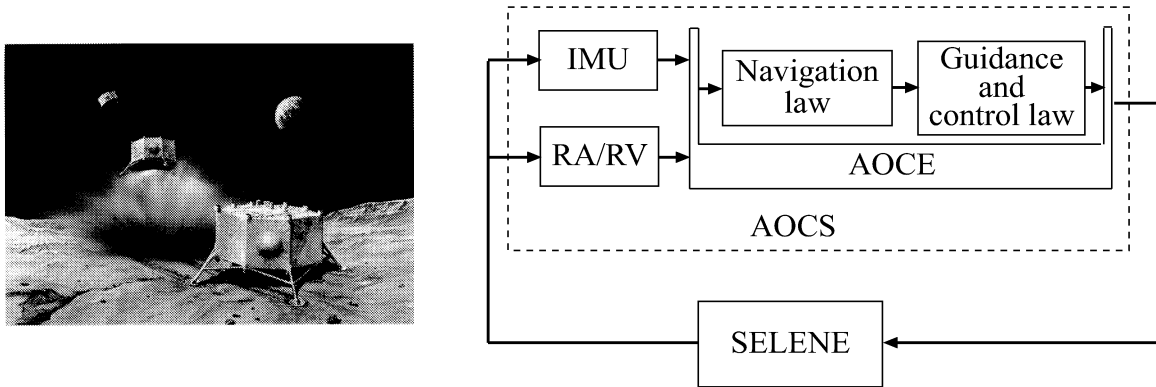


図 1. SELENE の推進モジュール (左) と、そのブロック図 (右)。

$C_l, C_m, C_n$  FTB のモーメント係数

定数：

(値は富士重工業株式会社による 1997 年度報告書を参考にした)

$I_r, I_p, I_y$  FTB 慣性能率  
(= [167, 167, 267][kg·m<sup>2</sup>])

$l$  RCS のモーメントアーム長  
(= 1[m])

$I_R$  ジェットエンジンローターの慣性能率  
(=  $1.855 \times 10^{-3}$ [kg·m<sup>2</sup>])

$S$  FTB 代表面積 (= 4[m<sup>2</sup>])

$\bar{c}$  FTB 代表長さ (= 2[m])

$K_1, K_2$  燃料制御系、及びジェットエンジンのゲイン ( $K_1 = 3.788 \times 10^{-5}, K_2 = \frac{1}{K_1}$ )

$T_f$  燃料制御系の時定数 (= 0.05[sec.])

$T_{J/E}, T_{RCS}$  ジェットエンジン、及び RCS の時定数  
(= [0.5, 0.03][sec.])

$T_{N/F}$  ジェットエンジンのローター回転速度から推力までの時定数 (= 0.05[sec.])

$N_{\max}$  ジェットエンジンのローター最大回転速度  
(=  $4.4 \times 10^3$ )

$T_{\{r,p,y\}\max}$  RCS の最大推力 (= [44.5, 44.5, 23.2][N])

$L_f, L_a$  FCE 及び AOCE の演算時間遅れ  
(= [0.05, 0.05][sec.])

$g$  重力加速度 (9.8[m/sec.<sup>2</sup>])

## 2 閉ループ飛行試験の意義

具体的な検討に入る前に、ここでは SELENE 動特性模擬による DCLT の意義について述べる。以下、SELENE と搭載センサのダイナミクスを計算機で代用して、AOCE の機能を閉ループで確認する静的閉ループ試験 (SCLT: Statical Closed Loop Test) と、当初予定されていた、動特性模擬を行わない FTB による DCLT との比較を行ないつつ、今回提案する DCLT の意義を明らかにする。

### 2.1 「動的な」閉ループで試験を行なう意義

図 2 は、ここで提案する DCLT と、SCLT とを比較した図である。SCLT は、SELENE 及び搭載センサを計算機上の数学モデルで実現し、AOCE を計算機と閉ループ接続してシミュレーションを行ない、AOCE のソフトとしての機能を確認する試験である。図 2 左の点線部内側が、計算機内部で処理される部分であり、外側が実際のもの (実際の SELENE で使用されるもの) を用いた部分である。

それに対して、動特性模擬による DCLT (図 2 右) では、FTB で実現される SELENE モデルこそ実際の SELENE そのものではないが、センサ部分は SELENE に搭載されるハードウェアを用いることができる。SCLT と比較して、実際のハードウェアを使える部分が多いため、実証主義の観点から、動的な閉ループ試験には意義があると言える。

### 2.2 「動特性を模擬させて」閉ループ試験を行なう意義

他に DCLT の実施方法としては、SELENE の AOCS を FTB に搭載し、動特性模擬をせず直接 FTB を制

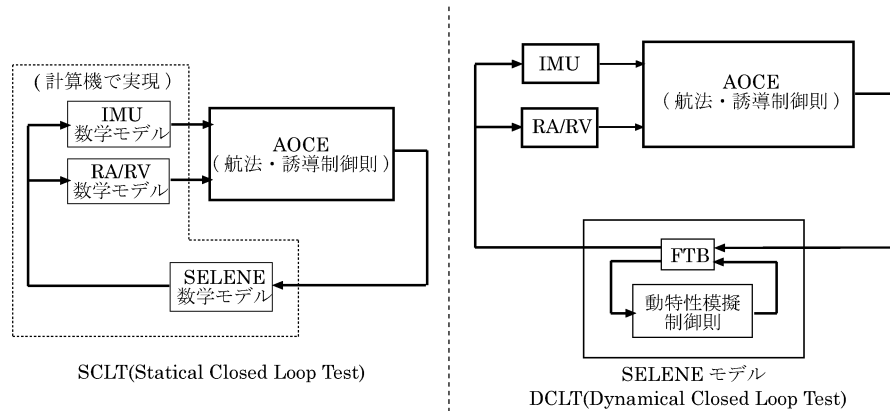


図 2. SCLT と DCLT の比較。ここで提案する DCLT では実センサも含めた検証が可能である。

御することが考えられる。

この場合、SELENE の月面軟着陸用にソフトウェアのパラメータがチューニングされている AOCE を、そのまま FTB の制御に用いると、制御対象の特性の差異により閉ループ系が不安定になるなどの不具合が生じる可能性がある。それを回避するために、AOCE 搭載ソフトウェアのパラメータを FTB の地上軟着陸用に変更する必要があるが、変更した AOCE で閉ループ試験を行なったとしても、そこで検証できるのはあくまでも FTB 用に改修した AOCE でしかなく、SELENE 月面軟着陸用 AOCE の検証としての意義は薄くなってしまふ。

また、人工衛星の DCLT のように、三軸テーブルに IMU と AOCE を載せ、SELENE のダイナミクスを計算機で代用することで、動的な閉ループを組んで試験をすることも考えられる。この方法では三軸の模擬ができ、IMU と姿勢制御系の確認はできるものの、並進運動のセンサである RA/RV の検証や、並進運動の制御則の確認を行なうことはできない。

それに対して、我々が提案する動特性模擬による DCLT では、AOCE を FTB に合わせるのではなく、FTB の動特性を月環境下での SELENE に合わせるので、基本的には AOCE のパラメータを変更する必要がない。また三軸テーブルと違い、六軸の模擬を行なうので、IMU と RA/RV、姿勢制御と並進運動の制御の両方の確認を同じタイミングで行なうことができる。ただし、後の章で説明するように、FTB と SELENE の物理的な制約から、六軸全ての状態量が完全に模擬できるわけではない。また、動特性模擬の誤差が大きくなってしまった場合、ソフトウェアの検証が正しく行なえなくなる可能性がある。実際に DCLT を行なう際には、これらの動特性模擬の限界も考慮した上で、

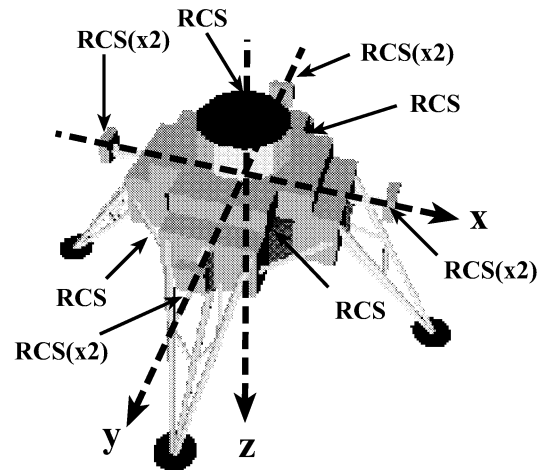


図 3. FTB 及び機体軸。ジェットエンジンが下向きに装備され、姿勢制御用の RCS は各軸回りに偶力を発生できるように、正負方向に 2 個ずつ配置されている。

解析を行なう必要があり、この部分の具体的な検討は今後の課題として残されている。

### 3 FTB システム構成

図 3 は FTB の外観及びその機体軸を示している。FTB は主推力としてジェットエンジンを装備し、ジェットエンジンの抽気を利用した姿勢制御装置 (RCS) によって各軸回りの回転運動を行なう。RCS はロール、ピッチ、ヨーの各回転軸の正負方向に 2 個ずつ (計 12 個) 装備されており、回転する時は、対応する 2 個の RCS を噴射して、偶力を発生させることで回転のトルクを得る。

FTB の運動方程式及びキネマティクス方程式は以下のように表現される<sup>2)</sup>：



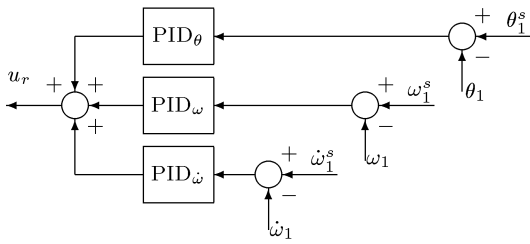


図5. 姿勢模擬のためのPID制御系。添え字  $s$  は目標値 (SELENE の状態量) であることを表している。

いては、横速度制御専用のスラストがFTBにないため、ここでは模擬しないものとする<sup>†2</sup>。これらの変数がSELENEモデルからの目標値信号に追従するように、図4のPIDコントローラを設計する。

不完全微分を用いたPIDコントローラは次のように定式化される：

$$C(s) = K_P + \frac{K_I}{s} + \frac{K_D s}{s + \tau}. \quad (4)$$

姿勢制御に関しては、この構造を持つPIDコントローラを三組用意し、姿勢角加速度、姿勢角速度及び姿勢角の目標値との誤差をフィードバックさせる(図5)。並進方向制御については、機体軸の $z$ 加速度の誤差のみをフィードバックするPIDを構成する。

状態量を目標値に追従させるためには、低い周波数帯域において伝達関数のゲインが1となる必要がある。このように伝達関数の周波数特性を整形(ループ整形)する設計法としては、伝達関数に適切な重み関数を乗じて、その $H_\infty$ ノルムを最小にする $H_\infty$ 制御問題<sup>3)</sup>を解くことが考えられる<sup>4)</sup>。この手法は良く知られており、設計手法も確立されているが、求まる制御器の次数が高次になってしまい(最低でも制御対象の次数と重み関数の次数の和となる)、PIDのような扱いやすい構造にならない。また、逆にコントローラの構造を固定した場合には、この $H_\infty$ 制御問題は一般にNP困難なクラスの問題となってしまう。

本稿ではこのアプローチを避け、近似Bode線図を描くことによって、PIDパラメータ $K_P, K_I, K_D$ の取るべき範囲を探り、その中から値を選ぶことにする。SELENE模擬のためのシステムには、FCEのハードウェアによるむだ時間( $L_f = 0.05$  sec.)が存在するので、このむだ時間によってシステムが不安定化しないように位相余裕も考慮する必要がある。

以上のことから、ここでは表1のようにパラメータ

表1. PID制御則のパラメータ。

	$K_P$	$K_I$	$K_D$	$\tau$
For $\dot{\omega}$ , $\omega$ and $\theta$	0.9301	14.34	1	100
For $v_z$	10	50	6	10

を決定した。前述の通り、姿勢制御系のPIDコントローラは三組存在するが、ここでは設計・解析を容易にするため、姿勢制御用の各PIDパラメータを共通のものとした。これらの姿勢、並進方向制御に関するPID制御則と、後述するSELENE数学モデルを合わせたものが「SELENE模擬のためのFTB制御系(FCE)」となる。

## 4.2 SELENE 数学モデル

現段階では、SELENE実機はまだ完成しておらず、正確なモデルを利用することができないので、ここではSELENEを単純な6自由度剛体モデルとした。運動方程式はFTBと同様、式(1)~(3)の形式とする。ただしSELENEは大気のない環境で運動を行なうので、空気力外乱( $F_*, M_*$ )やジェットエンジンのジャイロモーメント項( $I_R N \omega_*$ )は存在しないものとした。またメインロケットエンジンと、姿勢制御用のロケットエンジンについては、単純な一次遅れモデルとした。この数学モデルのために用いる定数を表2に示す。これらの値は、1996年度NASDA報告書を基にしているが、あくまでも暫定値であり、実際の値は今後の設計変更によって変わる可能性がある。

## 4.3 制御系解析(姿勢制御系)

図6~図8の各左図は、模擬システムの姿勢制御系のBode線図を示している。図6左は角加速度コマンドからFTB角加速度までの開ループ、図7左は角速度コマンドの開ループ、図8左は姿勢角の開ループについてである。運動方程式中には非線形なカップリング項( $\omega_2 \omega_3$ など)が含まれているが、ここでは $\omega_* = 0$ 周りで近似した線形システムを用いて解析している。

図6左から、角加速度のループについてはゲイン余裕が約8dB、位相余裕が約70°あることがわかる。また角速度、姿勢角に関しても、十分なゲイン余裕、位相余裕が存在している。

また、動特性模擬のためのループ(図4の内側)を閉じた時の、目標値から状態量までの周波数応答を図6

<sup>†2</sup>横速度の制御のためには、姿勢を傾けて主推力の横成分を発生させる必要があるため、現在のFTBの構成では、姿勢と横速度を同時に模擬することは不可能である。

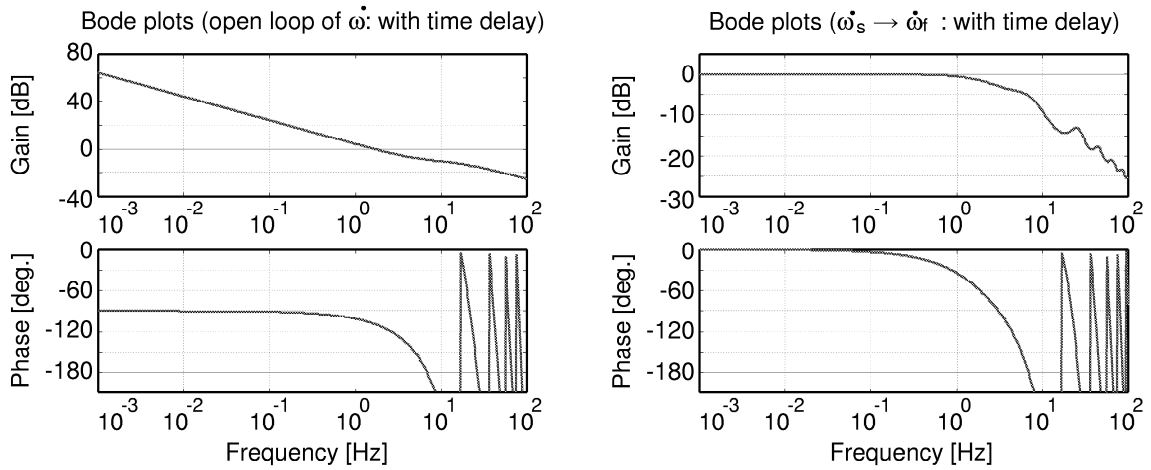


図 6. 左：角加速度の開ループ伝達関数の Bode 線図。右：角加速度目標値から角加速度までの周波数応答。

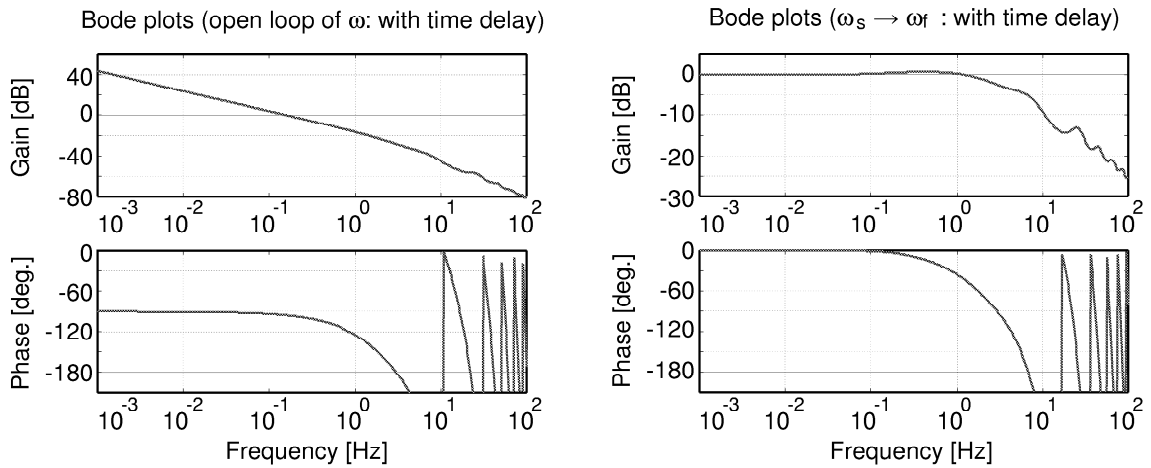


図 7. 左：角速度の開ループ伝達関数の Bode 線図。右：角速度目標値から角速度までの周波数応答。

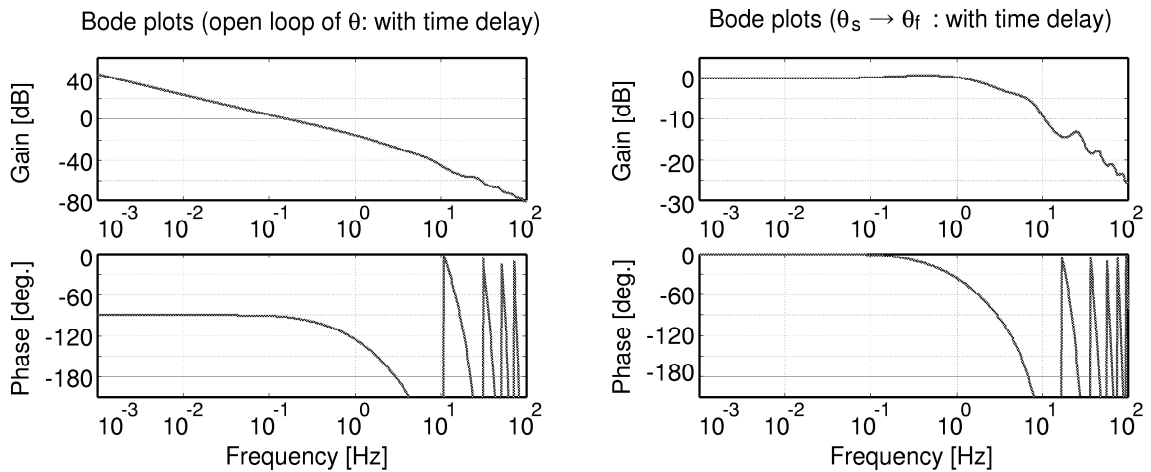


図 8. 左：姿勢角の開ループ伝達関数の Bode 線図。右：姿勢角目標値から姿勢角までの周波数応答。



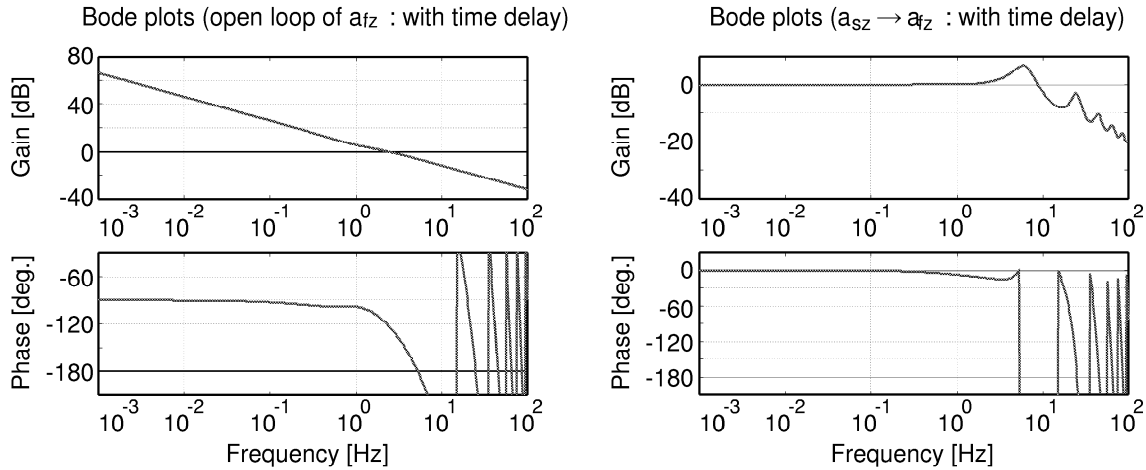


図 9. 左： $z$  加速度の開ループ伝達関数の Bode 線図。右： $z$  加速度目標値から  $z$  加速度までの周波数応答。

表 2. SELENE 数学モデルで用いる定数。

初期重量	356[kg]
慣性能率 (ロール)	127[kg·m <sup>2</sup> ]
慣性能率 (ピッチ)	127[kg·m <sup>2</sup> ]
慣性能率 (ヨー)	80[kg·m <sup>2</sup> ]
モーメントアーム長	1[m]
メインエンジン最大推力	1700[N]
メインエンジン時定数	0.05[sec.]
ロール RCS 最大推力	40[N]
ロール RCS 時定数	0.03[sec.]
ピッチ RCS 最大推力	40[N]
ピッチ RCS 時定数	0.03[sec.]
ヨー RCS 最大推力	1[N]
ヨー RCS 時定数	0.03[sec.]

～図 8 の各右図に示す。これらの図から、各状態量とも、1Hz 程度まではおおむね減衰や遅れのない応答が期待できる。

#### 4.4 制御系解析 (並進方向制御系)

加速度目標値から  $\dot{v}_z$  までの開ループに関しても、図 9 左の Bode 線図が得られている。このゲイン余裕は約 8dB、位相余裕は約 50° であることが図からわかる。またループを閉じた時の、目標値から加速度までの周波数応答を図 9 に示す。姿勢制御同様、1Hz 程度までは減衰・遅れなく追従することが期待される。

## 5 DCLT のためのシステム解析

図 4 に示す通り、DCLT では、前章で述べた SELENE 模擬のためのシステムの外側に、AOCS を加えたループを構成する。ここでは姿勢制御系に関して、AOCS を加えた場合の全システムの安定性について議論する。

### 5.1 AOCS の制御則

まず AOCS の制御則について、簡単に説明する：

- **鉛直方向速度制御**：主エンジン出力に関する単純な ON-OFF 制御。エンジン ON-OFF のタイミングは、沈下率 (鉛直方向速度) と高度の関数である「ブレーキングライン」と呼ばれる関数で決定される。
- **水平方向速度制御**：慣性座標の  $x, y$  軸に沿った速度は、ピッチ及びロール姿勢角を速度の  $x, y$  成分に比例して傾け、主エンジン推力の水平方向成分を水平速度と逆向きに発生させることで抑制される。つまり何らかの外乱によって水平速度が生じた場合、姿勢角コマンドが各軸の速度に比例して生成され、次の姿勢制御則へ送られる。
- **姿勢制御**：姿勢制御用の各ロケットエンジンは PID 制御則で駆動される。姿勢角は 0 又は上述の水平速度制御で生成されたコマンド値になるよう制御される。

図 10 は、水平方向速度制御と姿勢制御のブロック図である。水平方向速度制御は、主エンジンが ON の時のみ働く。

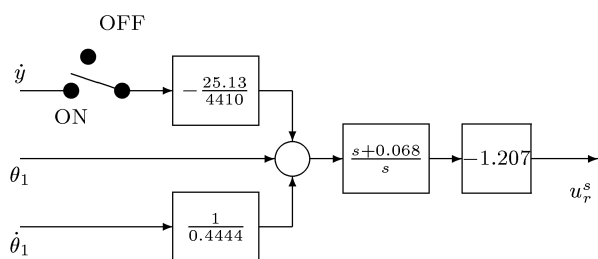


図 10. AOCS の水平方向速度及び姿勢制御則のブロック図。

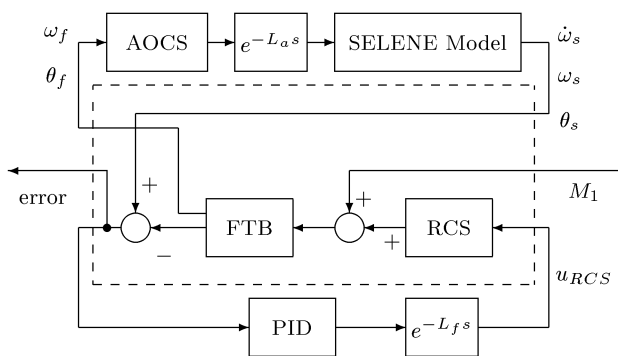


図 11. DCLT システムの LFT 表現。

### 5.2 DCLT システムの安定性解析

ここでは姿勢制御に関して、DCLT を行なった場合の全システムの安定性について議論する。図 11 は、FTB 及び RCS を拡大系として記述し (図点線内)、PID コントローラ、及び AOCS と SELENE 数学モデルとの線形分数変換 (LFT) として DCLT システムを表現したものである。

PID コントローラの伝達関数を  $T_{PID}(s)$ 、AOCS を  $T_A(s)$ 、SELENE 数学モデルを  $T_S(s)$ 、FTB 及び RCS の拡大系を  $T_F(s)$  と記述する。式 (3) のロール運動方程式を  $\omega_* = 0$  周りで線形化し、 $T_F(s)$  の、 $T_{PID}(s)$  及び  $T_S(s)$  に関する制御入力・観測出力の関係に注意すると、 $T_F(s)$  は Doyle の記法で以下のように表される：

$$T_F(s) : \left[ \begin{array}{c|ccc} A & B_1 & B_2 & B_3 \\ \hline C_1 & D_{11} & D_{12} & D_{13} \\ C_2 & D_{21} & D_{22} & D_{23} \\ C_3 & D_{31} & D_{32} & D_{33} \end{array} \right]$$

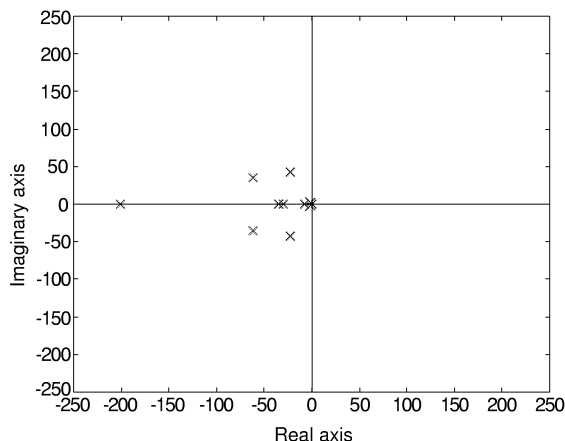


図 12. DCLT システムの極。

$$= \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & | & 0 & 0 & 0 & | & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{l}{I_r} & | & 0 & 0 & 0 & | & \frac{1}{I_r} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{T_{RCS}} & | & 0 & 0 & 0 & | & 0 & \frac{T_r \max}{T_{RCS}} & 0 \\ \hline 1 & 0 & 0 & | & 0 & 0 & 0 & | & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & | & 0 & 0 & 0 & | & 0 & 0 & 0 \\ \hline -1 & 0 & 0 & | & 1 & 0 & 0 & | & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & | & 0 & 1 & 0 & | & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{l}{I_r} & | & 0 & 0 & 1 & | & -\frac{1}{I_r} & 0 & 0 \\ \hline -1 & 0 & 0 & | & 1 & 0 & 0 & | & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & | & 0 & 1 & 0 & | & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{l}{I_r} & | & 0 & 0 & 1 & | & -\frac{1}{I_r} & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

ここで外乱入力として空気力外乱 ( $M_1$ )、制御出力として FTB 状態量と目標値 ( $\theta_s, \omega_s, \dot{\omega}_s$ ) の誤差を採用した。

DCLT システム  $T_{DCLT}(s)$  は、upper LFT を  $\mathcal{F}_u$ 、lower LFT を  $\mathcal{F}_l$  と表記すると、

$$T_{DCLT}(s) = \mathcal{F}_u \{ \mathcal{F}_l \{ T_F, e^{-L_f s} \cdot T_{PID}(s) \}, T_S(s) \cdot e^{-L_a s} \cdot T_A(s) \}$$

となる。このシステムの極を調べて、安定性の解析を行なった。ただし解析の際は、むだ時間要素に対して 2 次の Padé 近似を行なった：

$$e^{-L_* s} \approx \frac{L_*^2 s^2 - 6L_* s + 12}{L_*^2 s^2 + 6L_* s + 12}$$

この時  $T_{DCLT}(s)$  の 13 個の極は全て左半平面にあり (図 12)、この SELENE 模擬システムを用いた DCLT システムの安定性が確認された。

### 5.3 パラメータ変動に対するロバスト性

FTB はジェットエンジンの燃料を消費しながら飛行するため、質量や慣性能率などの定数も時間とともに変化する。このような FTB のパラメータ変動に対する、DCLT システムのロバスト性についての検討を、二次安定性の観点から行なう。ここでは姿勢制御系に

おける、慣性能率 ( $I_r$ ) の時間変動に対するロバスト性を扱う。

式 (5) の通り、FTB の拡大系は慣性能率の逆数 ( $\frac{1}{I_r}$ ) という時変パラメータに関して線形 (LPV) な系となっている。LFT で結合する他のシステム中にはパラメータ ( $\frac{1}{I_r}$ ) が含まれていないため、DCLT システムも  $\frac{1}{I_r}$  をパラメータとする LPV システムとなる。

LPV システムのパラメータを  $p$ 、パラメータ空間を  $\mathcal{P}(\subset \mathfrak{R}^s)$ 、システム行列を  $A(p)(\subset \mathfrak{R}^{n \times n})$  とすると、LPV システムの二次安定性は次のように定義される：

**【定義】** <sup>5)</sup>  $\mathcal{P}$  はコンパクト集合で、 $A : \mathfrak{R}^s \rightarrow \mathfrak{R}^{n \times n}$  は連続とする。この時全ての  $p \in \mathcal{P}$  で

$$A^T(p)X + XA(p) < 0$$

を満足する正定対称な  $X \in \mathfrak{R}^{n \times n}$  が存在すれば、システムは  $\mathcal{P}$  上で二次安定であると言う。

DCLT システムが  $\frac{1}{I_r}$  をパラメータとする LPV システムであることは既に述べた。このシステム行列を  $A_D(\frac{1}{I_r})$  と記述する。 $I_r$  が  $I_{rl} \leq I_r \leq I_{ru}$  の範囲で変動するとき、 $\frac{1}{I_r}$  の変動範囲もまた凸領域なので、端点である  $\frac{1}{I_{ru}}$  及び  $\frac{1}{I_{rl}}$  の二点における Lyapunov 不等式：

$$\begin{aligned} A_D^T(\frac{1}{I_{rl}})X + XA_D(\frac{1}{I_{rl}}) &< 0, \\ A_D^T(\frac{1}{I_{ru}})X + XA_D(\frac{1}{I_{ru}}) &< 0 \end{aligned}$$

を満足する共通正定解  $X$  が存在すれば、この範囲のパラメータ変動に対してシステムは二次安定である <sup>6)</sup>。

ここでは  $I_r \times (1-q) \leq I_r \leq I_r \times (1+q)$  として、システムの安定性が保証されるパラメータ変動の限界を、増減の大きさを表す変数  $q$  に対する Lyapunov 連立不等式の可解性を基に解析した。その結果、Lyapunov 不等式が共通正定解を持つ  $q$  の最大値は、 $q = 0.555$  であった。よってこの DCLT システムは、 $I_r$  の 55.5% の変動に対して二次安定であることが確認できた<sup>13)</sup>。

## 6 シミュレーション結果

本節では、前節までで扱った制御系を用いて構成した、SELENE 模擬システム及び DCLT のシミュレーション結果を示す。

### 6.1 SELENE 模擬システム

ここでの目的は、PID コントローラで構成された模擬システムにおいて、FTB の状態量の目標値に対する追従性を確認することである。シミュレーション条件として、定常風は 0 とし、ジェットエンジン配置は重心から  $y$  軸方向に  $-0.01\text{m}$  オフセットが存在すると仮定する。大気擾乱は Dryden モデル<sup>7)</sup> に従って計算する。

まず姿勢制御について、追従性の確認を行なった。SELENE 数学モデルは、姿勢制御用のロケットエンジンに対する駆動信号に基づいて、模擬システムの目標値を生成する。ロケットエンジンに対する駆動信号は図 13 左上のように与える。

図 13 左下は、FTB 角加速度の時間履歴 (実線) 及びその目標値 (破線) を示している。立ち上がり及び立ち下がり点 ( $t = 10, 11, 12$ ) において振動的な挙動が見られるが、それ以外では概ね目標値に追従している。図 13 右は角速度 (上図) 及び姿勢角 (下図) を示している。両図とも点線は目標値を表している。ジェットエンジンオフセットによる外乱トルクにもかかわらず、姿勢角はほぼ完全に目標値への追従を達成している。

並進方向については、SELENE 主エンジンへの駆動信号を図 14 上のように与えた。図 14 下は FTB の加速度 ( $\dot{v}_z$ ) とその目標値を示している。SELENE 数学モデルと FTB の初期値の差による影響が最初の時点では見られるが、それ以外では立ち上がり及び立ち下がり点においても、FTB 加速度は目標値に良く追従していることがわかる。

### 6.2 DCLT シミュレーション

本稿で提案した、PID コントローラによる SELENE 模擬システムを用いて、DCLT を実施した場合のシミュレーションを行なった。シミュレーション条件として、ジェットエンジンオフセットは前記シミュレーションと同様の仮定をおくが、定常風については慣性座標で  $x$  軸方向に  $5\text{m/sec.}$  の風速があるとする。

本稿の DCLT で用いる AOCE 制御則のブレーキングラインは、ジェットエンジンの排風制限による沈下率の限界 ( $20\text{m/sec.}$ ) と、FTB と SELENE の達成可能な上下方向加速度の差異を考慮した変更を加えている。さらに飛行実験上の安全性の観点から、仮想月面を  $200\text{m}$  上空に設定し、実際の地面ではなく仮想月面へ着陸するようにブレーキングラインを変更した。

水平方向速度制御については、SELENE AOCE では主エンジン噴射時のみ働くようになっている。しか

<sup>13)</sup>ここで保証されるのは安定性だけであって、他の性能は保証されない。例えば外乱から誤差出力までの  $H_\infty$  ノルムは、ノミナル時が  $0.0092$  であるのに対して、 $I_r$  が 55.5% 減少した時は  $0.0609$  まで悪化している。

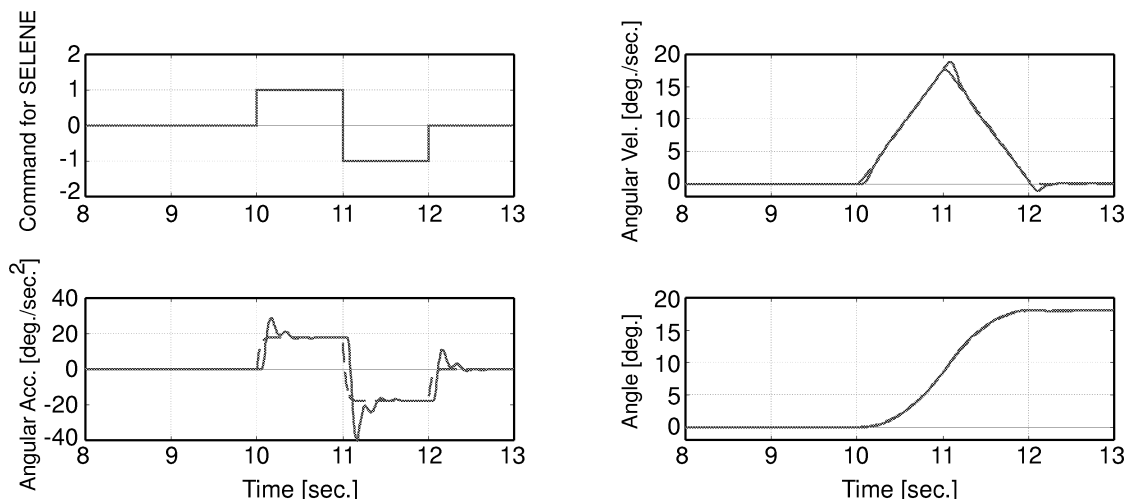


図 13. 左上：SELENE 数学モデルの、姿勢制御用ロケットエンジンに対するコマンド入力。左下：SELENE 数学モデルの角加速度 (破線) と、それに追従する FTB の角加速度 (実線)。右上：SELENE 数学モデルの角速度 (破線) と、FTB の角速度 (実線)。右下：SELENE 数学モデルの姿勢角 (破線) と、FTB の姿勢角 (実線)。

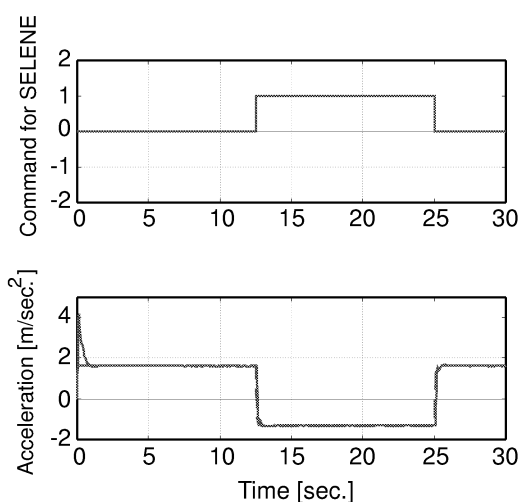


図 14. 上：SELENE 数学モデルの、主エンジンに対するコマンド入力。下：SELENE 数学モデルの  $z$  加速度 (破線) と、それに追従する FTB の  $z$  加速度 (実線)。

し本 DCLT では、水平方向速度模擬を行わないため (4.1 節参照)、水平方向速度制御則の直接の検証ができないことと、FTB が定常風によって大きく移動してしまう (飛行試験範囲を逸脱してしまう) 可能性を考慮して、AOCE の水平方向速度制御は常に働くものとしている。縦加速度模擬を行なう FTB は、常に月面重力加速度と地上の重力加速度の差分相当の推力を発しているため、この措置によって水平方向の移動距離が抑えられると期待される。

高度 1,000m から、仮想月面である高度 200m まで

の降下を行なう。本シミュレーションでは、定数として定義された慣性能率などのパラメータに変動は起こらないものとする。比較対象として、同じ AOCE 制御則 (FTB 向けにブレーキングラインを変更したもの) を用いた場合の SELENE 月面降下のシミュレーションも行なった。ただしこの SELENE のシミュレーションでは、FTB との比較をし易いように、主推力全噴射時の加速度を FTB と合わせるために、主推力の最大値を絞っている。また SELENE のロケットエンジンにはオフセットは無いものとしている。

図 15 はロール角速度と姿勢角、図 16 はピッチ角速度と姿勢角の時間履歴を示している。どちらに関しても、SELENE 月面降下シミュレーションでは外乱を仮定していないため、SELENE の姿勢角及び角速度の値は 0 である。FTB のロール姿勢角は、ジェットエンジンオフセットの影響はあるものの、ほぼ 0 付近で推移している。FTB のピッチ姿勢角はほぼ  $-0.5$  度を維持しているが、これは AOCE が定常風による  $x$  方向の外乱を打ち消すために、それに合わせたロール角目標値を常に生成しているためである。

これら四つの状態量について、定量評価として過渡状態後の誤差の最大値を表 3 に示した。横風の影響が現れているピッチ姿勢角を除けば、状態量は大きな誤差もなく追従していることがわかる。

図 17 は高度と鉛直方向速度の時間履歴を示している。実線が FTB、破線が SELENE である。並進方向については機体  $z$  軸の加速度  $\dot{v}_z$  のみを模擬しており、その結果として、ここに挙げた二つの状態量も良く模擬されているのがわかる。

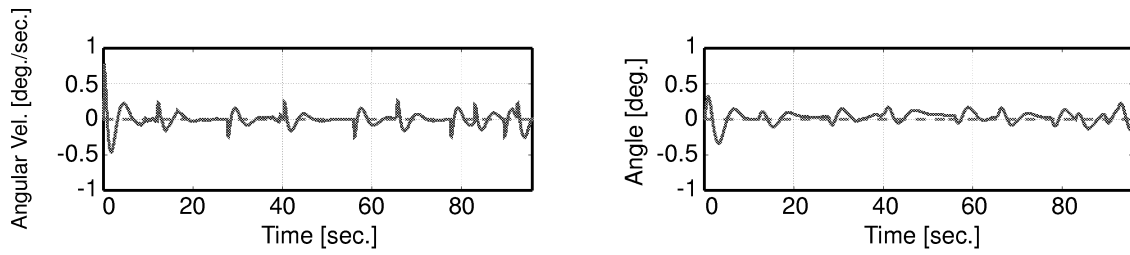


図 15. 左 : FTB(実線) と SELENE(破線) のロール角速度。右 : FTB(実線) と SELENE(破線) のロール姿勢角。

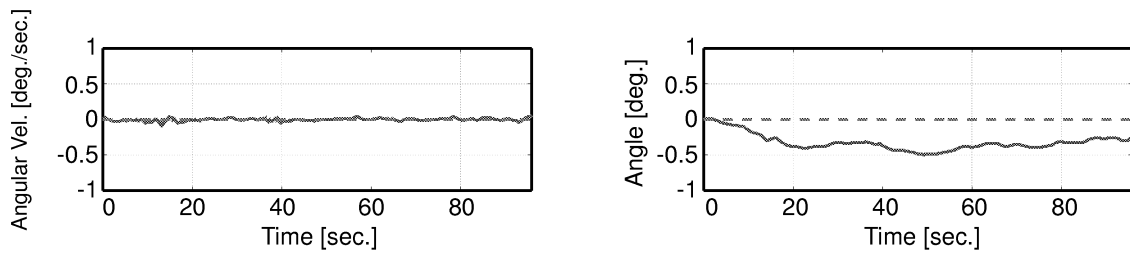


図 16. 左 : FTB(実線) と SELENE(破線) のピッチ角速度。右 : FTB(実線) と SELENE(破線) のピッチ姿勢角。

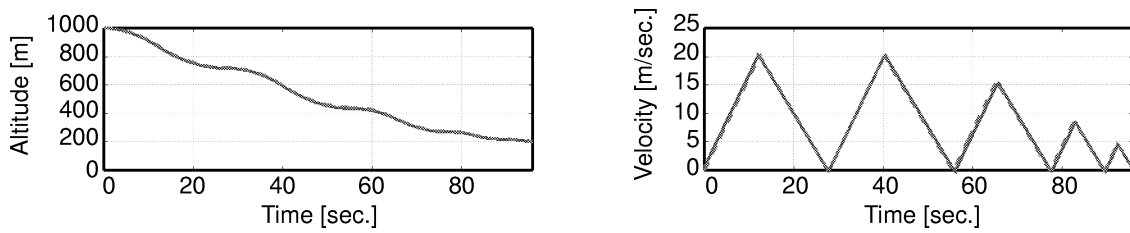


図 17. 左 : FTB の高度 (実線) と SELENE 月面着陸シミュレーションの高度 (破線)。右 : FTB(実線) と SELENE(破線) の沈下率。

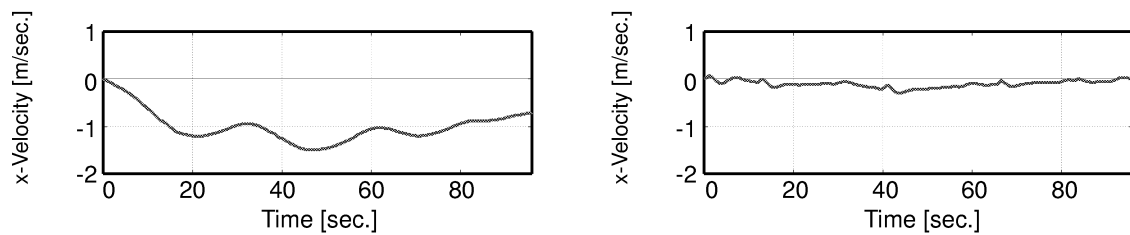


図 18. 左 : FTB の  $x$  軸 (慣性座標) 速度。右 : FTB の  $y$  軸 (慣性座標) 速度。

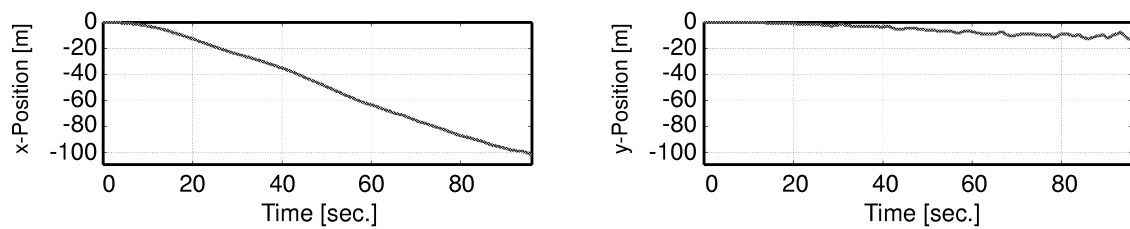


図 19. 左 : FTB の  $x$  軸 (慣性座標) 位置。右 : FTB の  $y$  軸 (慣性座標) 位置。

表 3. 角速度及び姿勢角の誤差最大値。

	$\omega_1$	$\theta_1$	$\omega_2$	$\theta_2$
誤差最大値 (絶対値)	0.259	0.232	0.0957	0.494

図 18 は慣性座標の水平速度を、図 19 は慣性座標の水平位置の時間履歴を示している。前述の通り、今回提案する動特性模擬手法では、水平方向速度に関しては模擬を行っていない。AOCE の水平方向速度制御則は常に働いており、定常風の影響は極力抑えられてはいるが、それでも  $x$  軸方向の水平速度は 0 にならない。このため FTB は初期位置から  $x$  方向に流され、最終的に 100m 以上原点から離れてしまう。これは AOCE の水平速度制御が比例制御であり、定常風による空気力のような定常的な外力が加わった時に速度の定常誤差が残ってしまうためである。このように FTB が大きく流されてしまうのを防ぐには、AOCE の速度制御を PI 制御に変更するなどの対処が考えられるが、この点は今後検討する必要がある。

## 7 おわりに

FTB を用いた、SELENE 動特性を模擬する制御系の検討を行なった。ここで提案した制御系は、SELENE の数学モデルと単純な PID 制御則から構成されるので、実現も容易である。動特性模擬によって、FTB の状態量が SELENE に良く追従することをシミュレーションによって確認した。その SELENE 模擬システムで DCLT を行なった場合の安定性を確認し、DCLT のシミュレーション結果も示した。

この動特性模擬によって得られる模擬システムは、SELENE 本機の「数学モデル」であるため、その意味では DCLT による AOCS の評価は計算機上でのシミュレーションによる AOCS の評価と等価のようにも思われる。しかしこの DCLT では、SELENE の数学モデルだけでなく、実機で用いるセンサを搭載して試験が行なえるので、より実際のシステムに近いという意味で、計算機シミュレーションによる評価よりも意義のある結果が得られると考えられる。

今後の課題は、より正確なモデルを用いた DCLT のシミュレーションである。本稿では RCS 及びジェットエンジンのモデルとして、線形近似したものをを用いているが、実際の RCS はリミッタやモジュレータなどの強い非線形性を持っている。これらの非線形性を含めたシミュレーションについては現在検討中である<sup>8)</sup>。また、動特性模擬の誤差の定量評価や、その誤差

が AOCS の性能解析に及ぼす影響の評価なども、検討課題として残されている。これらについては、実際に DCLT が行なわれるまでに問題を明確にし、試験実施に臨む予定である。

## 参考文献

- 1) 川勝康弘 他 ; SELENE, および次期月探査機の月着陸技術の概観, 第 16 回誘導制御シンポジウム予稿集 (1999) pp.85-92.
- 2) 二宮哲次郎 他 ; SELENE による月面軟着陸実験と地上試験 (その 3, 数値シミュレーション), 第 42 回宇宙科学技術連合講演会予稿 (1998).
- 3) J. C. Doyle, K. Glover, P. Khargonekar and B. A. Francis; State-Space Solution to Standard  $H^2$  and  $H^\infty$  Control Problems, IEEE Transaction on Automatic Control, AC-34, no. 8 (1989) pp.831-842.
- 4) J. C. Doyle, B. Francis and A. Tannenbaum; Feedback Control Theory (1992), Macmillan.
- 5) B. R. Barmish; Necessary and Sufficient Conditions for Quadratic Stabilizability of an Uncertain System, Journal of Optimization Theory and Applications, vol. 46, no. 4 (1985) pp. 399-408.
- 6) G. Becker et. al. ; Control of Parametrically-Dependent Linear Systems: A Single Quadratic Lyapunov Approach, Proceedings of the American Control Conference (1993) pp.2795-2799.
- 7) C. R. Chalk et al. ; Background Information and User's Guide for MIL-8785B (ASG), "Military Specification - Flying Qualities of Piloted Airplanes," AFFDL-TR-69-72 (1969), Air Force Flight Dynamics laboratory.
- 8) 二宮哲次郎 他 ; SELENE の月面軟着陸に向けた FTB 試験の数値シミュレーションによる検討, 第 43 回宇宙科学技術連合講演会予稿 (1999).

---

## 航空宇宙技術研究所報告1418号

平成12年12月発行

発行所 科学技術庁航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町7-44-1  
電話(0422)40-3075 ㊦182-8522

印刷所 株式会社 廣 濟 堂  
東京都港区芝2-23-13

---

### C 禁無断複写転載

本書(誌)からの複写,転載を希望される場合は,管理部  
研究支援課資料係にご連絡ください。