

ISSN 0389-4010
UDC 533.6.50
629.73.735.7
629.785
523.3

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1425

月周回探査衛星の月面軟着陸のためのFTB飛行試験の シミュレーション

二宮哲次郎・濱田吉郎・山口功
佐々修一・板垣春昭・河野充

2001年6月

独立行政法人 航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY OF JAPAN

月周回探査衛星の月面軟着陸のためのFTB飛行試験のシミュレーション*

二宮 哲次郎*¹ 濱田 吉郎*¹ 山口 功*²
佐々 修一*¹ 板垣 春昭*³ 河野 充*⁴

Numerical Simulations of the FTB Test for Lunar Landing in the SELENE Project *

Tetsujiro NINOMIYA *¹ Yoshiro HAMADA *¹ Isao YAMAGUCHI *²
Shuichi SASA *¹ Haruaki ITAGAKI *³ Mitsuru KOUNO *⁴

ABSTRACT

SELENE (SELENE) is a project aiming to lunar observation and a landing experiment. In this project, a SELENE satellite is sent into an orbit around the moon. It then lands on the surface of the moon. A landing test using a Flying Test Bed (FTB) has to be conducted on earth before the mission. Numerical simulations with the accurate FTB model are carried out prior to the FTB flight test. The simulation results are reflected in the actual flight test. They are also compared to the actual flight data from the FTB test carried out from March to June 2000. The simulation results turned very out to be similar to those of the actual flight experiment.

Key Words: SELENE, Flying Test Bed (FTB), Moon, Landing, Flight Experiment, Flight Simulation Experiment

概 要

現在、宇宙開発事業団と宇宙科学研究所を中心に進められている、月周回探査衛星計画 (SELENE : SELENE) では、月面軟着陸が計画されている。月面軟着陸は日本として初めての技術開発であるため、地上での十分な検討が欠かせない。そのためフライングテストベッド (FTB) を用いた実験が進められている。この実験に先立ち、FTB の詳細なモデル化とシミュレーションによる飛行特性の評価を行った。またテザーで懸吊した状態での飛行試験 (テザード試験) の飛行前評価を行い、実験中の制御ゲイン変更などで参考となるデータを得た。さらに平成 12 年 3 月から 6 月にかけて行われた飛行試験データとの比較を行った結果、シミュレーション結果がよく一致していることを確認した。

1 はじめに

現在、宇宙開発事業団と宇宙科学研究所を中心として進められている月探査周回衛星 (SELENE) 計画は、科

学探査および将来の月探査に必要な技術開発を行うことを目的としている。その中で月周回軌道上での観測や月面の詳細な高度地図の作成などのミッションや月面着陸実験を実施する予定である。¹そこで、日本では初めての月面軟着陸技術の開発評価のためにFTBを用いた実験が行われており、航空宇宙技術研究所はこの実験に協力を行っている。FTB 飛行試験では、月面着陸機に近い形状をしたFTBに、実際に月面軟着陸に利用するセンサ・誘導・航法・制御系などを用いて地上に着陸する実験を行う予定である。そこで本研究では、FTBによる地上軟着陸試験に向けて数値シミュレーションプログラムを作成し、FTBの飛行特性の評価を行った。テザード試験では、

* 平成 13 年 6 月 13 日受付 (received 13 June 2001)

* 1 飛行システム研究センター
(Flight Systems Research Center)

* 2 構造材料研究センター
(Structures and Materials Research Center)

* 3 宇宙開発事業団
(National Space Development Agency of Japan)

* 4 富士重工業株式会社 (Fuji Heavy Industries LTD.)

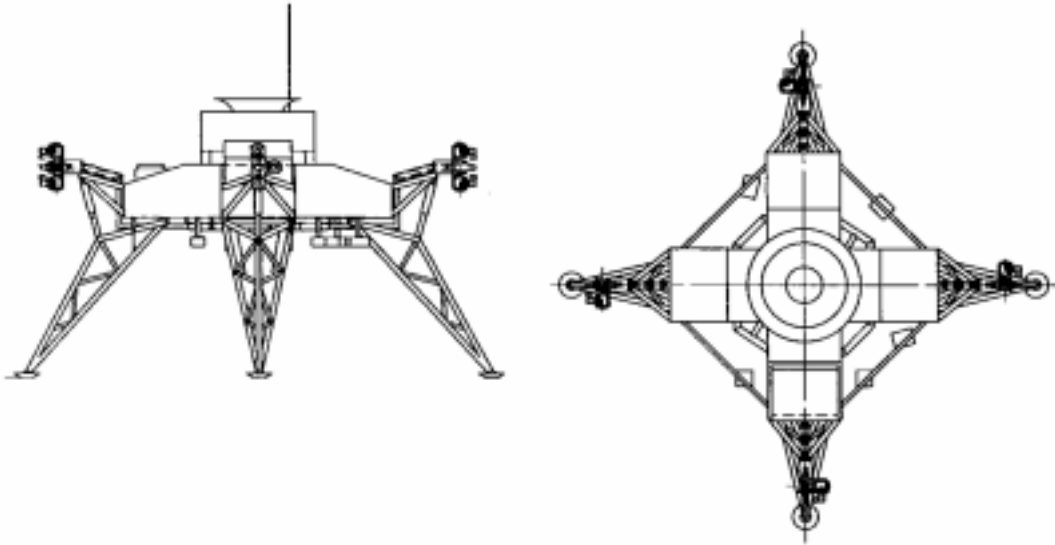


図1 FTBの形状

本シミュレーションプログラムによる評価を参考に制御ゲインの変更が行われた。また、今後行われるフリーフライト試験に向けて、実験条件の検討が進められている。これらのシミュレーションに利用した詳細なモデルの記述と、実験条件の検討を行った結果を示す。

記号

[変数]

r	重心の位置
h	重心の地表からの高度
$v = [v_1, v_2, v_3]^T$	重心の速度
$q = [q_1, q_2, q_3, q_4]^T$	クォータニオン
$\omega = [\omega_1, \omega_2, \omega_3]^T$	重心の角速度
$\tilde{=} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix}$	歪対称行列
$C = \begin{bmatrix} -\tilde{=} & \\ & T \\ & & 0 \end{bmatrix}$	係数行列
α	迎角
β	横滑り角
$V = [V_1, V_2, V_3]^T$	対気速度
$V = V $	対気速度の大きさ
$w = [w_1, w_2, w_3]^T$	風速
$w_g = [w_{1g}, w_{2g}, w_{3g}]^T$	風の擾乱ベクトル
dx, dy	重心と推力線のずれ

$$C = \begin{bmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1q_2 + q_3q_4) & 2(q_3q_1 - q_2q_4) \\ 2(q_1q_2 - q_3q_4) & q_2^2 - q_1^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1q_3 + q_2q_4) \\ 2(q_2q_3 + q_1q_4) & 2(q_2q_3 - q_1q_4) & q_3^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_4^2 \end{bmatrix}$$

方向余弦行列

[FTBのパラメータ]

m	FTBの質量
$I = \begin{bmatrix} I_r & 0 & 0 \\ 0 & I_p & 0 \\ 0 & 0 & I_y \end{bmatrix}$	FTBの慣性モーメント
I_{EG}	ジェットエンジンロータ部の慣性モーメント
ω_{EG}	ジェットエンジンロータ部の角速度
l_{RA}	エンジンペルマウスと重心の距離
S	基準面積
c	基準長
C_x, C_y, C_z C_l, C_m, C_n	空力係数

[力に関する変数及び定数]

g	重力加速度
ρ	大気密度
F	外力
F_c	制御力
T_j	ジェットエンジンの推力
Q	動圧
F_A	空気力
F_{RA}	ラムエアドラッグ
M	外部トルク
M_c	FTBに加える制御トルク
F_r, F_p, F_y	RCSの発生する各方向の力
l_{RCS}	RCSのモーメントアーム
M_A	空気力モーメント
M_{RA}	ラムエアドラッグモーメント

M_G	ジェットエンジンのジャイロ効果
M_{CT}	ジェットエンジンのカウンタートルク
M_{eg}	重心の移動により生ずるトルクモーメント
F_F	ジェットエンジンのローターの摩擦力
G_0	エンジンインタークの空気流量

2 FTB の構成

FTBは図1に示すような形状をしている。FTB 飛行試験では、FTBにSELENE本機に搭載するセンサや制御系回路を搭載して試験を行う。まず発進台より上昇し、十分な高度に達した後、ジェットエンジンの推力で地球と月の重力差を打ち消しながらゆっくりと降下する。高度200mを仮想的に月面と見立てて着陸試験を行い、その後安全に地上に降りる計画になっている。

主要なパラメータを表1に示す。FTBは、本体中央に垂直方向に備え付けられたジェットエンジンの推力で垂直方向に飛行が可能となっている。ジェットエンジンの圧縮空気の抽気を利用した姿勢制御装置(RCS)で姿勢制御を行う。水平方向の移動は、RCSにより機体の姿勢を傾けて、ジェットエンジン推力の水平方向成分を利用して行う。航法系として、AHRS(Attitude and Heading Reference System)、GPS受信機が搭載されている。FTBの大きさ、重さ、慣性モーメントなどは、なるべくSELENE本機に近くなるように設計されている。また非常時には、パラシュートを用いて安全に着陸できるようになっている。

3 FTB のモデル化

この章では、数値シミュレーションに向けたFTBの各要素、および外力についてのモデル化について述べる。FTBの運動を記述する際に用いた座標系は、図2に示した機体座標系である。シミュレーションを行うに当たり、FTBは剛体6自由度モデルとした。重力加速度については、想定されているFTBの飛行高度の範囲が1500m程度

表1 FTBの主要諸元

全備重量		400 kg
大きさ		3.5 × 3.5 × 2.1 m
代表面積		4 m ²
代表長さ		2 m
慣性モーメント	ロール	135.9 kg·m ²
	ピッチ	133.3 kg·m ²
	ヨー	208.2 kg·m ²
RCS出力	ロール	41.0 N
	ピッチ	41.0 N
	ヨー	22.8 N

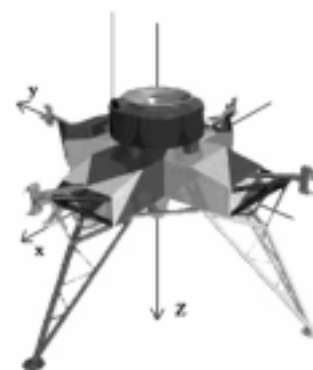


図2 FTBの座標軸

までであり、変化は十分小さいので一定として扱う。FTBはその重量の10%以上が燃料であるため、エンジンの推力の履歴に従って重量が変化するとした。慣性モーメントの変化については、重心の近くに燃料タンクが付けられているので考慮していない。

図3に、シミュレーションソフトウェアの概要を示す。FTBには重力、空気力などの力が加わり、ジェットエンジンの推力とRCSで制御しながら目的の飛行経路で飛行する。

以下に示すモデルについては、FTBの予備試験等で得られたデータによるモデル化を行っている。航法、誘導、制御の各モジュールのパラメータについても、極力実際のFTBに使われているモデルを使っている。

3.1 制御力

ジェットエンジン

エンジンモデルの全体図を図4に、ジェットエンジンの諸元を表2に示す。このエンジンモデルは、エンジン回転数コマンドから実際の回転数までのモデルと、回転数および高度、RCS抽気量に応じた出力等のテーブル、その後燃料消費量に応じた重量計算のモデルを含んでいる。ジェットエンジンは背風制限があるため、FTBの降下速度は20m/sを越えてはならない。

エンジンデータは、メーカーから入手したエンジンの運転試験の結果を使用した。高度0mのデータのグラフを、図5に示す。このような表を用いて、エンジン回転数、高度、RCS抽気量について線形補間して推力 T_j を計算できる。これより、制御力は次式で表される。

$$F_c = [0 \quad 0 \quad -T_j]^T \quad (1)$$

RCS

FTBは、ON-OFF方式のRCSバルブからエンジンより抽気した圧縮空気を噴射させて、回転モーメントを発生して姿勢の制御を行う。バルブ出口にはノズルが取り付け

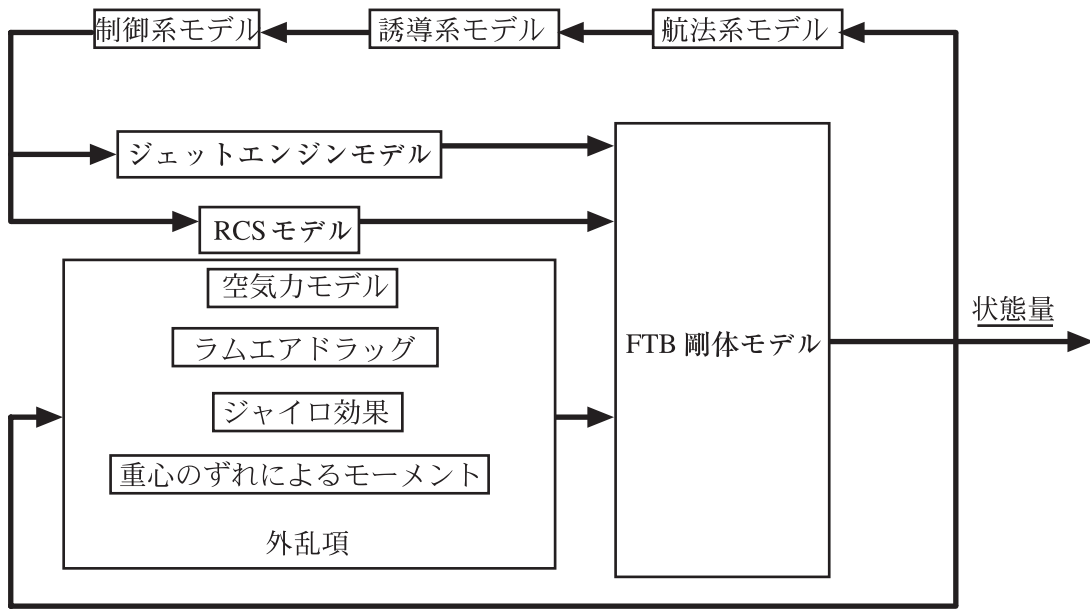


図3 シミュレーションソフトウェアの概要

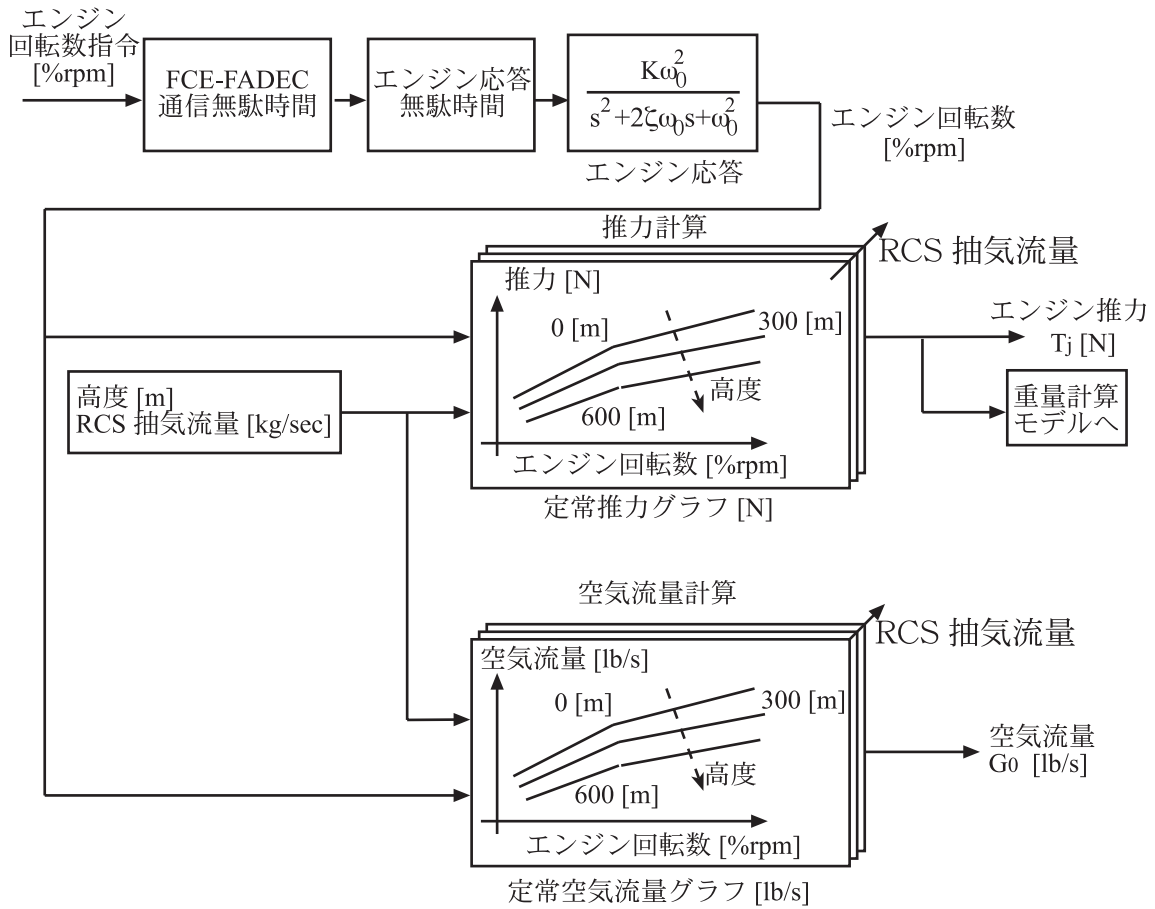


図4 エンジンモデル

表2 ジェットエンジンの主要諸元

項目	値	備考
最大推力	約 4500 N	標準的な天候, 標準海面高度での値
最大回転数	42000 rpm	100 %rpm
アイドル回転数	31500 rpm	75 %rpm

けられており、少ない抽気量で大きな推力を出すように設計されている。また、エンジンからRCSまでの間にはアキュムレータがあり、抽気によるエンジンへの影響を小さく押さえられるようになっている。

RCSの取り付け位置を図6に示す。RCSは全部で12個あり、各軸まわり正・負の方向に2個ずつ、計4個ずつ取り付けられる。同時に使うバルブは、各軸につき偶力を発生するバルブ2個ずつで、最大で合計6個のバルブを使用する。

RCS 推力試験結果に基づく RCS のモデルを図7に、高度0mでの推力と抽気流量のグラフを図8に示す。このような表を用いて、エンジン回転数と高度について線形補間してRCSの推力 F_r, F_p, F_y を計算できる。RCSのモーメントアームはいずれも、1.5mである。以上より、制御トルクは次式で計算できる。

$$M_c = [F_r l_{RCS} \quad F_p l_{RCS} \quad F_y l_{RCS}] \quad (2)$$

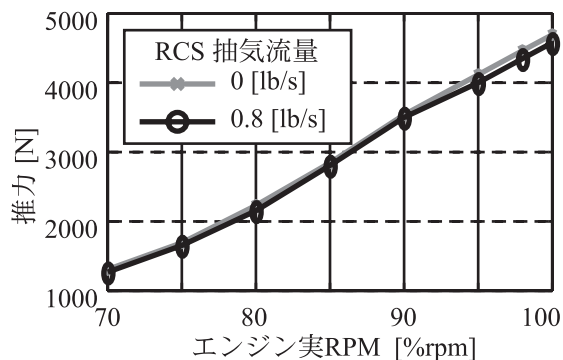
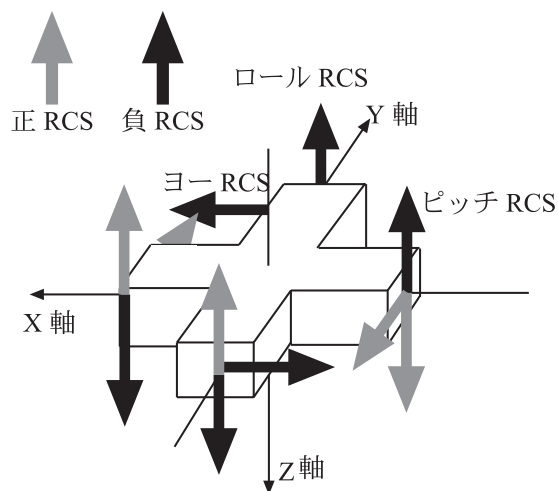


図5 エンジンデータ



正向きに機体を回すバルブを正のRCSとする

図6 RCSの取り付け位置

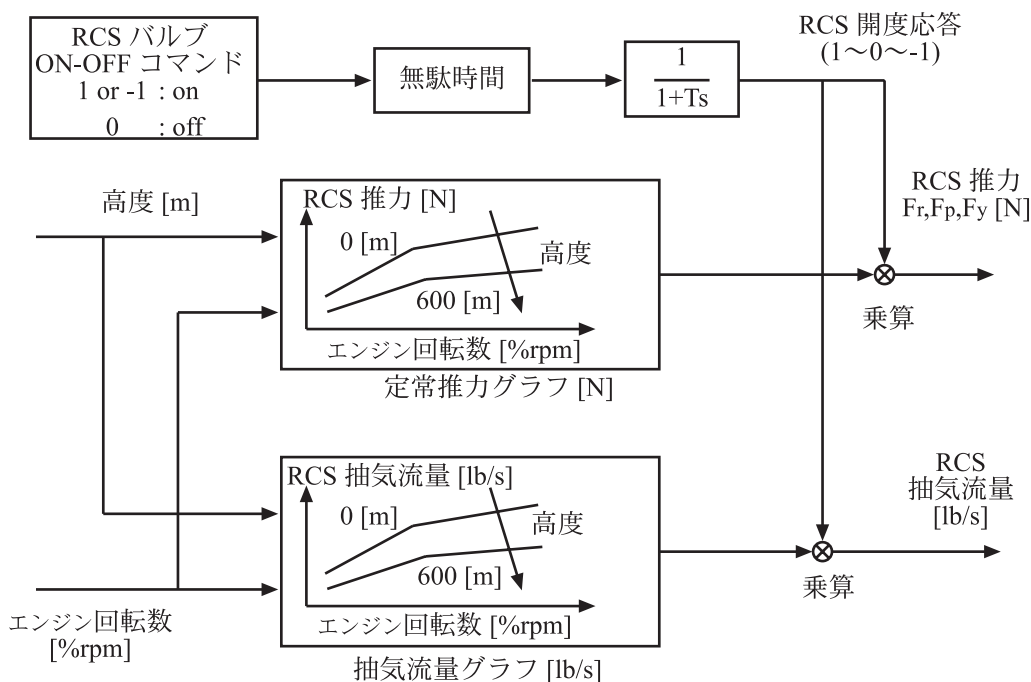


図7 RCSモデル

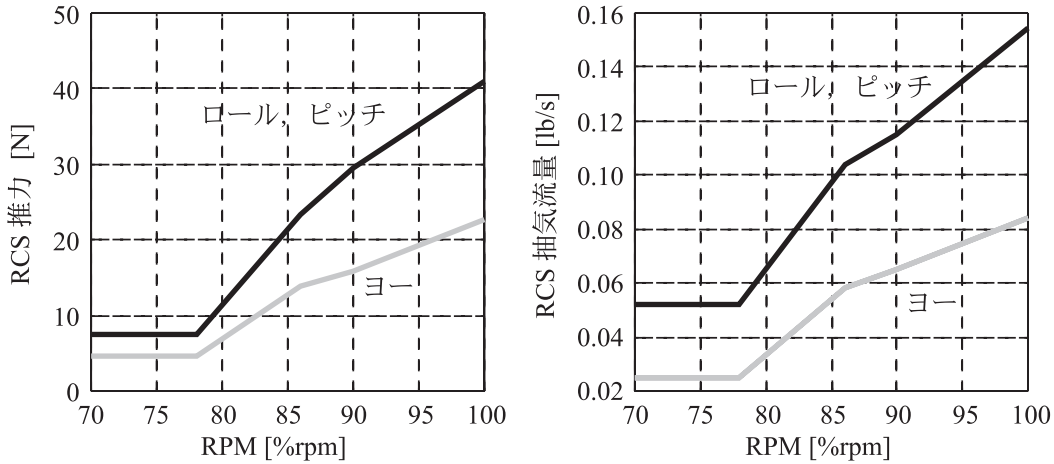


図8 RCSの推力および空気流量

3.2 機体に作用する力

空気力

ここでは、機体を受ける空気力のモデル化について述べる。FTBの縮小模型による風洞試験結果を用いて空気力のモデル化を行った。空力係数 C_x , C_y , C_z , C_l , C_m , C_n を、迎角、横滑り角の関数で与える。ただし、迎角、横滑り角の定義は、図9の通りである。図10～図15に、各軸の空力係数をプロットした図を示す。シミュレーション中では、迎角、横滑り角の値から線形補間して空力係数の値を求め、以下の式により空気力および空気力モーメントを計算している。

$$\mathbf{V} = \mathbf{v} - \mathbf{w} \quad (3)$$

$$Q = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (4)$$

$$\mathbf{F}_A = QS \mathbf{C} \quad (5)$$

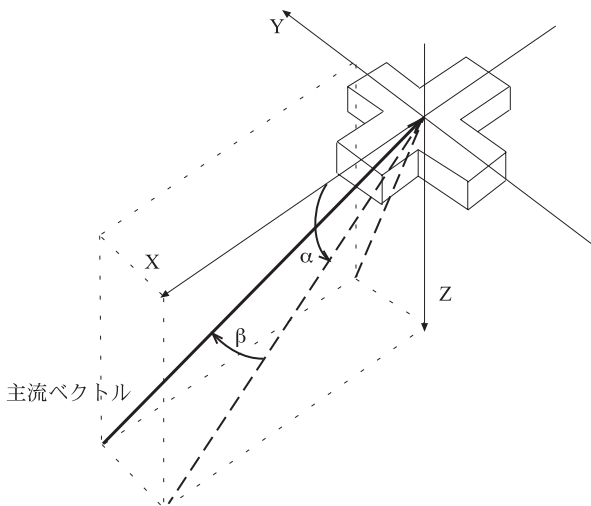


図9 迎角、横滑り角の定義

$$\mathbf{M}_A = QS c \mathbf{C} \quad (6)$$

ラムエアドラッグ

FTBが対気速度を持っている場合には、ジェットエンジンが空気を取り込む時に空気の流れをジェットエンジンの方向に曲げるため、空気より力を受ける。この力をラムエアドラッグという。

ラムエアドラッグは、ジェットエンジンの取り付け方向と垂直な方向の空気の速度と、ジェットエンジンが取り込む空気の流量で決まり、次の式で定式化できる。また、ラムエアドラッグによって生じるモーメントも同様に以下の式で定式化できる。

$$\mathbf{F}_{RA} = G_0 \cdot \begin{bmatrix} -V_1 + V_2 \cdot l_{RA} \\ -V_2 - V_1 \cdot l_{RA} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\mathbf{M}_{RA} = G_0 \cdot l_{RA} \cdot \begin{bmatrix} -V_2 - V_1 \cdot l_{RA} \\ V_1 - V_2 \cdot l_{RA} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

ジェットエンジン・ジャイロモーメント

ジェットエンジンのロータが回転している状態で機体姿勢が変動することにより、ジャイロモーメントが働く。エンジンの回転方向は、機体上側（エンジンインターク側）から見て時計回りに回転している。このジャイロモーメントを以下のようにモデル化する。

$$\mathbf{M}_G = I_{EG} \cdot \omega_{EG} \cdot \begin{bmatrix} -\omega_2 \\ \omega_1 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

ジェットエンジン・カウンタートルク

ジェットエンジンのロータが回転する際に、摩擦に

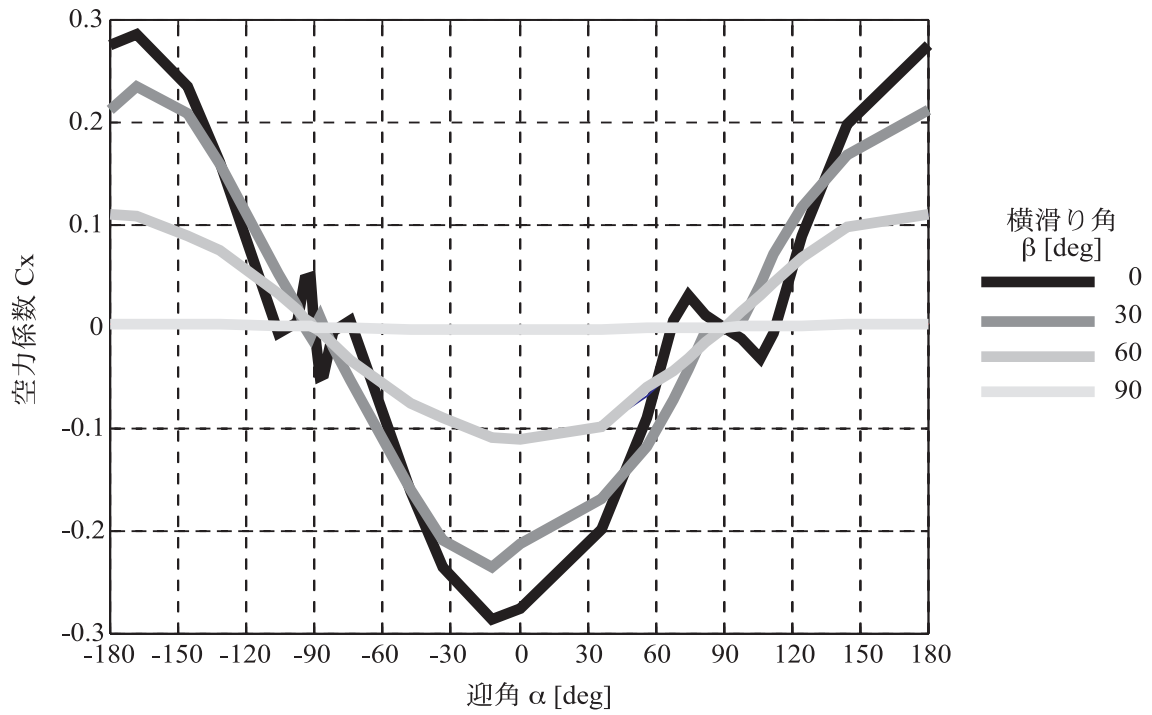


図10 空力係数 C_x ただし、 $C_x(-) = C_x()$

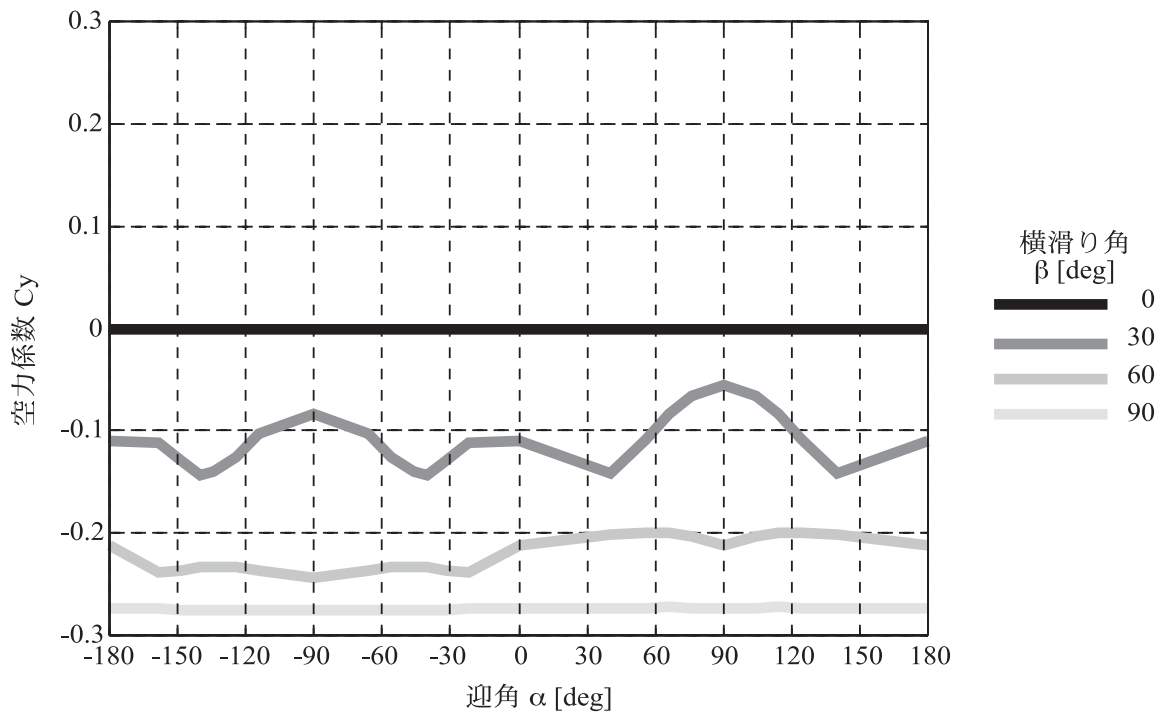


図11 空力係数 C_y ただし、 $C_y(-) = -C_y()$

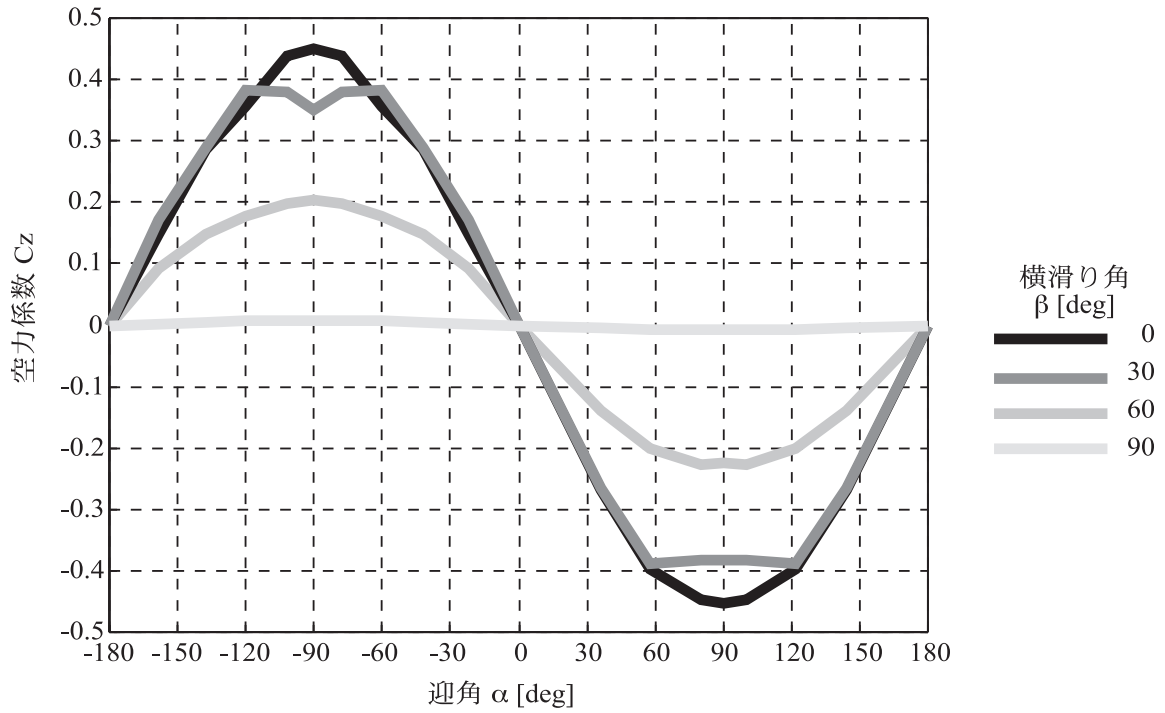


図12 空力係数 C_z ただし、 $C_z(-) = C_z()$

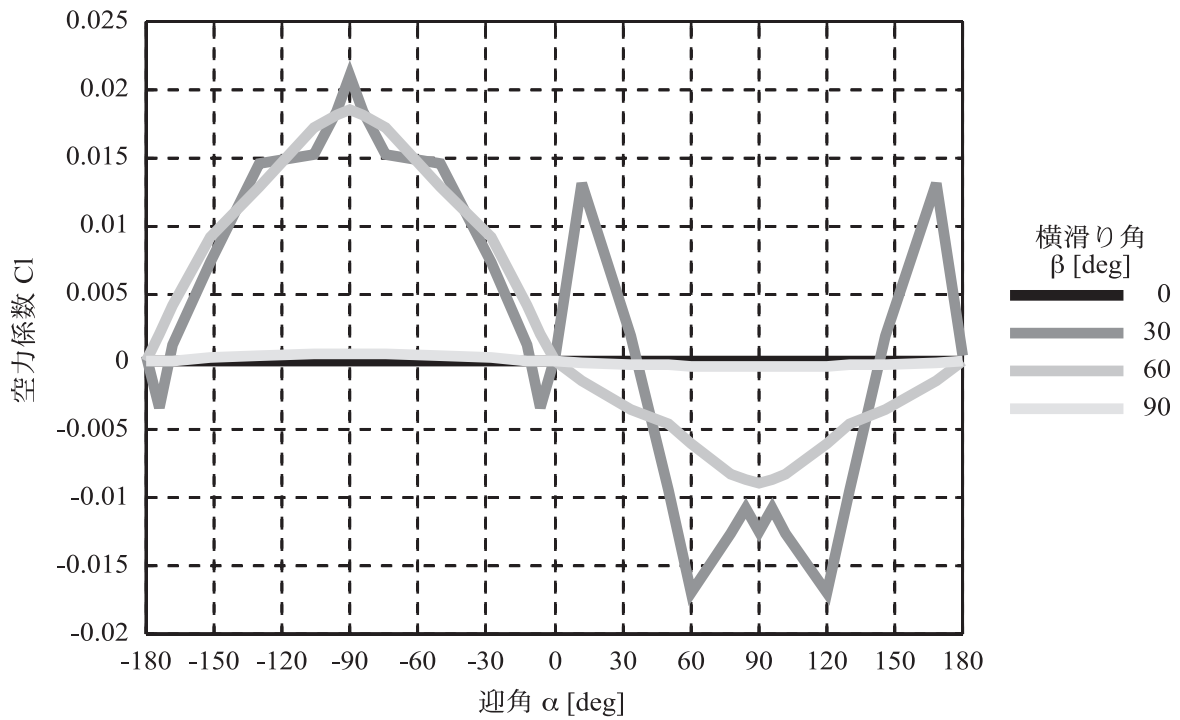


図13 空力係数 C_l ただし、 $C_l(-) = -C_l()$

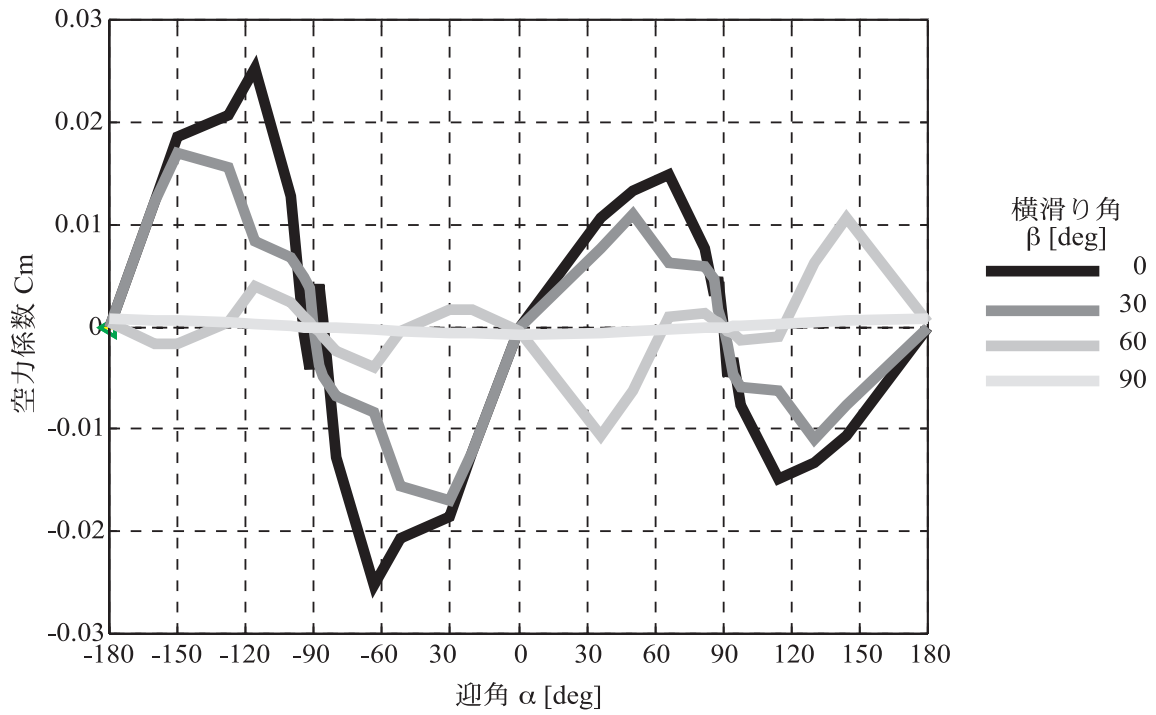


図14 空力係数 C_m ただし、 $C_m(-\alpha) = -C_m(\alpha)$

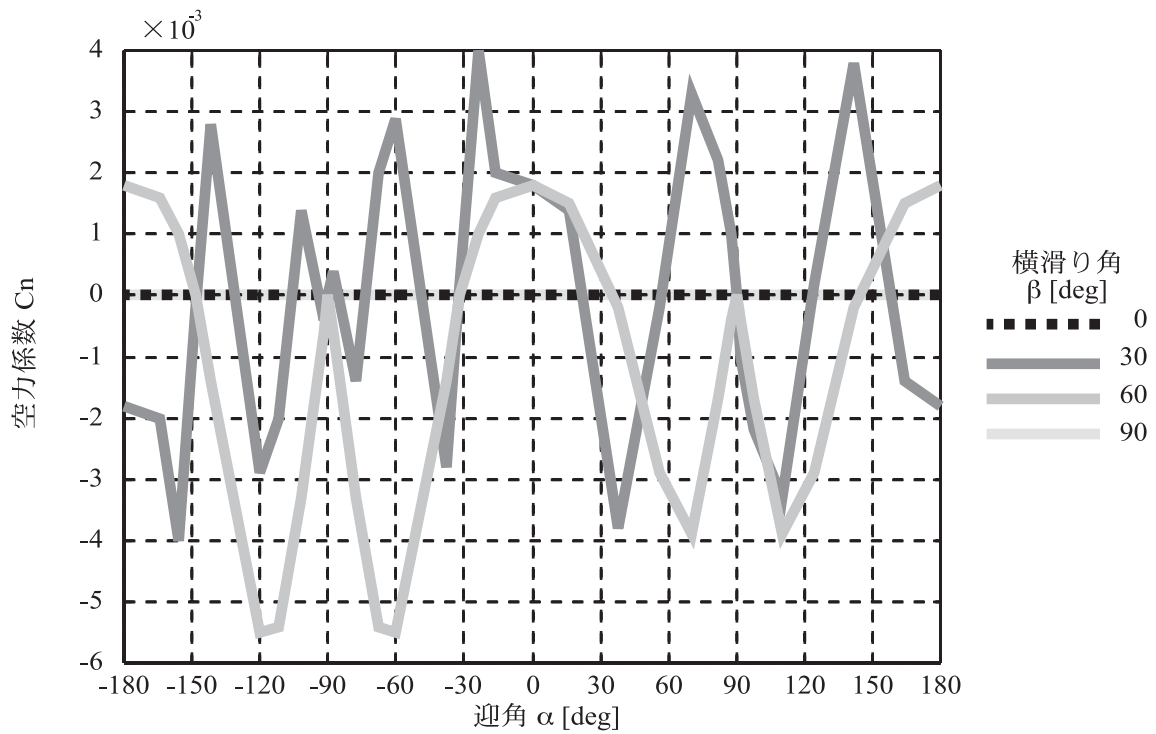


図15 空力係数 C_n ただし、 $C_n(-\alpha) = C_n(\alpha)$

表3 重心移動の実測値

傾き		重心のずれ	
ロール	0.7 deg	y 方向	0.7 mm
	4 deg		3.7 mm
ピッチ	0.7 deg	x 方向	-0.7 mm
	4 deg		-3.7 mm

よってFTBは回転と逆向きの力を受ける。さらに、エンジンの回転数が変化した場合に、慣性効果によって機体を受ける力を次のようにモデル化する。

$$M_{CF} = [0 \quad 0 \quad I_{EG} \cdot \dot{\omega}_{EG} - F_F^T] \quad (10)$$

重心移動

機体が傾いたときに、燃料タンク内の燃料が移動する。それによる重心のずれを実際に測定した値を表3に示す。この値を線形補間して重心のずれとした。また、取り付け誤差も考慮した。

推力線と重心がずれた際には、推力によるモーメントが生じる。これは、次式でモデル化できる。

$$M_{cg} = T_j \cdot [-dy \quad dx \quad 0]^T \quad (11)$$

ただし、 dx, dy は、重心移動と取り付け誤差を含めた重心と推力線のずれを表す。

3.3 風モデル

風モデルとして、定常風モデルとMIL8785C^[1]の擾乱モデルを用いた。

定常風モデルについては、高度により風速・風向が変

化しないものとした。

擾乱モデルについては、FTBの特性が通常の固定翼の航空機と異なるために若干の変更を施した。MIL8785Cの擾乱モデルでは、航空機が進行方向(通常はx軸)に大きな速度を持っているとしてモデル化してあるが、FTBでは上昇・下降中に大きな速度を発生する。そこで、MIL8785Cの擾乱モデルのx軸方向とz軸方向を入れ替えて使用してある。このようにモデル化したのが以下の式である。式中のパラメータについては、表4に示す。

$$w_{1g} = u \sqrt{\frac{L_U}{V}} \cdot \frac{1 + \left(\frac{3L_U}{V}\right)s}{\left(1 + \frac{L_U}{V}s\right)^2} w_{n1} \quad (12)$$

$$w_{2g} = v \sqrt{\frac{L_V}{V}} \cdot \frac{1 + \left(\frac{3L_V}{V}\right)s}{\left(1 + \frac{L_V}{V}s\right)^2} w_{n2} \quad (13)$$

$$w_{3g} = w \sqrt{\frac{2L_W}{V}} \cdot \frac{1}{1 + \frac{L_W}{V}s} w_{n3} \quad (14)$$

ここで w_{n1}, w_{n2}, w_{n3} は、インテンシティ1のホワイトノイズである。

3.4 運動方程式

FTBを剛体とすると、運動方程式は以下のように記述できる。

ダイナミクス

$$m\dot{v} = F \quad (15)$$

表4 ガストモデルで使用するパラメータ

記号	単位		備考
U_{20}	kt	11.5	(大樹町の計測データを元に設定)
L_U, L_V	ft	1000	(1000 ft < h ≤ 2000 ft)
		$\frac{h}{(0.177 + 0.000823h)^{1.2}}$	(10 ft < h ≤ 1000 ft)
		100	(h ≤ 10 ft)
L_W	ft	1000	(1000 ft < h ≤ 2000 ft)
		h	(10 ft < h ≤ 1000 ft)
		10	(h ≤ 10 ft)
σ_U, σ_V	kt	$\frac{\sigma_W}{\sigma_W}$	(1000 ft < h ≤ 2000 ft)
		$\frac{\sigma_W}{(0.177 + 0.000823h)^{0.4}}$	(0 ft < h ≤ 1000 ft)
σ_W	kt	$0.1U_{20}$	

$$\dot{I} + \tilde{I} = M \quad (16)$$

キネマティクス

$$\dot{r} = v - \tilde{r} \quad (17)$$

$$\dot{q} = \begin{matrix} 1 \\ 2 \end{matrix} q \quad (18)$$

ただし,

$$F = F_c + F_A + F_{RA} + mg \quad (19)$$

$$M = M_c + M_A + M_{RA} + M_G + M_{CT} + M_{cg} \quad (20)$$

$$g = C \cdot [0 \ 0 \ g]^T \quad (21)$$

である。前節までで行ったモデル化を元に、運動方程式を整理し直すと、以下の式となる。

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{v}_1 \\ \dot{v}_2 \\ \dot{v}_3 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} -\frac{G_0}{m} & & & \\ & & & \\ & & & \\ & & & \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \end{bmatrix} \\ &+ \frac{G_0 l_{RA}}{m} \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 \\ 2 \\ 3 \end{bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} 2(q_1 q_3 - q_2 q_4) \\ 2(q_2 q_3 - q_1 q_4) \\ q_3^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_4^2 \end{bmatrix} g \\ &+ \frac{F_A}{m} - \frac{1}{m} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ T_j \end{bmatrix} \quad (22) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\cdot} \\ \dot{\cdot} \\ \dot{\cdot} \end{bmatrix} &= A \begin{bmatrix} 1 \\ 2 \\ 3 \end{bmatrix} \\ &+ G_0 l_{RA} \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ I_r & 1 & 0 \\ 0 & I_p & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \end{bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} \frac{M_{A1} + M_{c1}}{I_r} - dy \cdot T_j \\ \frac{M_{A2} + M_{c2}}{I_p} + dx \cdot T_j \\ \frac{M_{A3} + M_{c3}}{I_y} + (I_{EG} \dot{\cdot}_{EG} - F_F) \end{bmatrix} \quad (23) \end{aligned}$$

ここでAは

$$\begin{aligned} A_{11} &= 0 \\ A_{12} &= \frac{I_p \dot{\cdot}_3 + G_0 \cdot l_{RA}^2 - I_{EG} \dot{\cdot}_{EG}}{I_r} \\ A_{13} &= -\frac{I_y \dot{\cdot}_2}{I_r} \\ A_{21} &= \frac{-I_r \dot{\cdot}_3 + G_0 \cdot l_{RA}^2 + I_{EG} \dot{\cdot}_{EG}}{I_p} \\ A_{22} &= 0 \\ A_{23} &= -\frac{I_y \dot{\cdot}_1}{I_p} \\ A_{31} &= \frac{I_r \dot{\cdot}_2}{I_y} \\ A_{32} &= \frac{I_p \dot{\cdot}_1}{I_y} \\ A_{33} &= 0 \end{aligned}$$

である。

4 航法系

FTBに搭載されている航法センサは、AHRSとGPS受信機である。姿勢についてはAHRS出力を利用し、位置・速度・加速度についてはAHRS出力積分値をGPS受信機の出力データで補正するGPS-AHRS複合航法方式を用いる。データの更新は、カルマンフィルタを用いて1Hzで行われる。航法系で使用される座標系は、発進台上に置かれたFTBの重心を原点とし、北、東、鉛直下向きをそれぞれX、Y、Z軸とする座標系である。実際のFTBでは、GPS受信機の出力もこの座標系に変換して複合化が行われている。

本研究ではGPSシステムやAHRSのシミュレーションは行っていない。航法系の誤差モデルを作り、それらの誤差が加わった状態量を誘導・制御モジュールは利用できるとしてシミュレーションを行っている。

4.1 AHRS

FTBに搭載されるAHRSは、ストラップダウン方式の光ファイバージャイロと加速度計からなるINSであり、制御系と同じ60Hzで計測を行っている。ジャイロは角速度を計測し、角速度、姿勢角を出力する。数学モデルとして、以下の誤差を想定している。

加速度誤差

AHRSの加速度出力(n_{AHRS})は、真値(n_T)とキャリブレーションデータ誤差等の除去不可能な誤差(n)が

表5 加速度計の誤差

パラメータ	単位	x	y	z
バイアス誤差 δB_n	m/s ²	0.01g	0.01g	0.01g
スケールファクタ δS_n		0.001	0.001	0.001

いずれも 3σ 値

ら構成され、それらの関係は以下の式で表せられる。

$$n_{AHRS} = n_T + n \quad (24)$$

$$n = B_n + S_n \cdot n_T \quad (25)$$

具体的な値については、表5にまとめてある。加速度計の取り付け誤差の影響については、極めて小さい値のために考慮しない。

角速度誤差

AHRSの角速度出力(n_{AHRS})は、真値(n_T)とキャリブレーションデータ誤差等の除去不可能な誤差(n)から構成され、それらの関係は以下の式で表せられる。

$$n_{AHRS} = n_T + n \quad (26)$$

$$n = B_G + S_G \cdot n_T \quad (27)$$

各パラメータの具体的な値を、姿勢角誤差のパラメータとまとめて表6に示す。

姿勢角誤差

AHRSの姿勢角出力(θ_{AHRS})は、真値(θ_T)とキャリブレーションデータ誤差等の除去不可能な誤差(θ)から構成され、それらの関係は以下の式で表せられる。

表6 ジャイロの誤差

パラメータ	単位	ロール ピッチ	ヨー
バイアス誤差 δB_G	deg/s	0.001	0.004
スケールファクタ δS_G		0.005	0.005
AHRS 取り付け誤差 $\delta \theta_{INST}$	deg	0.15	0.3
初期アライメント誤差 $\delta \theta_0$	deg	0.3	0.5

いずれも 3σ 値

表7 GPSの航法誤差

モード	精度		
	水平位置	垂直位置	速度
RTK モード	6cm	6cm	0.06m/s
	50cm	75cm	0.06m/s
GPS 単独モード	50m	75m	0.6m/s

$$n_{AHRS} = n_T + n \quad (28)$$

$$n = B_n + S_n \cdot n_T \quad (29)$$

4.2 GPS

GPS受信機を用いてRTK-GPS航法を行っているが、基準局からの信号の受信状況に応じてRTK-GPSからDGPS(Differential GPS)、GPS単独航法へと、次第に精度の落ちる航法へと移行する。

GPSの誤差を、サイン波成分とランダム成分の和としてモデル化した。SAによる航法誤差をサイン波の形で表し、その他の誤差要因による総合的な誤差としてランダム誤差をモデル化している。いずれの値も、使用したセンサ類の仕様値および測定データから決定した。

位置・速度の航法誤差は、SA誤差¹の長周期で変動するサイン波とする。周期は、400秒とする。各誤差の1は、航法モードにより表7の値とする。この表はFTBに搭載されているGPS受信機(Trimble社7400MsiRTK-GPS受信機)のRTK OTF(RTK On The Fly)の解を元にした精度を示してあるが、RTKモードの精度については、2000年2月~3月のFTB試験の結果を反映してある。

ランダム誤差は、表8の値とする。一様分布乱数の大きさとして、表の値を用いる。

4.3 カルマンフィルタ

FTBでは定常カルマンフィルタによるAHRSとGPSの複合航法を行っている。本シミュレーションでは、AHRS、GPS受信機の誤差モデルの出力を、FTBと同じ

表8 ランダム誤差

位置		速度	
水平	垂直	水平	垂直
±5 cm	±5 cm	±5 cm/s	±5 cm/s

1 2000年5月に付加は停止されたが、ここでは2000年2月~6月のFTB試験で用いたモデルについて説明している。

パラメータのカルマンフィルタを用いて状態量推定を行っている。このカルマンフィルタは、観測される位置、速度、姿勢の関係をを用いた離散型のカルマンフィルタであり、以下のように定式化できる。

状態変数 V は、位置、速度、加速度の各誤差の推定量とする。

$$V = \begin{pmatrix} X & Y & Z & V_x & V_y & V_z \\ a_x & a_y & a_z \end{pmatrix}^T$$

連続系の状態方程式は次式の通りである。

$$\frac{d}{dt} V = A_c V + G_c w_c \quad (30)$$

ただし、

$$A_c = \begin{bmatrix} 0_{6 \times 3} & I_{6 \times 6} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 6} \end{bmatrix}$$

$$G_c = I_{9 \times 9}$$

であり、 w_c はプロセスノイズ、 0 は0行列、 I は単位行列で添え字は行列の大きさを表す。この式を離散化すると n 番目の観測点での状態方程式は次のように表せる。

$$V_{n+1} = A_d V_n + G_d w_n \quad (31)$$

ただし、サンプリング周期を T とし、

$$A_d = e^{A T}$$

である。観測残差 dV はAHRSより得られる観測値とGPSから得られる観測値の差であり、

$$dV = [dX \ dY \ dZ \ dV_x \ dV_y \ dV_z]^T$$

である。従って、離散化した観測方程式は

$$dV_n = H_n V_n + v_n \quad (32)$$

$$H = [I_{6 \times 6} \ 0_{6 \times 3}] \quad (33)$$

とかける。ここで、 v は観測ノイズベクトルを表す。このとき、カルマンフィルタ K_{KALM} と状態量の誤差共分散行列 P と予測誤差共分散行列 M は次式となる。

$$K_{KALM} = P_n H_n^T R_n^{-1} \quad (34)$$

$$P_n = M_n - M_n H_n^T (H_n H_n^T + R_n)^{-1} H_n M_n \quad (35)$$

$$M_{n+1} = A_{d_n} P_n A_{d_n}^T + G_n Q_n G_n^T \quad (36)$$

ただし、 R は観測ノイズの共分散、 Q はプロセスノイズの共分散である。FTB では推定誤差共分散をオフラインで見積もって定数とすると、式(34) ~ (36)より定常カルマンゲインが求まる。以上よりカルマンフィルタによる推定状態量は、

$$V_n = V_{n-1} + K_{KALM} [dV_n - H \cdot V_{n-1}] \quad (37)$$

となる。

推定誤差共分散は航法モードによって異なるので、カルマンゲインは航法モードで切り替えて用いる。その結果、RTKモードでは大きくRTK-GPSに偏った重み付けとなっており、単独モードではGPSを複合しないようにゲインを設定してある。ただし、実際の飛行試験ではGPS単独モードにはいと緊急中止手順に入って実験を中止する。

5 誘導モジュール

誘導モジュールは、航法系の出力する機体の状態量と発進前に入力されるプリプログラムデータ（飛行プロファイル情報）を元にして、高度方向の位置・速度・水平方向の位置などの指令を生成する。

表9 プリプログラムデータ

1	PTYPE1	飛行モード
2	PTYPE2	フェーズタイプ
3	PHCOM	目標高度
4	PHDC	目標高度変化率
5	PHDDC	目標加速度
6	PHDLIM	高度変化率制限
7	PXCOM	目標 X 位置
8	PYCOM	目標 Y 位置
9	PVXCOM	目標 X 速度
10	PVYCOM	目標 Y 速度
11	PHVC	水平面内速度制御スイッチ
12	PP1	プログラマブルパラメータ 1
13	PP2	プログラマブルパラメータ 2
14	PP3	プログラマブルパラメータ 3
15	PP4	プログラマブルパラメータ 4
16	PP5	プログラマブルパラメータ 5

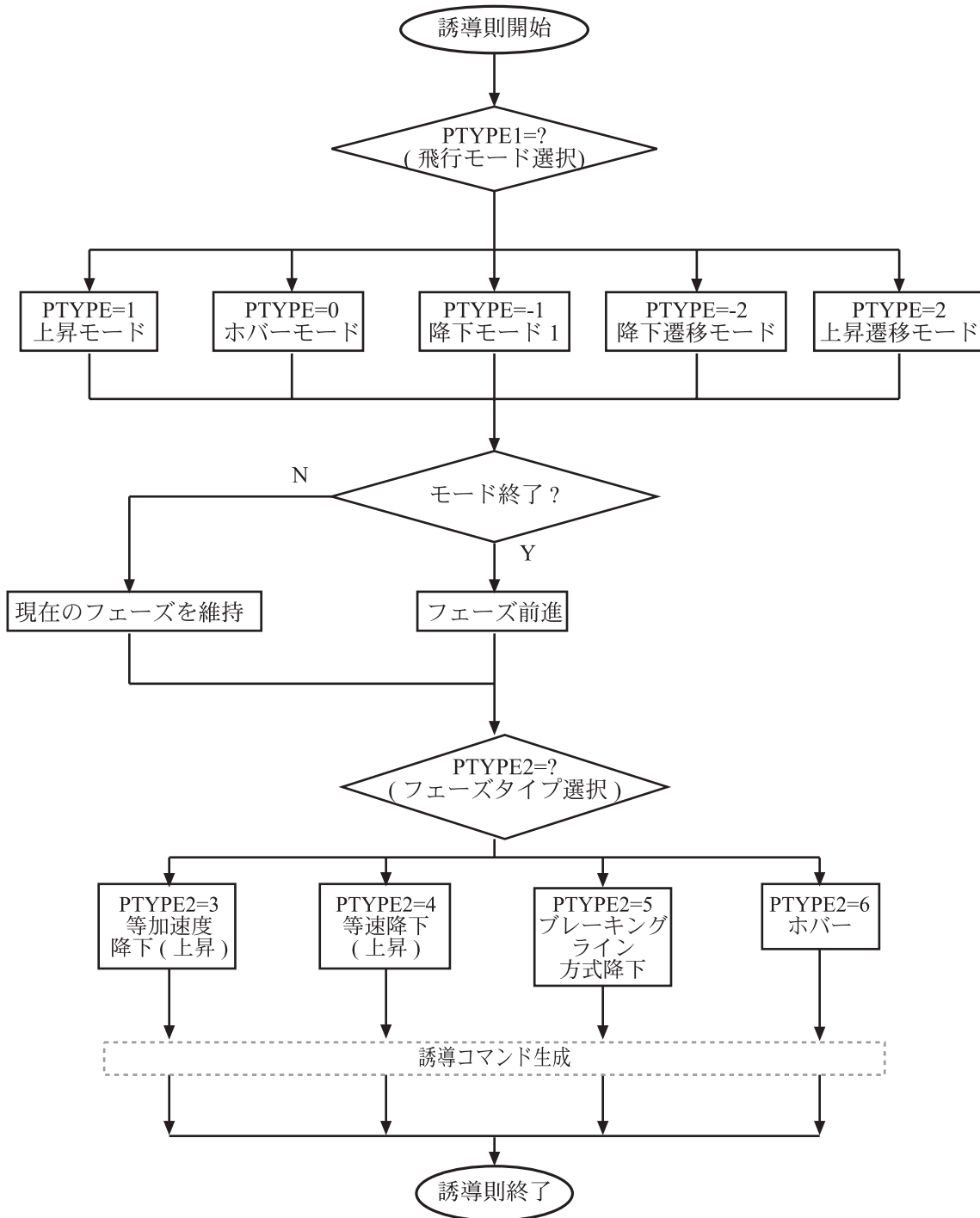


図 16 誘導系全体図

誘導モジュールは以下に示す 2 つの主要機能を持つ。

誘導フェーズ管理機能
制御コマンド生成機能

誘導フェーズ管理機能

発進前に決定されたプリプログラムデータに基づき、飛行プロファイルを構成する複数の誘導フェーズを順次実行していく機能である。一つの誘導フェーズのプリプログラムデータを表 9 に示す。このような誘導フェーズ

を、飛行前に計画された誘導フェーズの数だけ並べた行列が、1 回の飛行実験のプリプログラムデータとなる。図 16 の誘導則全体のブロック図にこの機能を示す。

プリプログラムデータの PTYPE1 によって飛行モードを、PTYPE2 によりその誘導フェーズでのフェーズタイプを指定する。このように指定されたプリプログラムデータを元に、順次誘導フェーズを切り替えながら、誘導則は全体の飛行プロファイルの管理を行う。

誘導フェーズの飛行モードとしては、

上昇モード
ホバーモード
降下モード
降下遷移モード
上昇遷移モード

がある。

フェーズタイプとしては、以下に列挙する4つのタイプがある。

等加速度上昇（降下）

等加速度で上昇（降下）するための誘導フェーズ
等速上昇（降下）

等速度で上昇（降下）するための誘導フェーズ
ブレーキングライン方式降下

SELENEが月面軟着陸する際の誘導則の模擬を行うための誘導フェーズ。このフェーズでは全てのコマンドはFTBバス機器より出力され、SELENEバス機器（FTBのペイロード）からのコマンドは受け入れない。

ブレーキングライン方式とはSELENEで採用が検討されている着陸誘導方式で、高度と降下速度の関数によりエンジンのON-OFFを切り替えて降下速度を制御する方式である。

ホバー

ホバー飛行用の誘導フェーズ

制御コマンド生成機能

誘導フェーズ管理機能により決められた飛行プロファイルを実現するために必要な制御コマンドを制御側へ出力する機能である。誘導モジュールでは誘導フェーズタイプごとに制御コマンド生成ロジックが定義されており、現在の誘導フェーズタイプに応じて適切なロジックが呼び出される。

6 制御則

制御則は誘導モジュールが生成する制御コマンドに従って機体の制御を行う。制御則は高度制御系、水平面内位置制御系、姿勢制御系の3つから構成されている。このうち高度制御はジェットエンジンを、姿勢制御はRCSを用いて機体の制御を行う。水平面内位置の制御については、直接的な制御力がないので機体の姿勢を傾けてジェットエンジンの推力の水平方向成分を利用して制御を行う。制御系の全体図を図17に示す。制御系の演算サイクルは、実際のFTBと同じ60Hzとした。

6.1 姿勢制御系

姿勢制御系を図18に示す。この制御系は、現在の姿勢

角と水平面内位置制御系により生成された目標姿勢角との誤差をフィードバックして、RCSバルブの開閉の制御を行う。安定性を増すために姿勢角速度もフィードバックしている。風による横力をうち消すなど、オフセットモーメントが生じた場合も定常偏差を除去するために、ピッチ、ロール角を制御するラインには積分器を設けた。またジャイロモーメント効果を考え、ロール、ピッチのカップリングした制御ラインを設けた。RCSバルブの開閉のコマンドを出力するために、不感帯つきリレーを用いて制御出力を離散化した。

6.2 水平面内位置制御系

水平面内位置制御系を図19に示す。この制御系は、水平面内位置誤差と水面内速度誤差をフィードバックして姿勢角コマンドを姿勢制御系へ出力する。姿勢制御系はこのコマンドによって姿勢を傾けて、ジェットエンジンの推力の水平面内成分を利用して水平面内位置・速度の制御を行う。位置の定常偏差を除去するために積分器が付加されており、さらに位置誤差にリミッタを設けてある。このリミッタにより位置誤差が過大の状況では一定速度による横移動を行い、姿勢を過度に傾けない。また、地上固定座標系から機体軸座標系への変換を行うことで、地上固定座標系を元にした航法則、プリプログラムデータに従って適切な制御を行うことができる。

6.3 高度制御系

高度制御系を図20に示す。この制御系は、高度制御、高度変化率制御、高度加速度制御を行う。

SELENE着陸飛行時に使用されるブレーキングライン方式による制御系は、高度と降下速度を元にしてメインエンジンのON-OFFを切り替えて高度と降下速度の制御を行う。従って、FTBでSELENEの搭載機器の試験を行うに当たっては、SELENEの飛行模擬ができるような制御系、すなわち高度と高度変化率を速やかに目標値に追従させることができる制御系が重要になる。そこで、高度誤差および高度変化率誤差をフィードバックさせてエンジン回転数指令を生成する。さらにロケットエンジンに比べて追従性の悪いジェットエンジンの応答を改善するために、高度加速度指令をフィードフォワード信号として使用している。

FTBのフリーフライト試験に先立ち、テザード試験が行われている。これは、図21に示すようにテザーをFTBにつけて飛行を行う試験で、何らかのトラブルでFTBが落下しても安全にFTBを回収できる。テザード試験では、高度のオーバーシュートがおこると上方より吊り下げているクレーンにぶつかる危険がある。そこで高度制御のトリムをいち早く獲得してオーバーシュートをなく

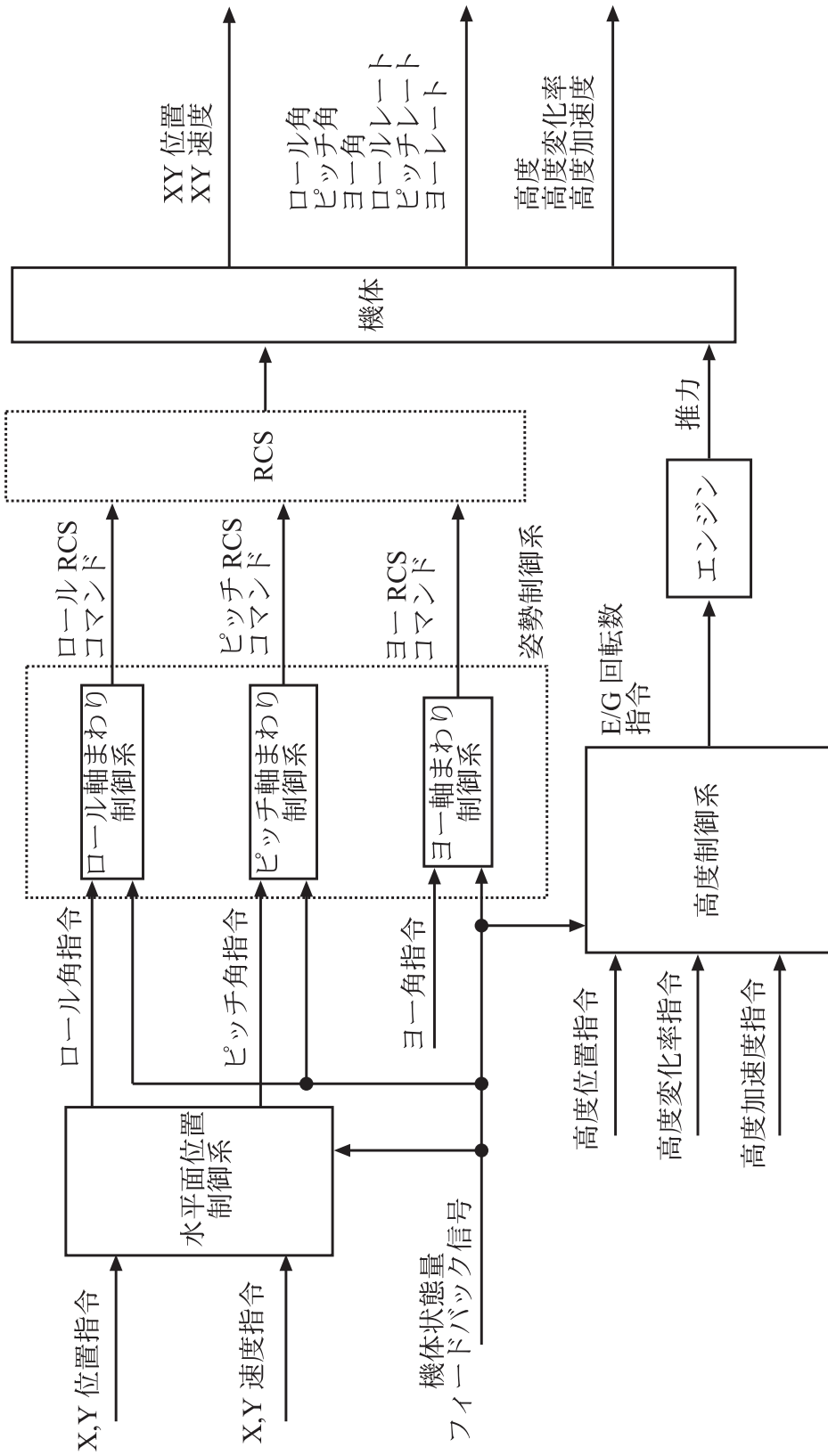


図 17 制御系全体図

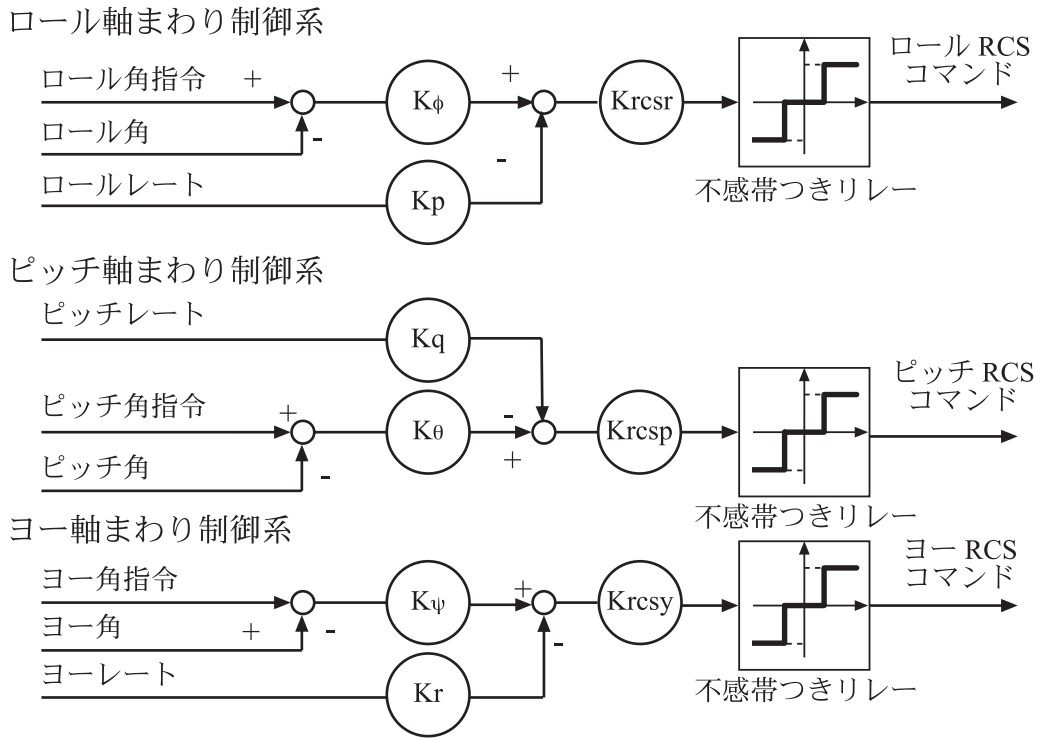


図 18 姿勢制御系

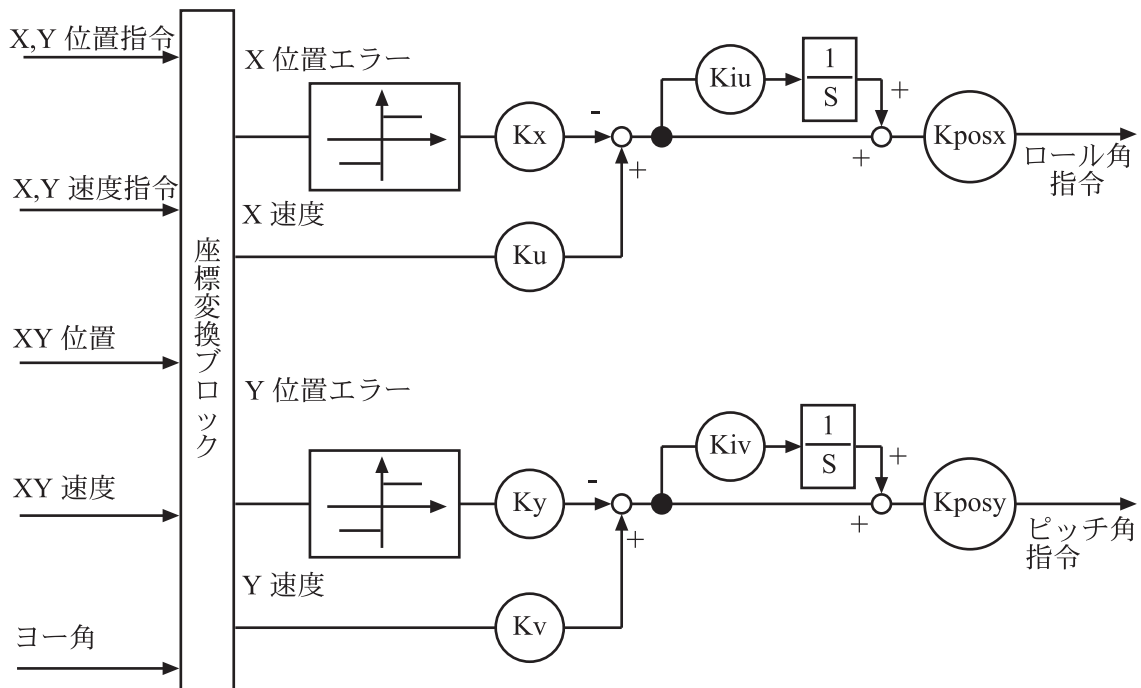


図 19 水平面内位置制御系

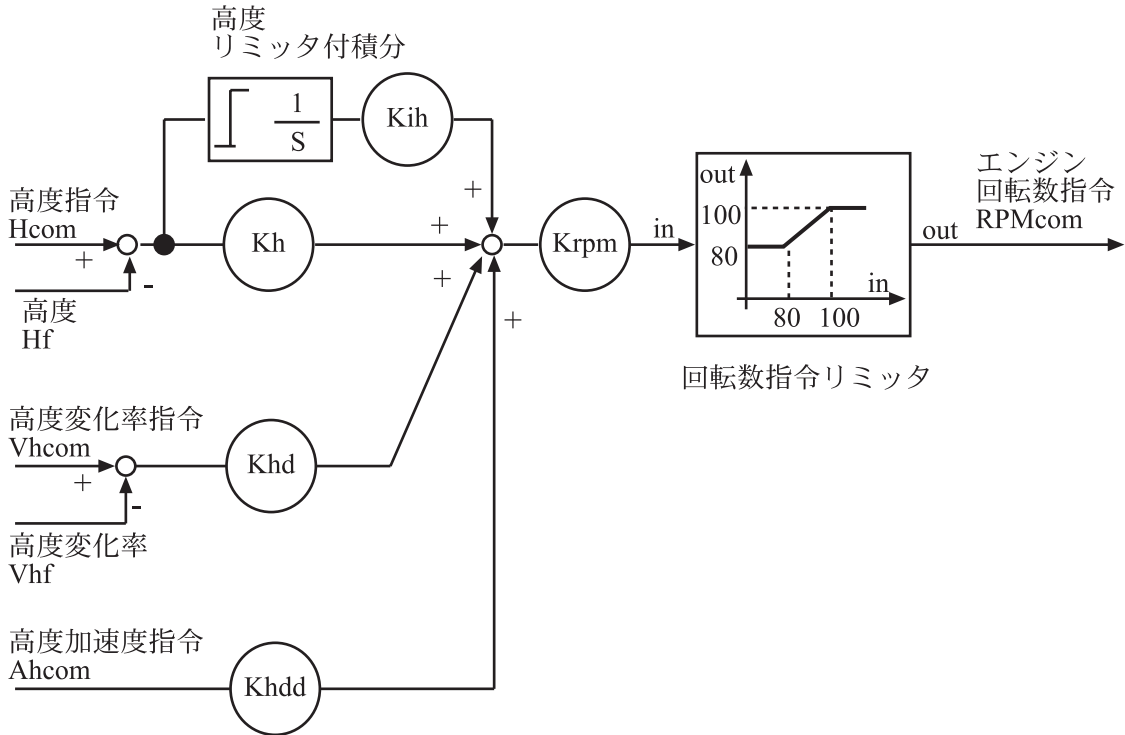


図20 高度制御系

すために、発進時の高度制御にはエンジン試験結果を元にしたオープンループの制御則を用いている。

7 シミュレーション評価

前節までのモデルに従って、各種のシミュレーションを行った。2000年の2月～3月、および6月にテザード試験が行われた。このうちの2つのテザード試験についてのシミュレーションと実際の試験データの比較と、今後予定されているフリーフライトのシミュレーション結果を以下に示す。

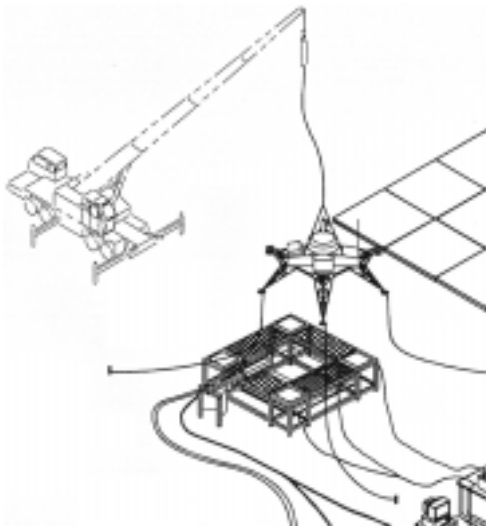


図21 テザード試験

本論文では、発進コマンドを受信した状態からのシミュレーションが行われている。それに対し実際の飛行試験では、発進コマンドの受信までにエンジンの推力確認試験などいくつかの手順を踏んでから飛行が行われるため、結果のグラフでは両者の時間がない。時間のスケールには変化がないので、時間軸方向に平行移動して比較を行う。

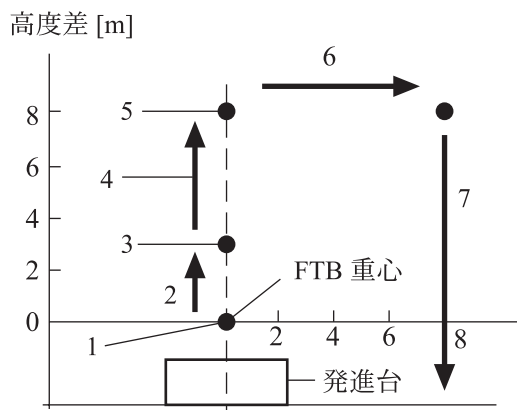
7.1 FLT102B

ここでは、テザード試験の中で行われたFLT102Bフライトのシミュレーションについて述べる。FLT102Bの概要を図22に示す。ここで用いた主要なプリプログラムデータは表10の値である。FLT102Bは、FLT103(図27参照)で発進台からの発進時にトラブルが発生したために追加されたフライトで、クレーンで吊り上げた状態からの発進を行い、地上へ着陸する試験である。この試験から、水平位置の保持性能を向上するために水平位置の制御系のゲインを以下のように変更している。

$$K_u = 3.0 \text{ (旧 } 1.25 \text{) deg/(m/s)}$$

$$K_v = 3.0 \text{ (旧 } 1.25 \text{) deg/(m/s)}$$

変更前の値は、実験前のFTBモデルによるシミュレーション評価により決定された値である。しかし実験の結果、事前のシミュレーション評価以上に水平方向に移動していたためにゲインの変更で対処する事とした。この原因として、常に風が強く吹いていたこと、シミュレ



1. エンジン始動
2. クレーンによるつり上げ
3. 発進コマンド
4. 上昇(フェーズ1)
5. ホバリング(フェーズ2)
6. 横移動後ホバリング(フェーズ3)
7. 地面へ着陸・エンジン停止(フェーズ4)

図22 FLT102B 飛行パターン

シミュレーションではモデル化していなかったテザーを通して風の影響を強く受けていたことが考えられる。

シミュレーション結果を図24、25に示す。これらのシミュレーション中は風モデルとして実測データを利用し、推力線と重心のずれが0mの場合の結果である。ただし、高度は発進台の高さを0mとして図示してある。その結果、地上に着地した時のFTBの高度は - 1.8m となっている。図24では変更前の K_u, K_v を、図25は変更後の K_u, K_v を用いた結果である。これらの図より、ゲインの変更により水平位置が振動的になることなく誤差が小さく収まっていることがわかる。また姿勢については、ゲインの変更により細かく水平位置を修正するために、ゲイン変更後の方が早い周期で振動していることがわかる。高度・高度変化率についてはほぼ同様の結果が得られている。これらのことから、変更後のゲインの値が適当であ

表10 FLT102Bの主要なプリプログラムデータ

誘導フェーズ番号	1	2	3	4
PTYPE1	1	0	0	-1
PTYPE2	4	6	6	4
PHCOM	3	5	5	-100
PHDC	0.2	0	0	-0.2
PXCOM	0	0	1.2	1.2
PYCOM	0	0	-8	-8
PP1	0	60	60	0
PP3	0	3.0	3.0	0
PP4	0	1.5	1.5	0

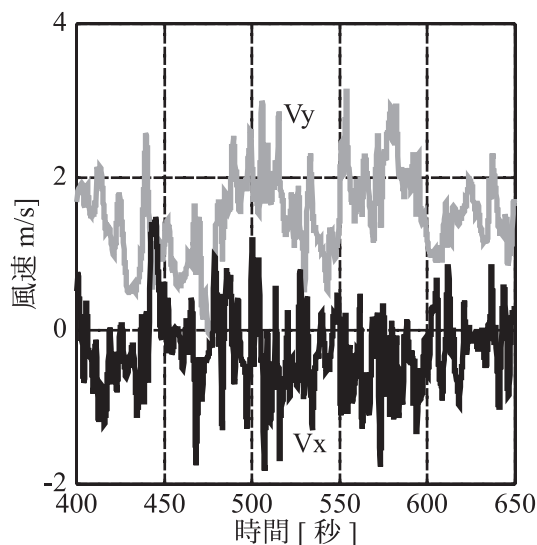


図23 FLT102B 試験時の風(実測データ)

ることがわかる。このようなシミュレーションを飛行試験前に行い、その結果を受けてゲインの変更が行われた。また実測した風のグラフを、図23に示す。風のデータは、発進台より約20m離れたところに設置した風速計を用いて、約3Hzで計測した。

実際の試験データを図26に示す。実際の試験では、エンジンの出力確認などを行った後クレーンで吊り上げ、420秒で発進コマンドを受信して上昇を始めている。同じゲインを用いたシミュレーション結果(図25)と比較すると、高度はほぼ同じ経路をたどっている。高度変化率は、試験データの方が細かい振動をしている。この原因として、実際のFTBはテザーから外力を受けているがシミュレーションではモデル化されていない、風の計測位置がFTBから20m程度離れているので実際にFTBに影響を与えた風とは異なっている、実際のエンジンの方がシミュレーションに使われたエンジンモデルよりも時間遅れが大きい、などが考えられる。

この試験は6月に行われた試験で、それまでの3月の試験と比較すると風は弱かった。そのためこの試験以前の試験データと単純に比較はできないが、制御系のゲインを変更したことにより、水平方向の誤差は非常に小さく抑えられており、シミュレーション結果と同様に水平位置制御性が向上している。

7.2 FLT103

ここでは、テザード試験の中で行われたFLT103フライトのシミュレーションについて述べる。FLT103の概要を、図27に示す。ここで用いた主要なプリプログラムデータは表11の値である。

シミュレーション結果を、図29に示す。これは、風モデルとして実測データを利用し、推力線と重心のずれが

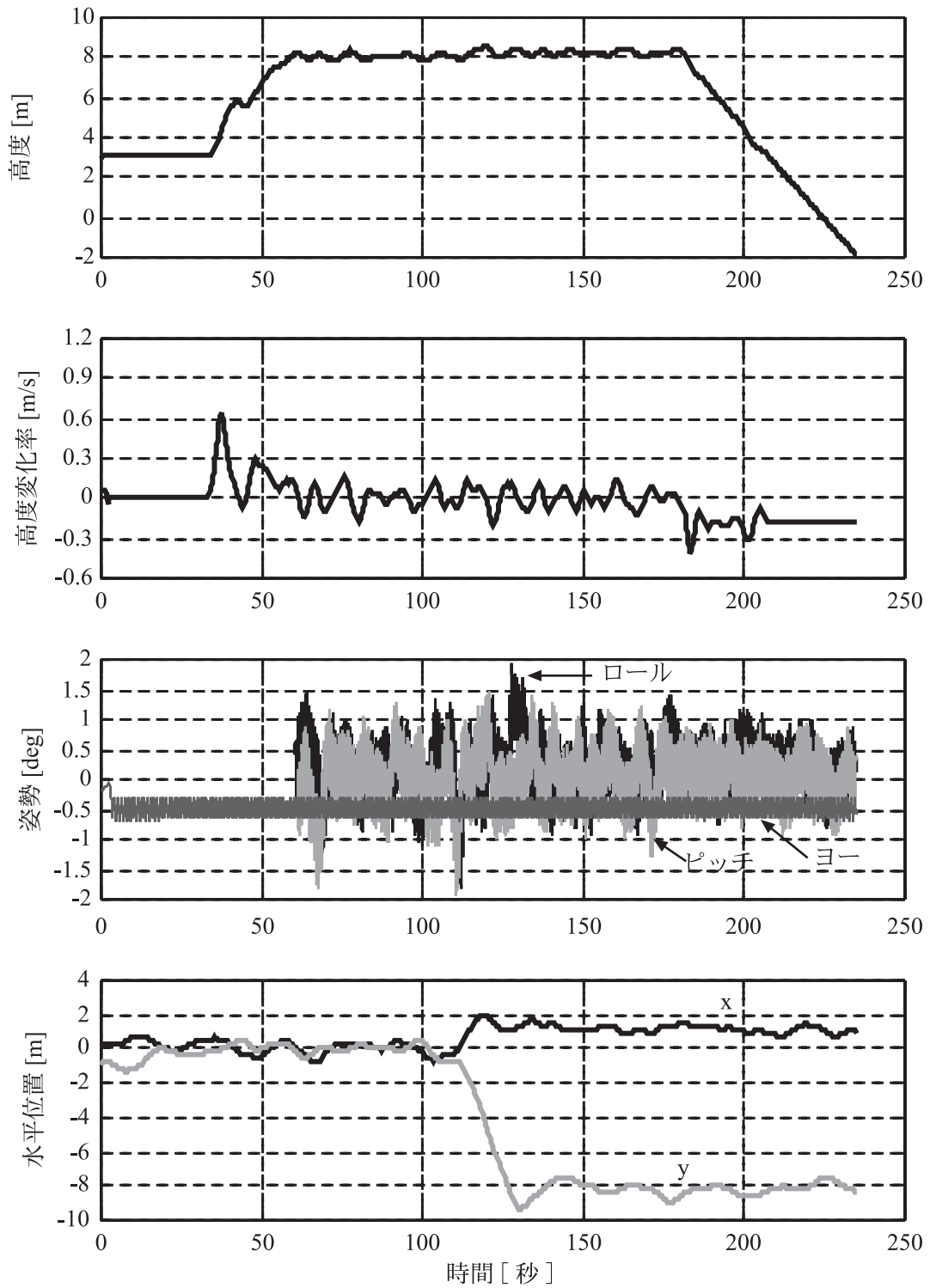


図24 FLT102B シミュレーション (旧ゲイン)

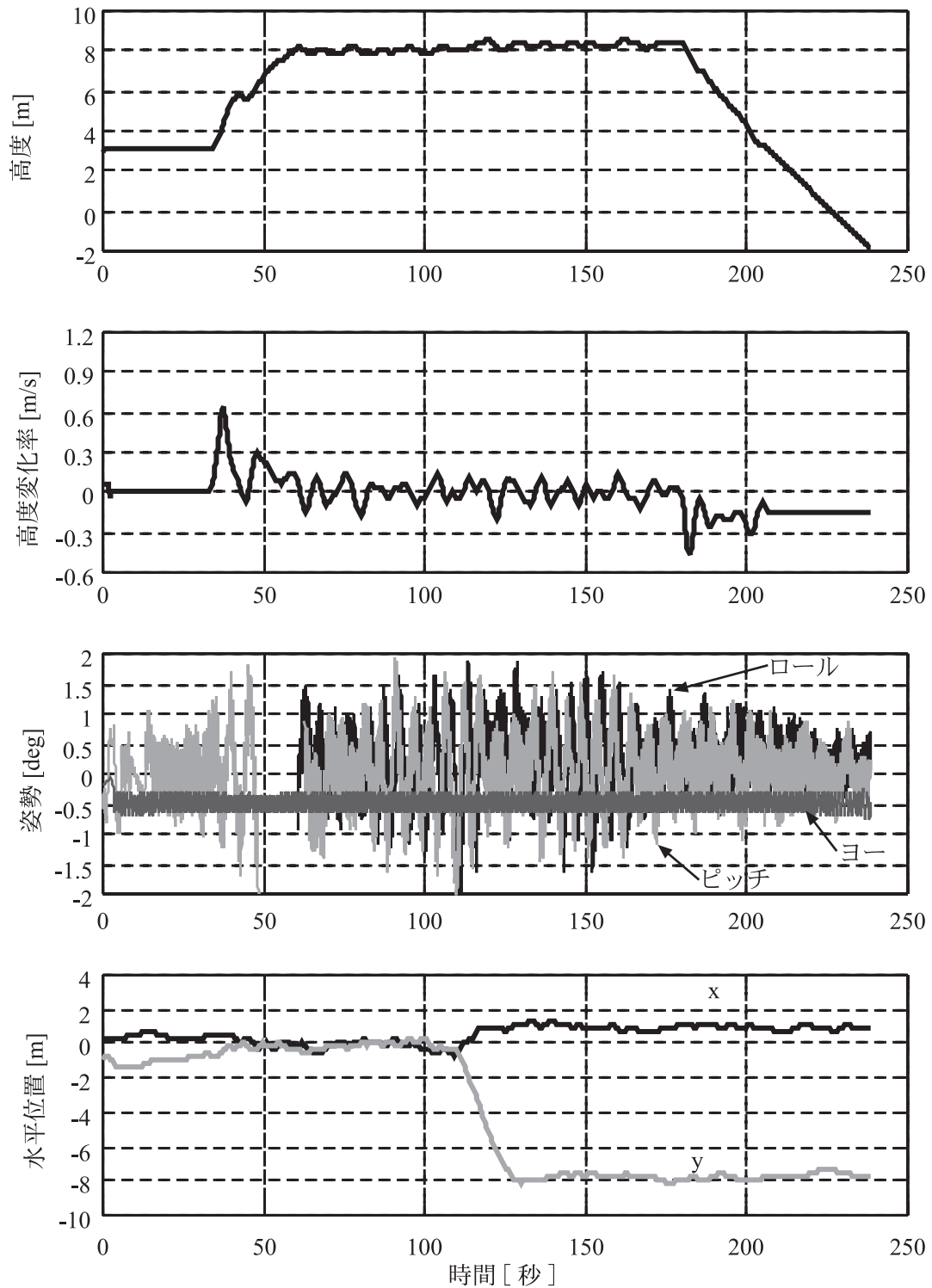


図25 FLT102Bシミュレーション(新ゲイン)

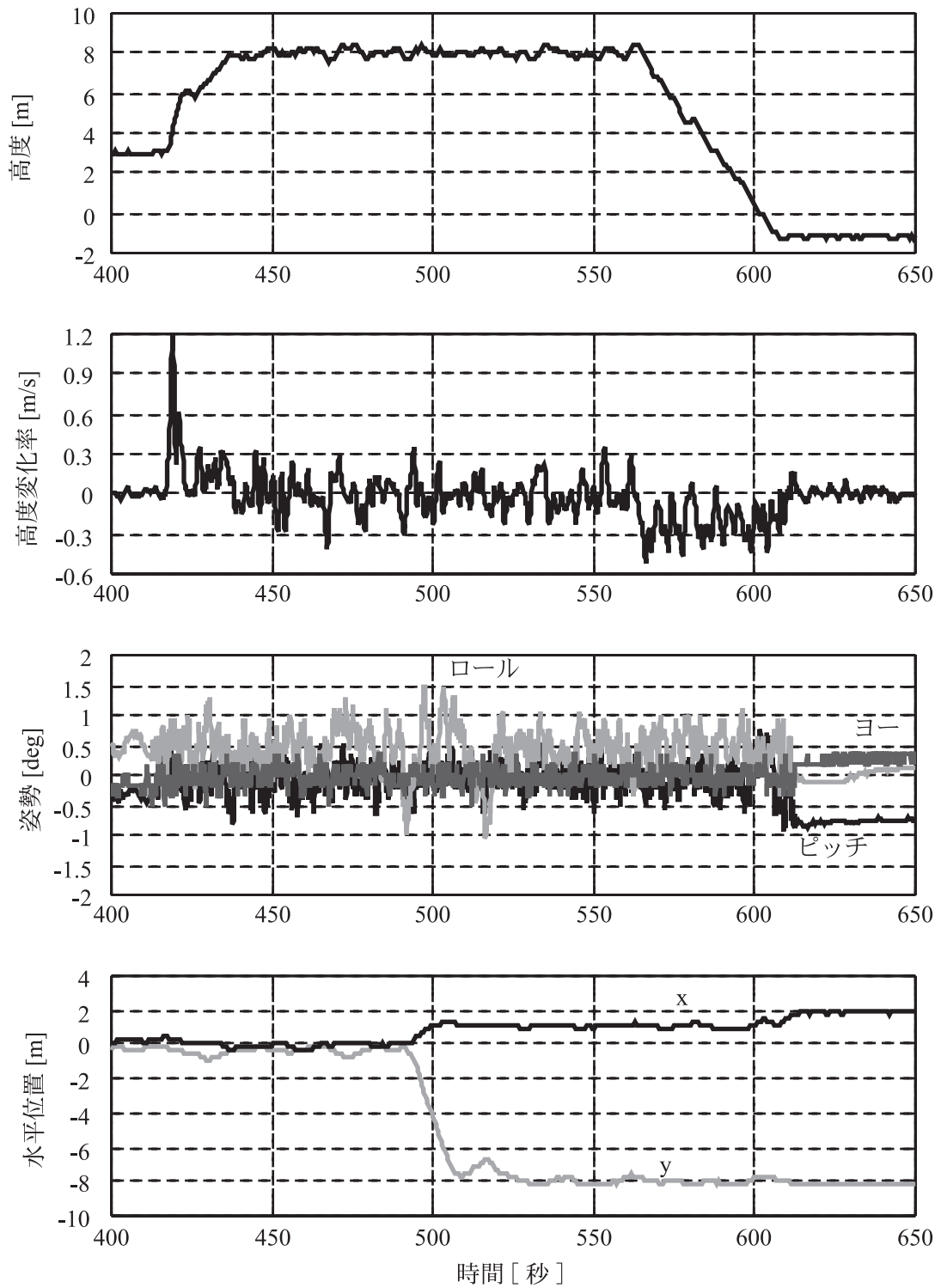
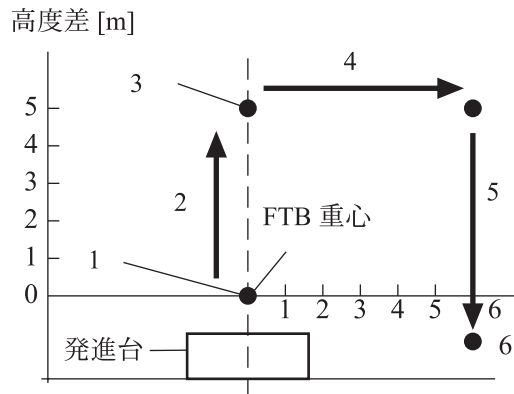


図 26 FLT102B 試験結果



1. エンジン始動・発進コマンド受信
2. 上昇(フェーズ1)
3. ホバリング(フェーズ2)
4. 横移動後ホバリング(フェーズ3)
5. 降下(フェーズ4)
6. 着陸・エンジン停止

図 27 FLT103 飛行パターン

0mの場合の結果である。ただし、高度は発進台を0mとして図示してある。また実際の試験データを図30に、実測した風のグラフを図28に示す。

実際の試験では、エンジンの出力確認などを行った後、発進コマンドを受信して330秒で上昇を始めている。この試験では発進台から直接離陸を行っている。発進台には、離陸時に風などの影響でFTBが水平移動する範囲に制限を設けるための仕切り板がつけられていて、上昇する際には仕切り板に脚を押さえられながら上昇を行う。330秒付近でヨー角が大きく変化しているのは、仕切り板に引っかかった脚を中心に回転を行っているためである。シミュレーションモデルには、脚のモデルが入っていないため、シミュレーションではこのような姿勢変動は起こらない。それ以外の部分では、シミュレーション結果と試験結果の姿勢はほぼ同程度となっている。高度や高度変化率については、FLT102Bのケースと同様にシ

表 11 FLT103 の主要なプリプログラムデータ

誘導フェーズ番号	1	2	3	4
PTYPE1	-1.0	0.0	0.0	1.0
PTYPE2	4.0	6.0	6.0	4.0
PHCOM	3.0	5.0	5.0	-100.0
PHDC	0.20	0.0	0.0	-0.20
PXCOM	0.0	0.0	1.17	1.17
PYCOM	0.0	0.0	-7.9	-7.9
PP1	0.0	60.0	60.0	0.0
PP3	0.0	1.0	1.0	0.0
PP4	0.0	1.0	1.0	0.0

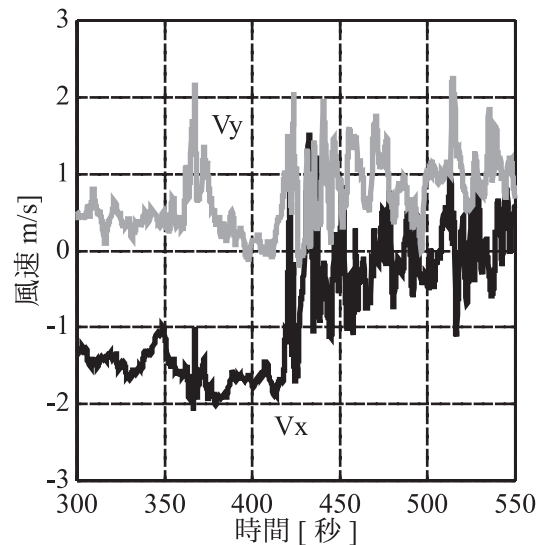


図 28 FLT103 試験時の風(実測データ)

ミュレーション結果に比べて試験データの方が誤差が大きく振動の周期が短い。水平位置については、試験データは上昇開始時にやや大きく水平移動しているが、これは脚が仕切り板に抑えられていたまま上昇し、仕切り板から脚が離れて移動したものと考えられる。その後の部分については、シミュレーション結果と試験データは同様の結果となっている。

7.3 フリーフライト

ここでは、フリーフライトでのノミナル飛行パターンのシミュレーション結果を示す。ここで用いたプリプログラムデータは、表12の値である。各フェーズの意味は以下の通りである。

1. 高度 200m まで 10m/s で等速上昇
2. 高度 560m まで 6m/s で等速上昇
3. 高度 600m で 60 秒間ホバー
4. 高度 400m まで 0.4m/s^2 で等加速度降下 (SELENE の月面降下を模擬)
5. 0.5m/s^2 で等加速度減速 (SELENE の月面降下を模擬)
6. 高度 215m まで 0.4m/s^2 で等加速度降下 (SELENE の月面降下を模擬)
7. 高度 200m で 10 秒間ホバー
8. x 方向に 50m 移動し 10 秒間ホバー
9. 高度 10m まで 6m/s で等速降下
10. 高度 10m で 30 秒間ホバー
11. 高度 2m まで 1m/s で等速降下
12. 高度 0m まで 0.5 m/s で等速降下

図31に、シミュレーション結果の1例を示す。これは、風速5m/s、風向は+x方向で、重心と推力線のずれが+x方向に0.01mある場合のシミュレーション結果である。

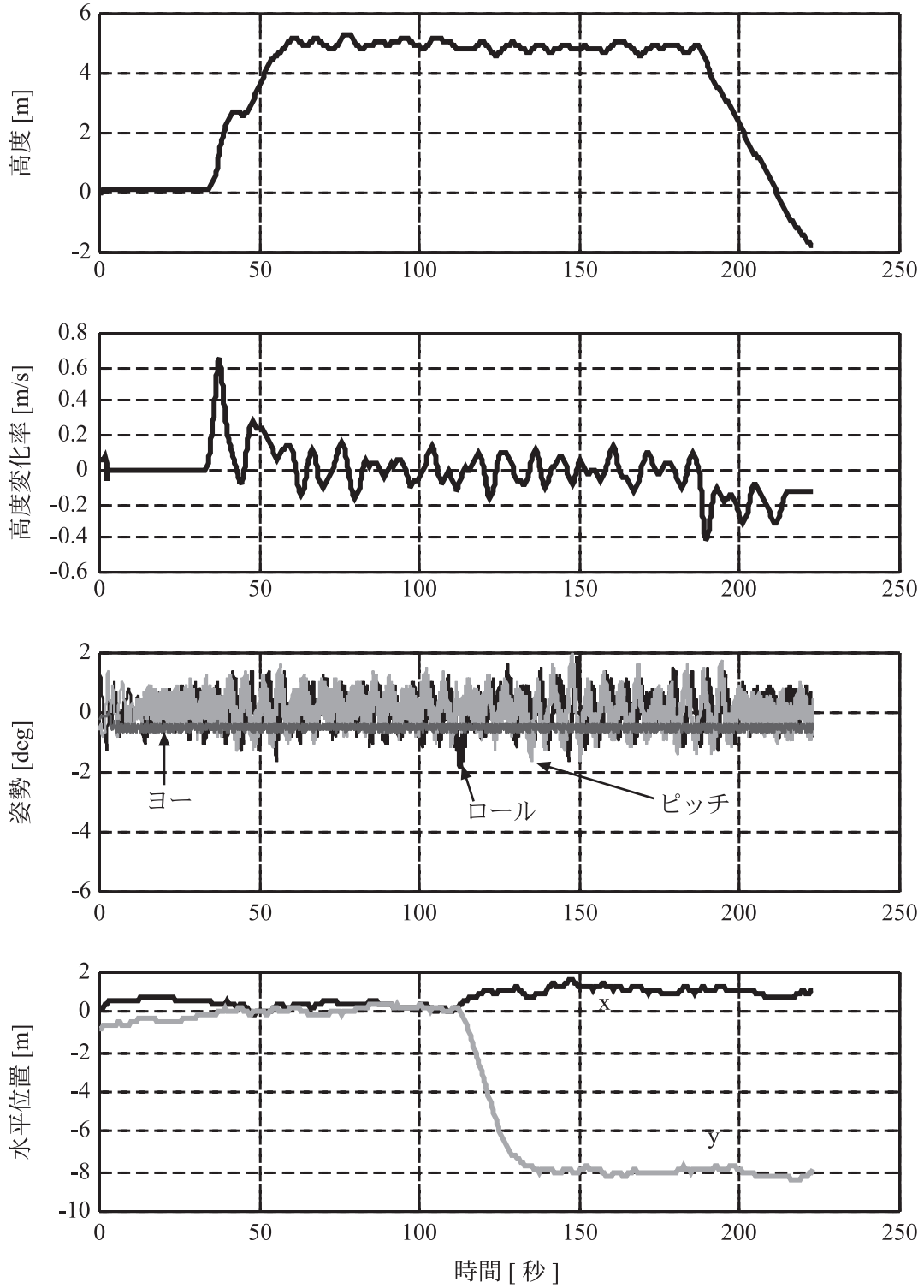


図 29 FLT103 シミュレーション

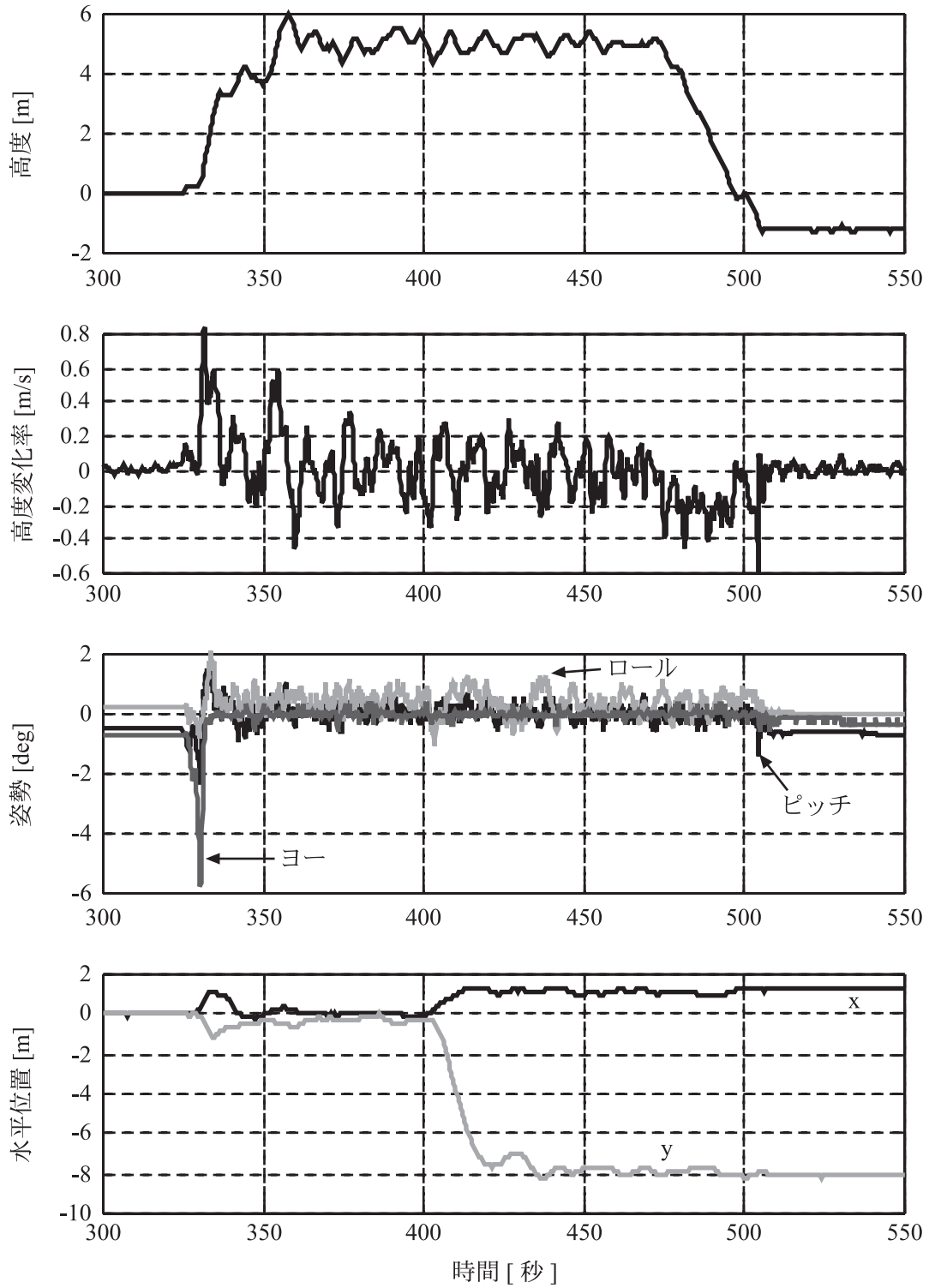


図30 FLT103 試験結果

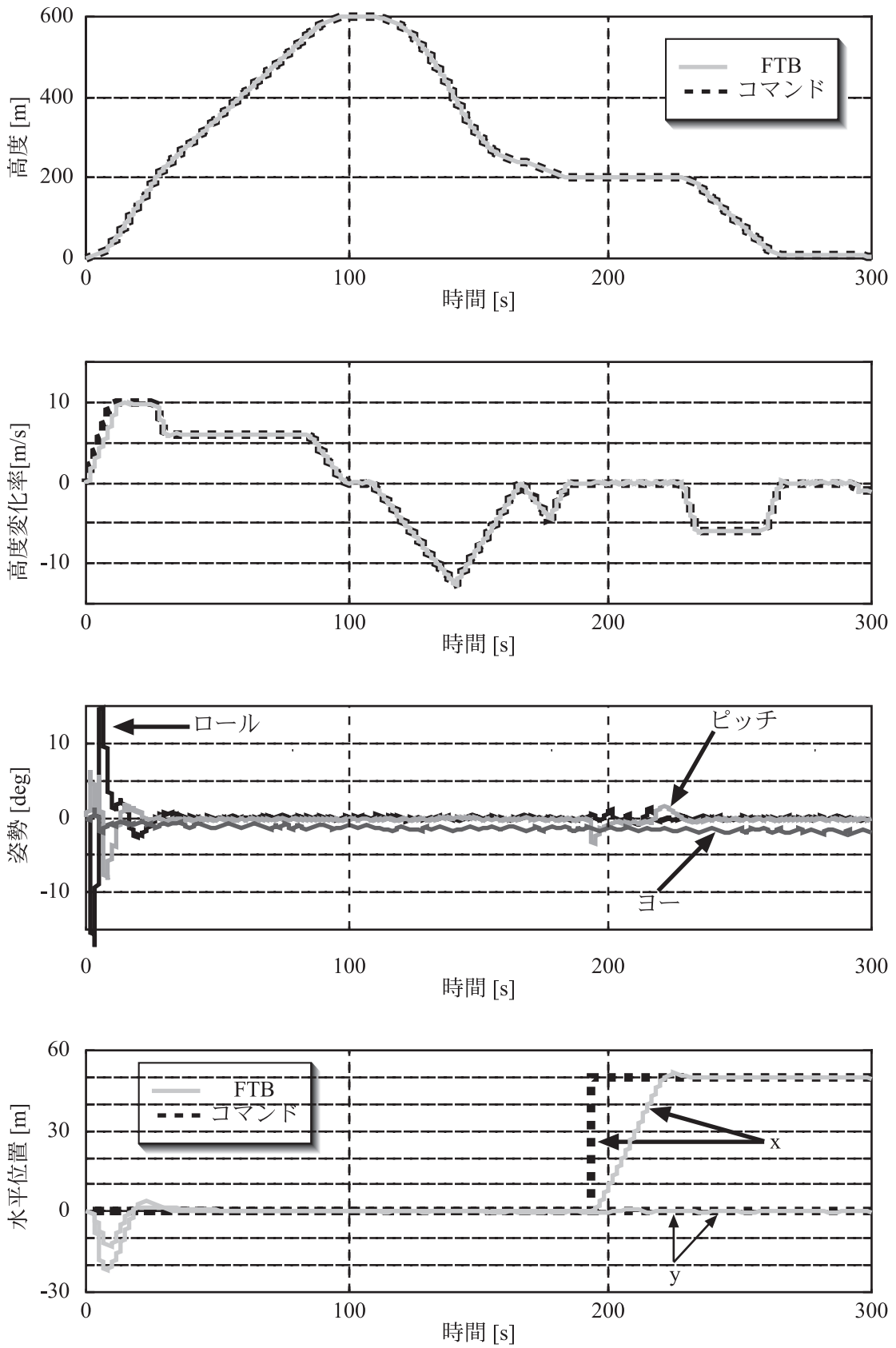


図 31 フリーフライトのシミュレーション結果

表 12 フリーフライトのプリプログラムデータ

フェーズ番号	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
PTYPE1	1	1	0	-1	-2	-1	0	0	-1	0	-1	-1
PTYPE2	4	4	6	3	3	3	6	6	4	6	4	4
PHCOM	200	560	600	400	0	215	200	200	10	10	2.5	0
PHDC	10	6	0	0	0	0	0	0	-6	0	-1	-0.5
PHDDC	0	0	0	-0.4	0.5	-0.4	0	0	0	0	0	0
PXCOM	0	0	0	0	0	0	0	50	50	50	50	50
PYCOM	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
PP1	0	0	15	0	0	0	10	10	0	30	0	0
PP3	0	0	5	0	0	0	5	5	0	5	0	0
PP4	0	0	5	0	0	0	1	5	0	1	0	0

表 13 ロール角、ピッチ角のRMS値の最大値

重心のずれ [m]	風速 m/s					
	0	2	4	6	8	10
0	0.45	0.53	0.80	1.23	1.77	2.29
0.01	1.00	0.82	0.84	1.09	1.52	2.04
0.02	30.9 ¹	-	-	-	-	-

¹ FTB が 90 度以上傾きシミュレーションが終了

この図からわかるように、高度はコマンドに良く追従している。降下速度もコマンドに良く追従しており、降下速度制限以内に収まっている。さらに、100秒から180秒にかけて、SELENEのブレーキングライン方式の降下を模擬している。姿勢角については、上昇直後に少し乱れた以外は十分小さい範囲に収まっている。この立ち上がり時の姿勢の乱れは、発進台の上に乗っていて姿勢の変動ができない状態だったFTBが、上昇して発進台からの拘束を解かれたことによる風および推力線のずれの影響によって回転モーメントを受けたためである。しかし、制御系が速やかにトリムを取ってその後は安定した飛行を行っている。水平位置については、第8フェーズでのx方向に50m移動するコマンドが出ている。これは、FTBは発進台から発進するが着陸は平坦なところで行う必要があるため、発進台から離れた着陸点への移動のコマンドである。この部分では、水平面位置制御方式で示したように、横移動速度にリミットがかかっているために追従に時間はかかっているが、急激な姿勢変動を伴わないように制御されている。その他の部分については、立ち上がり以外は非常に良く追従している。

次に、x方向の風速およびx方向への推力線のずれを変化させてシミュレーションを行った結果のまとめを表13に示す。これは、水平面内の軸周りの姿勢角、すなわち

ロール角とピッチ角のRMS値の大きい方をまとめたもので、姿勢制御の安定性の指標となる。この表よりわかるように、実験条件としては厳しい風速10m/sを越えても重心のずれが小さければ安全に飛行できるが、重心のずれが2cmになるとうまく制御できない。このことから、飛行前に重心位置と推力線のずれを1cm以内に抑えることが重要である。

8 まとめと今後の課題

FTBの詳細なモデル化を行い、そのモデルを用いてシミュレーションによる評価を行った。さらに、実飛行試験との比較を行った。このシミュレーション評価により、テザード試験の前に飛行の様子を確認できた。この結果、どの程度の風条件の下でFTBの飛行試験が安全に行うことができるかなどの目処をたてることができた。さらに実際の飛行試験結果との比較から、FTBのモデルがFTBの飛行状態を事前に推測するのに十分な精度であるということが確認できた。

また現在想定されているフリーフライト時のノミナル飛行パターンについて評価を行った。その結果、本研究で想定した機体モデルやシミュレーション条件下では、重心と推力線のずれを十分小さく抑えることができれば離陸から着陸までを安定した飛行が行えることを確認し

た。またこれまでの飛行試験結果から、重心と推力線のずれを 1cm 以内に抑えることは可能だと考えられる。

今後は、FTB のテザード試験のデータ解析を進めてより詳細なモデルとする必要がある。具体的には、単体試験結果から作られたエンジンモデルの更新や、重量、慣性モーメントなどのパラメータをより正確に見積もる必要がある。その詳細なモデルを用いて、今後行われるフリーフライト試験の安全性の評価を進めていく。さらに、現在検討を進めている FTB による SELENE の動特性模擬方式の検討にこれらのモデルを活用する。これは FTB が SELENE の月着陸と同じ運動をするように制御する試験方式である。実際の搭載機器の評価を行う上では、どの程度まで運動の模擬が可能かが重要なので、できるだけ詳細な FTB モデルを用いて制御系の設計・評価を行う必要がある。

参考文献

- [1] 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, Air Force Flight Dynamics laboratory, 1969
- [2] 二宮哲次郎, 濱田吉郎, 佐々修一, 山口 功, 足田澄夫, 河野 充 : 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講演集, 1998 年
- [3] 二宮哲次郎, 濱田吉郎, 佐々修一, 山口 功, 足田澄夫, 河野 充 : 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 42 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 1999 年
- [4] Y. Hamada et. al. : A Study on SELENE Model-Following System Using Flying Test Bed, Proc. of the 9th Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, Sagamihara, 1999
- [5] Y. Hamada et. al. : The SELENE Model-Following Control System Using Flying Test Bed, Proc. of the 16th SICE Symposium on Guidance and Control, Nagano, 1999
- [6] T. Ninomiya et. al. : SELENE MODEL-FOLLOWING SYSTEM USING FLYING TEST BED, 22nd International Symposium on Space Technology and Science, Morioka, 2000
- [7] 濱田吉郎, 二宮哲次郎, 山口 功, 佐々修一, 板垣春昭, 河野 充 : 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 TR-1418, 2000

航空宇宙技術研究所報告 1425 号

平成 13 年 6 月発行

発行所 独立行政法人 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・3935 〒182・8522
印刷所 株式会社 実業公報社
東京都千代田区九段北 1・7・8

© 2001 航空宇宙技術研究所

本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、情報技術課資料係にご連絡下さい。
本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

