



ISSN 1349-1113  
JAXA-RR-10-006

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

## JAXA Research and Development Report

---

### リフティングボディ飛行実験 (LIFLEX) 誘導制御系 — 飛行制御系設計 —

濱田 吉郎, 牧 緑, 二宮 哲次郎

2010年11月

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

# リフティングボディ飛行実験 (LIFLEX) 誘導制御系 – 飛行制御系設計 – \*

濱田 吉郎<sup>\*1</sup>, 牧 緑<sup>\*1</sup>, 二宮 哲次郎<sup>\*1</sup>

## Guidance and Control System for Lifting Body Flight Experiment (LIFLEX)

– Flight Control System Design – \*

Yoshiro HAMADA<sup>\*1</sup>, Midori MAKI<sup>\*1</sup> and Tetsujiro NINOMIYA<sup>\*1</sup>

### ABSTRACT

The lifting-body type vehicle is one of the most promising candidates for future reusable launch systems. In JAXA, the LIFLEX (Lifting-body FLight EXperiment) was planned with the main purpose of developing automatic landing technology, which is one of the most important issues in realising lifting-body type reusable launch vehicles.

The authors were in charge of the flight control system of the experimental vehicle for LIFLEX. The longitudinal and lateral control systems were designed by applying the MDM/MDP (Multiple Delay Model/Multiple Design Point) method to linearised systems of the vehicle derived from the nominal reference trajectory. The designed control systems were evaluated using the six degree-of-freedom nonlinear flight simulation program. This paper reports the outline and design procedure of these flight control systems.

### 概要

将来の宇宙往還機システムとして有望視されるものの一つとして、リフティングボディ往還機概念がある。JAXAでは、リフティングボディ往還機を実現する上で重要な技術課題の一つである自動着陸技術の開発を主目的として、リフティングボディ飛行実験 LIFLEX(Lifting-body FLight EXperiment)を計画していた。

筆者らは LIFLEX の実験システムに適用する飛行制御系を担当した。設計手法として MDM/MDP (多数遅れモデル/多数設計点)法を採用し、基準軌道をもとに得られた複数の線型化モデルに対してこれを適用することで、縦及び横/方向の飛行制御則を設計した。設計した制御系の性能評価には 6 自由度非線型シミュレーションプログラムを用いた。本稿では、これらの飛行制御系とその設計手法について報告する。

## 1 はじめに

1990 年代の宇宙往還機計画 (HOPE: H-II Orbiting PlanE) の立ち上げ以来、日本では宇宙往還機システムの研究開発が継続的に行なわれており、既に軌道再突入実験 (OREX: Orbital Reentry flight EXperiment), 極超音速飛行実験 (HYFLEX: HYpersonic FLight EXperiment), 小型自動着陸実験 (ALFLEX: Automatic Landing

FLight EXperiment) 及び高速飛行実証 (HSFD: High Speed Flight Demonstration) などの飛行実験が旧航空宇宙技術研究所 (NAL: National Aerospace Laboratory) 及び旧宇宙開発事業団 (NASDA: NAtional Space Development Agency of Japan)<sup>1</sup> によって実施されてきた。

HOPE 計画自体は凍結されたものの、その後も宇宙往還機システムに関する基礎的な研究開発は継続され、近年では往還機システムの候補として「リフティングボディ」形状のものが注目されている。リフティングボ

\* 平成 22 年 4 月 20 日受付 (received 20 April 2010)

<sup>\*1</sup> 研究開発本部 (Aerospace Research and Development Directorate)

<sup>1</sup> 現在は両機関とも宇宙航空研究開発機構 (JAXA).

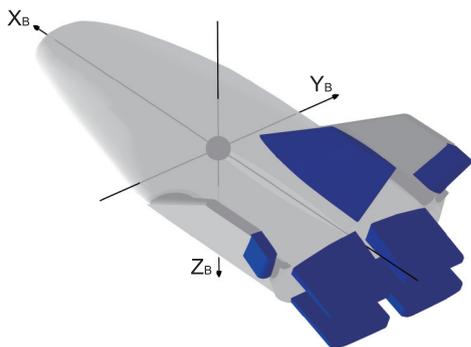


図 1: 実験機及び機体座標系.

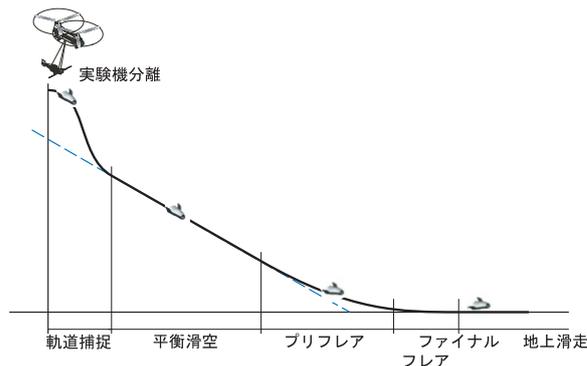


図 2: 飛行経路 (実験計画当初)

ディとは、従来の航空機のような翼を持たず、胴体それ自体で揚力を生み出す形状のことを言い、構造及びペイロード容量などの観点において、往還機形状としては他のものよりも有利と考えられている。その一方、揚抗比は極端に小さく、低速時の安定性や制御性が不足するため、滑走路への自動着陸は重要な技術課題の一つとなっており、世界的に見てもまだ確立された技術とはなっていない。

JAXA では、リフティングボディ形状を持つ小型実験機を製作し、自動着陸技術の蓄積を主目的としたリフティングボディ飛行実験 LIFLEX(Lifting-body FLight EXperiment) を計画し、北海道大樹町多目的航空公園にて飛行実験を行う予定であった。その後、将来宇宙輸送系研究の一環として、ロケット推進の小型実験機の検討を開始したことから、LIFLEX のような小規模飛行実験についても、これに向けた技術開発の 1 ステップとして位置づけを見直すこととなり、実験は凍結された。飛行実験自体は実施されなかったものの、それに向けた機体製作及び飛行制御ソフトウェア設計は完了しており、飛行実験の実施に問題がないことをシミュレーションによる性能評価で確認していた。

本稿では、LIFLEX に搭載予定であった飛行制御ソフトウェアのうち、飛行制御系に関する部分を取り扱う。制御系の基本的な構造としては、ALFLEX[1]をはじめ HSF-D-I[2]、HSF-D-II[3] など各種無人機でも実績のある PID 相当の制御則を採用し、ゲインの設計についても同様に実績のある MDM/MDP(Multiple Delay Model/Multiple Design Point) 法を用いている [4]。ゲインの設計において、HSF-D-II では、飛行試験における速度域が広いいため、速度に応じてゲインをスケジューリングして飛行特性の変化に対応する必要があった。それに対し、ALFLEX では全飛行フェーズで同一のゲインを設

計し、動圧補償項を加えることで特性の変化に十分対応することができた。LIFLEX も速度域は狭いため、当初は ALFLEX と同様に対応できると思われた。しかし LIFLEX ではスピードブレーキ操舵をエレボン及びラダー舵面で実現するため、操舵特性が各フェーズ毎に大きく異なり、同一ゲインでは対応できないことがわかった。これに対応するため、各フェーズ毎に異なるゲインを設計し、スケジューリングすることで全飛行フェーズにおける良好な制御性能を実現した。またラダー舵面によるスピードブレーキ操舵により、十分な横方向制御力が得られない可能性があったため、そのような場合にはラダー操舵を優先させる制御配分則を開発した。更に、このスピードブレーキ操舵はピッチングモーメントにも影響を及ぼすため、この補正手法についても新たに開発した。これらを含めた飛行制御系の構造を解説し、飛行制御系設計評価に用いたシミュレーションツールによる結果によってその有効性を示す。

## 2 機体概要及び実験計画

### 2.1 LIFLEX 機体概要

LIFLEX で用いる実験機とその機体座標軸を図 1 に示す。アクチュエータとして 4 枚のエレボンと 2 枚のラダー舵面を有する。エレボンは機体後部の上面及び下面にそれぞれ 2 枚ずつ配置されており、これらの舵角の組み合わせでエレベータ、エルロン及びスピードブレーキ相当の操舵が行なわれる。スピードブレーキに関してはエレボンと合わせてラダーも使用する。

航法系として、JAXA が開発した高精度航法システムである Micro-GAIA(GPS Aided Inertial-navigation Avionics) を搭載し、これにより角速度・姿勢角・加速度・速度及び位置を計測する。高度については低高度域で使用可能なレーザ距離計も搭載している。また ADS(Air

表 1: 制御系への入力一覧.

	変数名	内容
航法系	$p$	ロールレート
	$q$	ピッチレート
	$r$	ヨーレート
	$A_x$	重心位置 $x$ 加速度
	$A_y$	重心位置 $y$ 加速度
	$A_z$	重心位置 $z$ 加速度
	$\phi$	ロール角
	$V_{eas}$	等価対気速度
	$V_g$	対地速度
誘導系	GCFLG	誘導制御計算 有効 / 無効フラグ
	GPN	誘導則フェーズ番号 10: 軌道捕捉 20: 平衡滑空 30: プリフレア 65: 三点接地
	IGFLG	積分器 ON/OFF フラグ
	$\Delta A_{zc}$	$\Delta A_z$ コマンド
	$\gamma_{ref}$	基準対地経路角
	$\delta SB_c$	スピードブレーキ 舵角コマンド
	$\phi_c$	ロール角コマンド
	$r_c$	ヨーレートコマンド (地上走行のみ)

Data Sensor) により静圧・差圧・迎角及び横滑り角も計測され、制御演算で使用する等価対気速度は差圧を用いて算出される。

## 2.2 飛行実験計画

当初予定されていた計画における飛行経路を図 2 に示す。実験機はヘリコプタからケーブルで吊るされた懸吊装置に固定され、懸吊状態で高度 1,000m を飛行する。滑走路手前約 1,700m の地点で実験機は分離され、その後は搭載誘導制御則に従って舵面を制御しつつ、滑走路に自動着陸する。以上が当初の実験計画であったが、その後重量超過などの問題により降着系を備えることが困難となったため、最終的な計画では滑走路への実際の着陸はとり止め、高度 100m を「仮想滑走路」と想定して模擬的に着陸動作を行なうことで、着陸性能を間接的に評価することとなった。模擬着陸を行なった後は、パラシュート開傘し、地上で回収する予定であった。

制御系の開発においては、飛行中の制御だけではなく地上走行用の制御則も含めて検討を進めていたが、実験計画の変更に伴い地上走行制御則は結果的に不要となっ

表 2: 制御系からの出力一覧.

	変数名	内容
操舵系へ	$\delta UEL_c$	左上エレボン 舵角コマンド
	$\delta UER_c$	右上エレボン 舵角コマンド
	$\delta LEL_c$	左下エレボン 舵角コマンド
	$\delta LER_c$	右下エレボン 舵角コマンド
	$\delta RDL_c$	左ラダー 舵角コマンド
	$\delta RDR_c$	右ラダー 舵角コマンド
	$\delta STE_c$	ステアリング 舵角コマンド
誘導系へ	AUWFLG_SB	スピードブレーキ 舵角飽和フラグ

た。そのため本稿では主に飛行制御則について言及し、検討途中で放棄された地上走行制御則については付録にて解説する。

## 3 飛行制御系

飛行制御系の目的は、安定に機体を制御し、誘導則から送られる目標値(コマンド)に対して、機体を十分速く追従させることである。縦制御則に関しては、基準軌道に対して鉛直方向の加速度コマンドへ追従することであり、横・方向制御則に関しては、ロール角コマンドへ追従しつつ  $Y$  軸加速度  $A_y$  を 0 とすることが求められる。また誤差に対するロバスト性も重要であり、設計においては特に重要な誤差について考慮し、正規分布を仮定する誤差については  $3\sigma$  値、一様分布を仮定するものについてはその上下限值に対しても安定性が確保されるように制御系のゲインを導出する(誤差の詳細については関連文献 [5] を参照のこと)。

以下、検討した飛行制御系の構造について 3.1 節で解説する。続く 3.2 節では、制御則のゲイン設計に必要な機体線型化モデルを取り扱う。飛行中のモデルの極位置の変化から、各飛行フェーズにおける特性を代表させる「設計点」を選定する。これらの設計点における線型化モデルを用いて、3.3 節で制御則のゲインを設計する。

### 3.1 制御系の構造

制御系のブロック図を図 3 に示す。他系から制御系への入力数は 17、制御系から他系への出力数は 8 であ

る。その一覧を表 1,2 に示す。制御系は複数のブロックで構成されており、以下にそれぞれの役割について解説する。本文に記載のない、ブロック図中の定数については、付録 C を参照のこと。

### 3.1.1 初期舵角

ブロック「InitELEVc」「InitAILc」「InitRUDe」によって、エレベータ、エルロン、ラダーの各初期舵角コマンドを設定している。当初これらの値は 0 であったが、後に基準軌道を再設計する際に、分離時初期迎角を 3[deg] とすることが適当と判断され、それに釣り合うエレベータ舵角として  $\text{InitELEVc} = -1.0577e^{-1}[\text{rad}]$  ( $= -6.0601[\text{deg}]$ ) を与えた。

### 3.1.2 縦の制御

「縦の制御」ブロックは、図 4 の通り複数のサブブロックから構成される。基本的には

- ピッチレート  $q$  とそのコマンド  $q_c$  の誤差フィードバック項
- 誘導コマンド相当加速度(後述)  $\Delta A_{z\_cal}$  のフィードバック項
- 誘導則からの加速度コマンド  $\Delta A_{zc}$  のフィードワード項
- $\Delta A_{zc}$  と  $\Delta A_{z\_cal}$  の誤差の積分フィードバック項

から成り、それぞれゲインとして  $K_q, K_{Az}, K_{Azc}, K_{IntAz}$  が与えられる。これらのゲインは誘導則で与えられる「誘導フェーズ」に応じて切り替えることができる。ゲインの設計手法については 3.3 節を参照。

開発当初、ピッチレートコマンド  $q_c$  は導入していなかったが、 $q$  を 0 へ導くフィードバック項の存在によって  $\Delta A_{z\_cal}$  のコマンドへの追従性が悪化する傾向があったため ( $\Delta A_{z\_cal}$  が値を持つことと  $q$  が 0 となることは互いに相容れない)、 $\Delta A_{zc}$  から  $q_c$  を生成し、ピッチレート項についてはコマンドとの誤差をフィードバックすることで、 $\Delta A_{z\_cal}$  の追従性向上を図った。以下、各サブブロックについて解説する。

**Az 計算** 誘導則では、縦の加速度コマンドは重心位置加速度ではなく、基準軌道に対して鉛直方向の加速度として算出される。その整合性を取るために、制御則では重心位置加速度を変換した上でフィードバックに用いる必要がある。本サブブロックでは以下の演算によって基準軌道鉛直方向の加速度  $\Delta A_{z\_cal}$  を算出している。

$$\begin{bmatrix} \Delta A_{x\_cal} \\ \Delta A_{y\_cal} \\ \Delta A_{z\_cal} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \gamma_{ref} & 0 & -\sin \gamma_{ref} \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \gamma_{ref} & 0 & \cos \gamma_{ref} \end{bmatrix}$$

$$\cdot \left\{ R(\phi, \theta, \psi) \cdot \begin{bmatrix} A_x \\ A_y \\ A_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \right\},$$

$$R(\phi, \theta, \psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\cdot \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix}.$$

**制御縦 LPF(Low Pass Filter)** 加速度系出力の高周波ノイズ対策として、 $\Delta A_{z\_cal}$  に対して以下の二次遅れモデルで表されるローパスフィルタを適用している。

$$LPF(s) = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2}$$

パラメータである  $\omega_n, \zeta$  については、複数の値の組合わせを評価した結果  $\omega_n = 4\pi, \zeta = 0.7$  を採用した。

**分離時フェーダ** 加速度コマンドである  $\Delta A_{zc}$  は、誘導制御開始時点では 0 ではなく、初めから何らかの値を持つ。これによりステップ状の操舵コマンドが発生し、急激な操舵が行なわれるおそれがあるため、加速度項及びピッチレートコマンド部分に図 4 中の図 A で表されるフェーダを導入した。フェーダの動作時間は  $T_{trns3} = 1.5[\text{sec}]$  とした。

**動圧補償(下限値付き)** 過去 ALFLEX の制御系でも採用した動圧補償項を、 $V_{DP}^2/V_{eas}^2$  という形で導入した。 $V_{DP}$  は動圧補償用の基準速度であり、ここでは  $V_{DP} = 46[\text{m/s}]$  とした。また  $V_{eas}$  については下限値を設け、不具合時に計算が発散しないようにしている。

**エレベータ補正項計算** LIFLEX では本稿で述べる姿勢制御以外に、並進運動を制御するための速度制御も行なわれている。具体的な計算は誘導則の中で行なわれ、スピードブレーキの操舵によって実現される。このスピードブレーキ操舵はピッチングモーメントを発生させ、姿勢に対して外乱を与えてしまうため、これをキャンセルする操舵を実施する必要がある。「エレベータ補正項計算」ブロックによって、ピッチングモーメントをキャンセルするエレベータ操舵を計算する。

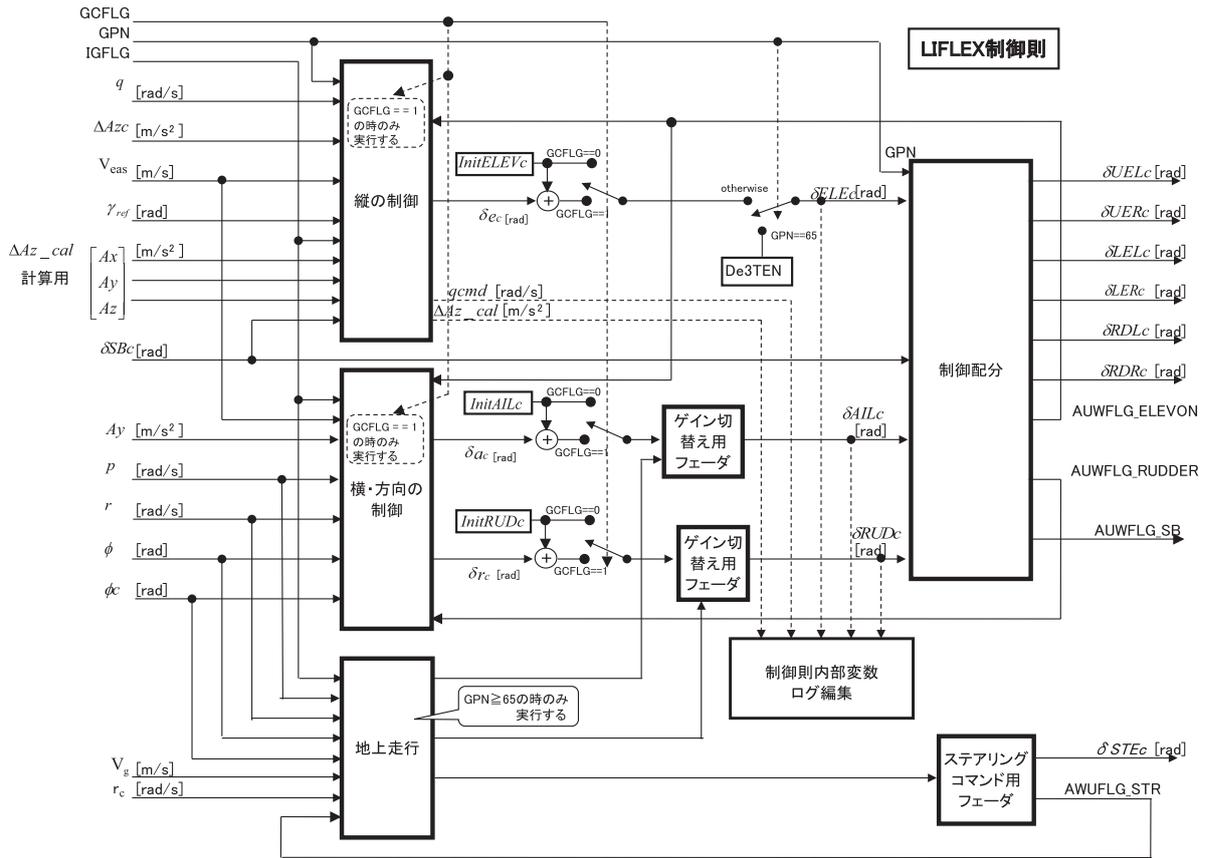


図 3: 制御系ブロック図.

スピードブレーキ操舵  $\delta_{sb}$  に対して生じるピッチングモーメントをキャンセルするためには、エレベータの追加操舵分  $\Delta\delta_e$  との間に

$$C_{m_{\delta_e}} \cdot \Delta\delta_e + C_{m_{\delta_{sb}}} \cdot \delta_{sb} = 0$$

$$\Leftrightarrow \Delta\delta_e = -(C_{m_{\delta_{sb}}}/C_{m_{\delta_e}}) \cdot \delta_{sb}$$

の関係が成り立つ必要がある。  $(C_{m_{\delta_{sb}}}/C_{m_{\delta_e}})$  の値が一定値であるならば、  $\delta_{sb}$  の大きさに比例してエレベータ舵角の補正を行えばいいことになるが、実際にはこれは迎角、スピードブレーキ舵角、実際のエレベータ舵角に依存して変化する。そこで非線型モデルを用いて非線型最適化を実施して  $\Delta\delta_e$  を算出し、これを曲線近似した関数を導出して、以下の補正項計算式を得た。式中の  $\delta_{e0}$  はエレベータ舵角コマンドの前回値である。

- $\delta_{sb} < 0$  のとき  $\Delta\delta_e = 0$
- $0 \leq \delta_{sb} \leq 0.1745329$  [rad] (= 10[deg]) のとき  $\Delta\delta_e = a \cdot (\delta_{sb})^b$ , where 
$$a = \left( \frac{-\delta'_{e0}/0.08726646 + 4.0}{10^b} \right) \cdot (180/\pi)^{b-1}$$
 
$$b = 0.75$$

$$\delta'_{e0} = \delta_{e0} \quad (\text{if } -0.1745329 \leq \delta_{e0} \leq 0)$$

$$= -0.1745329 \quad (\text{if } \delta_{e0} < -0.1745329)$$

$$= 0 \quad (\text{if } \delta_{e0} > 0)$$

- $\delta_{sb} > 0.1745329$  のとき 
$$\Delta\delta_e = a \cdot (\delta_{sb} - 0.1745329) + \Delta\delta_{e_{\delta_{sb}=10}}$$
, where 
$$a = 0.065 + 0.8594367 \cdot b$$
 
$$b = 0$$
 
$$(\text{if } \delta_{e0} > -0.08726646)$$
 
$$= -0.08726646 - \delta_{e0}$$
 
$$(\text{if } -0.1745329 \leq \delta_{e0} < -0.08726646)$$
 
$$= -0.08726646$$
 
$$(\text{if } \delta_{e0} < -0.1745329)$$

**制御縦内積分処理** 積分処理の後に飽和要素(リミッタ)がある場合、積分値が必要以上に溜まってしまふことで、積分値が掃けるまでの間に過渡応答が劣化してしまうことがある。これを一般にワインドアップ(巻き上げ)現象と呼ぶ。ここではワインドアップを防ぐために、積分に加えて以下の処理を行なうこととした。

- 最終的に(「制御配分」ブロックから)出力される各舵角コマンドのどれもリミッタにかかっていない場合は、通常の積分を実施する

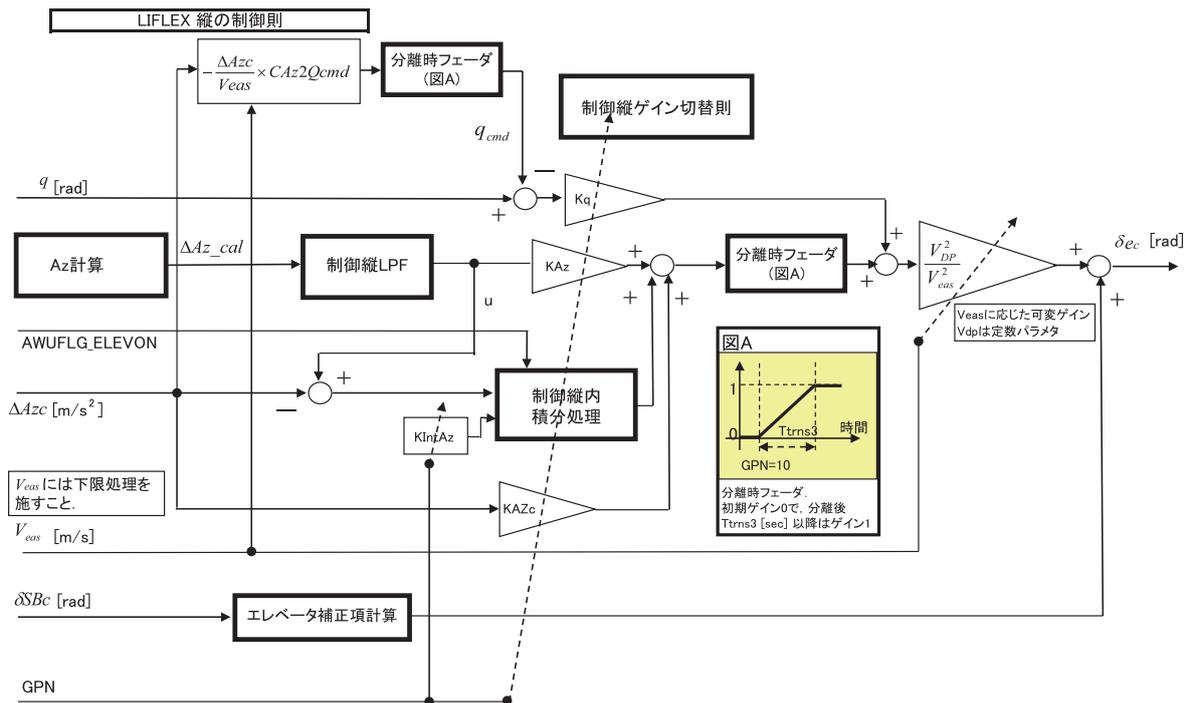


図 4: 縦制御系のブロック図.

• コマンドのいずれかがリミッタにかかった場合

- リミッタにかかった舵角コマンドに関する積分について、積分値が溜まる方向の積分は実施しない
- 積分値が掃ける場合にのみ積分を実施する

縦の制御においては、ラダー舵角コマンドは関係しないため、各エレボン舵角における飽和の有無の論理和となるフラグを導入し、これによって飽和の有無を判定し上記の処理を実施することとした。

**制御縦ゲイン切替則** 縦の制御則に現れる4つのゲイン  $K_q, K_{Az}, K_{Azc}, K_{IntAz}$  は全て定数であるが、分離から接地までの間、飛行フェーズによって実験機の操舵特性は変化する。この特性の変化に対応するために、これら定数ゲインの値をフェーズに応じて変更できる構造としている。ゲインの切替えは2回まで可能であり、ゲイン  $K_*$  に対して切替えゲインが時系列順に  $K_{*1}, K_{*2}, K_{*3}$  と与えられた場合、以下のように行なわれる。

- $0 \leq t \leq t_1$   
 $K_* = K_{*1}$
- $t_1 < t \leq t_1 + Ttrns1$   
 $K_* = (K_{*2} - K_{*1})/Ttrns1 \times (t - t_1) + K_{*1}$

- $t_1 + Ttrns1 < t \leq t_2$   
 $K_* = K_{*2}$
- $t_2 < t \leq t_2 + Ttrns2$   
 $K_* = (K_{*3} - K_{*2})/Ttrns2 \times (t - t_2) + K_{*2}$
- $t_2 + Ttrns2 < t$   
 $K_* = K_{*3}$

ただし、

GainChange1: 1回目の切替えを実施すべき GPN 番号 (:= 20)

GainChange2: 2回目の切替えを実施すべき GPN 番号 (:= 30)

Ttrns1: 1回目の切替えにおける遷移時間 (:= 1[sec])

Ttrns2: 2回目の切替えにおける遷移時間 (:= 1[sec])

t: 分離後経過時間

$t_1$ : GPN=GainChange1 となる時刻

$t_2$ : GPN=GainChange2 となる時刻

である。ファイナルフレアフェーズの時間が他フェーズと比較して比較的短いことから、ファイナルフレア開始時には切替えは行なわないこととして、切替えを行なう GPN 番号については上記の通り平衡滑空開始時及びプリフレア開始時と設定した。

### 3.1.3 横・方向の制御

「横・方向の制御」ブロックは、図5の通り複数のサブブロックから構成される。基本的には、エルロン舵角コマンド、ラダー舵角コマンドとも

- 機体 Y 軸加速度  $A_y$  のフィードバック項
- ロールレート  $p$  のフィードバック項
- ヨーレート  $r$  のフィードバック項
- ロール角  $\phi$  のフィードバック項
- 誘導則からのロール角コマンド  $\phi_c$  のフィードフォワード項
- $\phi_c$  と  $\phi$  の誤差の積分フィードバック項
- $A_y$  の積分フィードバック項

から成り、それぞれにゲインが割り当てられている。これらの和に対して動圧補償項が付き、また加速度にはローパスフィルタが適用される。縦と同様に、ゲインは「誘導フェーズ」に従って切り替えられる。

**制御横 LPF(Low Pass Filter)** 制御縦 LPF と同様、二次遅れモデルのローパスフィルタを加速度  $A_y$  に対して適用した。パラメータについては検討の結果  $\omega_n = 6\pi, \zeta = 0.7$  とした。

**動圧補償(下限値付き)** 縦の制御と同じ動圧補償項を導入している。

**制御横積分処理** 積分処理についても縦の制御と同様に Windup 対策を施している。縦の制御ではエレボン舵角コマンドのみ考慮していたが、横・方向ではラダーに関する飽和フラグも導入し、舵角コマンド飽和時の処理を行なっている。

**制御横ゲイン切替則** 切替えタイミング及び遷移時間も含め、既に述べた縦の切替則と同様の構造とした。

### 3.1.4 制御配分

上述の通り、「縦の制御」からはエレベータ舵角コマンドが、「横・方向の制御」からはエルロン及びラダー舵角コマンドが出力される。しかし LIFLEX の機体は4つのエレボンと2つのラダーを持つため、出力されたコマンドをこれらの舵面に適切に配分する必要がある。

以下の式に基づいて配分を行なった。

$$\begin{aligned}\delta UEL_r &= \delta ELE_c + \delta AIL_c - \delta SB_c \\ \delta UER_r &= \delta ELE_c - \delta AIL_c - \delta SB_c \\ \delta LEL_r &= \delta ELE_c + \delta AIL_c + \delta SB_c \\ \delta LER_r &= \delta ELE_c - \delta AIL_c + \delta SB_c \\ \delta RDL_r &= \delta RUD_c \\ &\quad - \min(Csb2rud1 \times \delta SB_c, \delta SB_{c\_max}) \\ \delta RDR_r &= \delta RUD_c \\ &\quad + \min(Csb2rud1 \times \delta SB_c, \delta SB_{c\_max})\end{aligned}$$

ただし、

- $\delta ELE_c$ : 初期値処理等を施したエレベータコマンド (図3のブロック図参照)
- $\delta AIL_c$ : 初期値処理・切替えフェード等を施したエルロンコマンド
- $\delta RUD_c$ : 初期値処理・切替えフェード等を施したラダーコマンド
- $Csb2rud1$ : スピードブレーキからラダーへのコマンド変換用定数
- $\delta SB_{c\_max}$ : スピードブレーキ操舵コマンド最大値 (下記参照)

スピードブレーキ操舵はエレボン及びラダー両方の組み合わせで実現されるため、スピードブレーキコマンド  $\delta SB_c$  は全ての配分式に現れている。

開発過程において、ある種の空力誤差が存在する場合には、ラダー舵面が飽和する現象が発生した。これは制御力の不足により、ラダー操舵とスピードブレーキ操舵の双方を満足させることができないために起きる現象である。この問題を解決するために、ラダーによるスピードブレーキ操舵をある程度犠牲にして、横制御としてのラダー操舵を優先させる方針を採用した。具体的には、上記のラダー制御配分におけるスピードブレーキ操舵コマンドの最大値 ( $\delta SB_{c\_max}$ ) を、定数値ではなくラダー操舵コマンドの関数とした。また振動対策として、この最大値が大きくなる場合のみ働く「片側フィルタ」を導入し、ラダー操舵コマンドの振動がスピードブレーキに伝播しないようにした。具体的には以下の通りである：

$$\begin{aligned}\delta SB_{c\_max} &= \text{SemiLPF1d}(\delta SB_{c\_U}) \\ \delta SB_{c\_U} &= \min(|\delta RUD_c - RudMin|, \\ &\quad |RudMax - \delta RUD_c|, Csb2rud2)\end{aligned}$$

ただし、

- $RudMin$ : ラダー舵角最小値

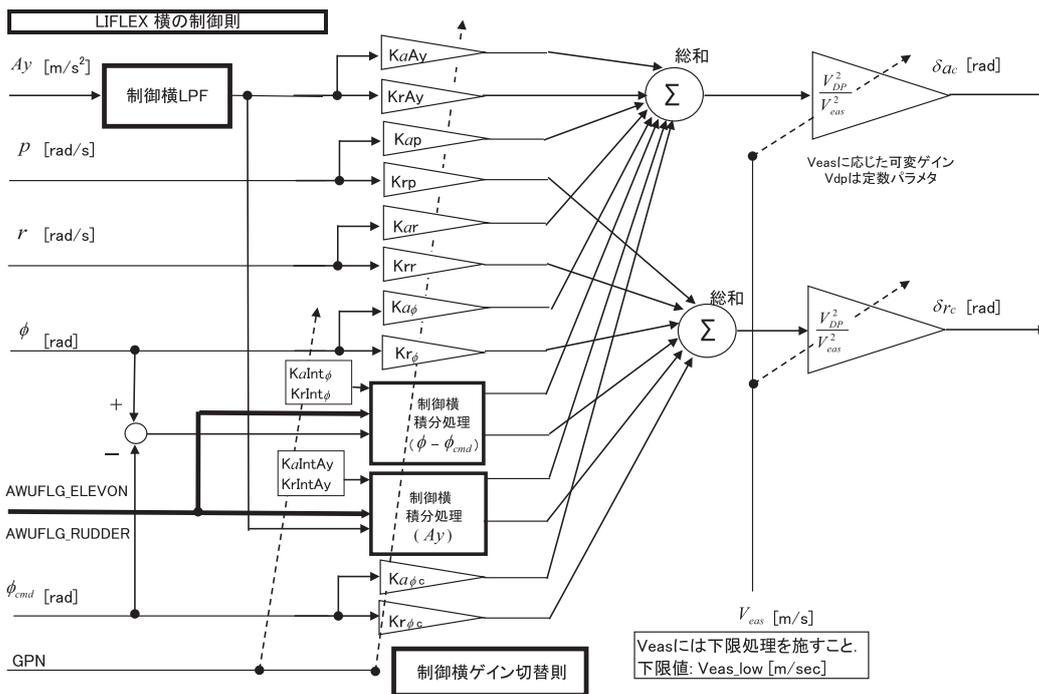


図 5: 横・方向制御系のブロック図。

- RudMax: ラダー舵角最大値
- Csb2rud2: スピードブレーキからラダーへの  
コマンド変換用定数

上式の SemiLPF1d が「片側フィルタ」である。基本的には  $\frac{1}{5s+1}$  を 100Hz で離散化したものであり、入力が出力を上回る場合にのみ働く構造として、以下の操作を行っている。

- $u \geq cx$  の場合

$$y = cx$$

$$x_+ = ax + bu$$

- $u < cx$  の場合

$$y = u$$

$$x_+ = \left(\frac{a}{c} + b\right)u$$

- x: フィルタ状態量
- x+: フィルタ状態量次回値
- u: フィルタ入力
- y: フィルタ出力
- a: フィルタ定数 (=  $9.9800e^{-1}$ )
- b: フィルタ定数 (=  $6.2500e^{-2}$ )
- c: フィルタ定数 (=  $3.1968e^{-2}$ )

上記の配分によって得られた暫定的なコマンドに対して、リミッタ及びレートリミッタを適用したものを最終的な舵角コマンドとした。前述の積分処理に用いるため、リミッタには飽和の有無を示すフラグ(AUWFLG\_\*)

を設定し、エレボン及びラダーのフラグの論理和をそれぞれ出力する構造とした。スピードブレーキについては、エレボン及びラダーの両者を用いて実現しているため、全てのフラグの論理和をもってスピードブレーキのリミッタフラグとした。

### 3.1.5 地上走行・その他

実験計画でも述べた通り、最終的な飛行計画では高度 100m の「仮想滑走路」へ「着陸」した後にパラシュート開傘し、地上で回収する予定であった。しかし制御系としては、当初計画に応じた形で地上走行における制御ロジックについても検討を実施し、暫定版ながら制御ゲインを設計しており、制御ソフトとしても当該部分を残していた。図 3 における「地上走行」「ステアリングコマンド用フェーダ」「ゲイン切替え用フェーダ」「三点接地エレベータ舵角」の各ブロックがそれにあたる。これらについては付録を参照のこと。

## 3.2 線型化モデル

後述する通り、制御ゲインの設計においては線型化された LIFLEX モデルを用いている。縦及び横・方向それぞれについて、基準軌道上の適切な時点において平衡点周りの線型化を行ない、線型化モデルを得ている。誘導則で規定される飛行フェーズによって飛行特性が大きく変わるため、線型化の代表点は飛行フェーズに応じて

表 3: 設計点における諸元.

	軌道捕捉 1	軌道捕捉 2	軌道捕捉 3	軌道捕捉 4	平衡滑空
時刻 [sec]	0.5	1	3	8	25
高度 [m]	999.30615	997.25381	976.65875	865.67065	347.88644
等価対気速度 [m/s]	39.471903	39.237478	40.945751	51.947901	60.07311
迎角 [deg]	3.9925873	4.6878883	4.8680687	4.1756097	4.0099612
経路角 [deg]	-3.8341014	-7.4935793	-20.544783	-30.837372	-29.023652
スピードブレーキ舵角 [deg]	0	0	0	0	12.8
ピッチレート [deg/sec]	-6.1551358	-6.6604786	-4.5724020	-1.6771113	-0.0040513750
ピッチ角 [deg]	0.15848593	-2.8056916	-15.676718	-26.661768	-25.013696
エレベータ舵角 [deg]	-5.8170025	-5.6010588	-5.5118704	-5.6863950	-0.32102989

	プリフレア 1	プリフレア 2	ファイナル 1	ファイナル 2
時刻 [sec]	35.8	38.3	40	40.9
高度 [m]	37.415383	5.4837162	1.0697641	0.86892651
等価対気速度 [m/s]	56.793599	48.270392	40.56389	37.110125
迎角 [deg]	8.8504105	13.07272	13.643967	13.884345
経路角 [deg]	-20.146749	-7.2679572	-0.53813458	-0.41141556
スピードブレーキ舵角 [deg]	12.8	12.8	12.8	12.8
ピッチレート [deg/sec]	5.8704440	7.6472220	0.98557950	0.050638711
ピッチ角 [deg]	-11.296341	5.8047640	13.105835	13.472932
エレベータ舵角 [deg]	0.30698428	0.77499386	0.61438030	-0.29768901

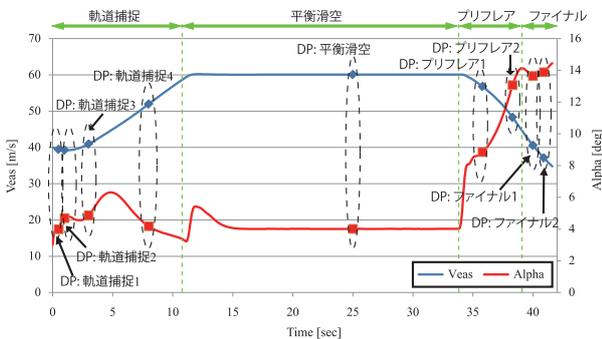


図 6: 基準軌道の時間履歴と対応する設計点 (DP).

複数選び、ゲインの設計の際に対応する代表点におけるモデルを選択し設計を行なっている。

実際に用いた設計点における諸元を表 3 に示す。これらの設計点は、後述する線型化モデルの極が時間と共にどのように遷移するかを調べることで設定している。軌道捕捉フェーズで 4 点、平衡滑空フェーズは 1 点、プリフレア及びファイナルフレアフェーズでそれぞれ 2 点を設計点として設定し、縦及び横・方向の設計ではこの中で適切なものを選択して組み合わせることでゲインを求めている。図 6 は、基準軌道における等価対気速度と迎角の時間変化に、設計点として選んだ点を重ね書きしてい

る。以下、縦及び横・方向のそれぞれについて、線型化モデルの構造とその極遷移について説明する。

### 3.2.1 縦のモデル

縦については、次の短周期近似した線型運動方程式を用いている。

$$\dot{x}_{lon} = A_{lon}x_{lon} + B_{lon}u_{lon}$$

$$y_{lon} = C_{lon}x_{lon} + D_{lon}u_{lon}$$

$$x_{lon} = [w, q]^T, u_{lon} = \delta e_c, y_{lon} = [A_z, q]^T$$

ここで  $w$  は対地速度ベクトルの機体軸  $Z$  成分の擾乱量である (制御には直接用いられない)。基準軌道上の時間遷移に伴う極の変化を図 7 に示す。軌道捕捉フェーズからプリフレアフェーズの途中までは、極は実軸上にあり振動根は無いが、プリフレアフェーズ終盤以降に振動根が現れているのがわかる。このようなモデルの変動をまんべんなく設計に考慮するため、縦の設計点としては「軌道捕捉 3」「軌道捕捉 4」「平衡滑空」「プリフレア 1」「プリフレア 2」「ファイナルフレア 2」の計 6 点を設定した (図 7 のマーキング部分)。これらの設計点における線型運動方程式の行列値については付録を参照。

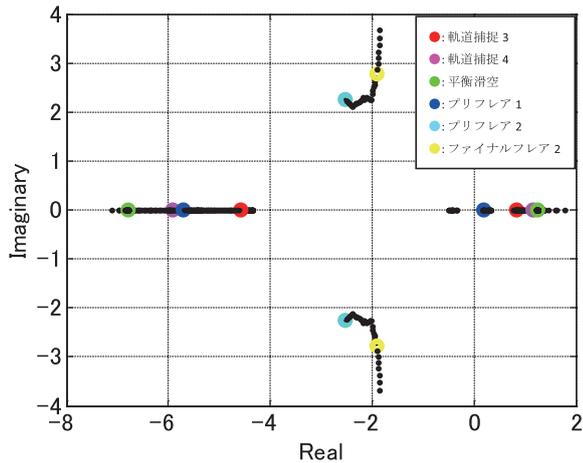


図7: 縦モデルの極遷移.

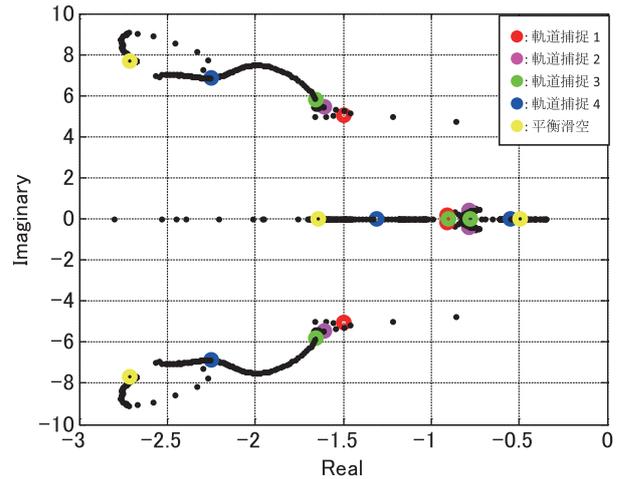


図8: 横・方向モデルの極遷移 (平衡滑空まで).

### 3.2.2 横・方向のモデル

横・方向のモデルとして用いた線型運動方程式は以下の通りである.

$$\dot{x}_{lat} = A_{lat}x_{lat} + B_{lat}u_{lat}$$

$$y_{lat} = C_{lat}x_{lat} + D_{lat}u_{lat}$$

$$x_{lat} = [v, p, r, \phi]^T, u_{lat} = [\delta a_c, \delta r_c]^T, y_{lat} = [A_y, p, r, \phi]^T$$

ここで  $v$  は対地速度ベクトルの機体軸  $Y$  成分の擾乱量である (制御には直接用いられない). 縦のモデルと同様, 基準軌道上の時間遷移に伴う極の変化を調べた. 図8は分離直後から平衡滑空初期までの変化を拡大したものである. 図9に分離直後から接地直前まで軌道全体での変化を示す. 設計の過程において, 分離直後に運動が発散するケースが散見されたため, 設計点としては軌道捕捉フェーズにおける分離直後の点を特に重視し, 「軌道捕捉1~4」「平衡滑空」「プリフレア1」「ファイナルフレア1」の計7点を設定した. これらの設計点における線型運動方程式の行列値については付録を参照.

### 3.3 制御ゲイン設計

各制御ゲインの設計法としては, 従来から広く用いられているMDM/MDP法を適用した. これは複数の設計点(MDP: Multiple Design Point)における線型モデルと複数の遅れモデル(MDM: Multiple Delay Model)を考え, これら全てのモデルを安定化し評価関数を最小化するゲインを数値最適化によって求める手法であり, 最適制御であるLQR(Linear Quadratic Regulator)を拡張して実際の問題でより有効な飛行制御則が簡単に求められるところが特徴である.

線型モデルについては, 前節の設計点で得られたモデ

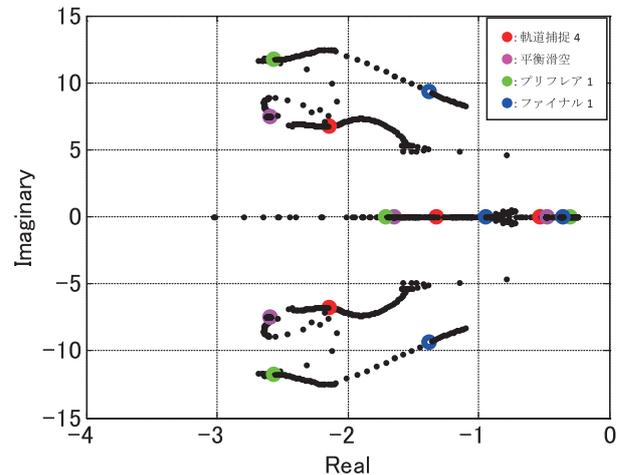


図9: 横・方向モデルの極遷移 (全体).

ルにアクチュエータモデル (1次遅れで近似したモデル) を接続したものを用いた. 遅れモデルは, 無駄時間を  $T_d[\text{sec}]$  とした一次のパデー近似モデル

$$\frac{1 - T_d/2}{1 + T_d/2}$$

を用いた. 無駄時間  $T_d$  は設計の際にチューニングすべきパラメータとなるが, 制御則の計算周期 (100[Hz]), アクチュエータモデルの無駄時間 (最大 30[msec]) 及びセンサモデルの無駄時間 (最大 30[msec]) を考慮すると, 少なくとも 0.07[sec] を確保する必要がある.

縦及び横・方向どちらのゲインも, 各飛行フェーズ毎に動特性が異なるため, フェーズ毎に異なるゲインを設計し, 切替えを行なうことで良好な飛行性能を達成し

た。以下それぞれの制御系で、各フェーズ毎に実施した設計作業について解説する。

### 3.3.1 縦ゲイン設計

図4の縦制御系についてMDM/MDPを適用し、 $K_q$ 、 $K_{Az}$ 、 $K_{Az_c}$ 、 $K_{IntAz}$ の各ゲインを設計した。設計時は積分飽和处理やフェーダなどの機構は省略し、以下の簡略化した制御則として扱い、最適なゲインを計算している。

$$\delta e_c = K_{Az} \cdot A_z + K_{Az_c} \cdot A_{z_c} + K_{IntAz} \int (A_z - A_{z_c}) dt + K_q \cdot q$$

動圧補償項である可変ゲイン ( $V_{DP}^2/V_{eas}^2$ ) は制御対象に組み込む形として他のゲインを求め、制御ソフトとして実装する際には制御則の一部として組み込んでいる。

MDM/MDPに用いるモデルとしては、各設計点毎に以下のものを用いた。

- ノミナルモデル
- $C_{mq}$  誤差モデル (3 $\sigma$  誤差モデル)
- 時間遅れモデル (無駄時間  $T_d$ [sec])

設計点の数は、以下で述べる通りフェーズ毎に異なる。例えば軌道捕捉フェーズ用のゲイン設計では、設計点は3点としているため、設計で用いるモデルの数は3 $\times$ 3 = 9個となる。

評価には  $A_z$  のコマンドとの誤差を用い、通常のLQRと同様の二次形式評価関数を各モデルについて合算したものを評価関数としている。モデルの数を  $N$ 、 $i$  番目のモデルにおける評価値 ( $A_z - A_{z_c}$ ) を  $e_{A_z}^{(i)}$  とすると、評価関数は

$$J = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \int_0^{\infty} e_{A_z}^{(i)2}(t) dt$$

となる。設計を行なう上では、設計点(を何処に配置するか)と  $T_d$  が調整パラメータとなる。以下、どのようにパラメータを調整し、適切なゲインを得たかを各フェーズ毎に述べる。

**軌道捕捉フェーズ** 軌道捕捉フェーズにおける設計では、当初はコマンドに対する追従性が極端に悪く、特にバイアス的な追従誤差が残ることが多かった。これを改善するために、本フェーズにおける設計では以下のことを行なった：

- 遅れモデルにおける無駄時間の値を他のフェーズより小さく設定
- $K_{Az_c} = -K_{Az}$  として、純粋なフィードフォワード項を削除
- ピッチレートに対して目標値を導入 (3.1.2 節参照)

遅れモデルにおける無駄時間の値は、閉ループ系の持つ位相余裕と直接関係しており、設計において調整可能なパラメータの一つである。この無駄時間を大きく取ることによって誤差に対するロバスト性は確保できるものの、保守的な設計となり追従性が悪くなる傾向があるため、本フェーズではロバスト性を若干犠牲にすることで追従性を向上させることとした。

二番目の処置は、 $K_{Az_c} = -K_{Az}$  とすることで、制御系の構造が

$$\delta e_c = K_{Az} \cdot (A_z - A_{z_c}) + K_{IntAz} \int (A_z - A_{z_c}) dt + K_q \cdot q$$

となることを意図している。これにより制御則は誤差のフィードバック項のみから構成されることになり、 $A_{z_c}$  のみのコマンドフィードフォワード項は現れない。結果的にMDM/MDPで得られる積分ゲイン  $K_{IntAz}$  が増加し、バイアス誤差が小さくなることを期待している。

実際の設計においては、設計点として軌道捕捉フェーズの2点(「軌道捕捉3」及び「軌道捕捉4」と「平衡滑空」の計3点)を用いた。平衡滑空フェーズの点も含んでいるのは、次のゲインへの切り替え時には既に平衡滑空フェーズに移行していることから、切り替え時の安定性を考慮したためである。具体的には無駄時間の値を  $T_d = 0.255$ [sec] として、MDM/MDPを適用することで設計を行なっている。得られたゲイン  $K_{q1}$ 、 $K_{Az1}$ 、 $K_{IntAz1}$ 、 $K_{Az_c1}$  は付録の表12の通り。

このゲインを用いた線型解析結果として、設計に用いた各設計点における  $\Delta A_z$  コマンドに対するステップ応答を図10に示す。各設計点で「ノミナルケース」「無駄時間ケース(遅れ0.255sec)」「 $C_{mq}$  誤差ケース( $C_{mq} = 0$ )」の3つを示している。無駄時間が存在する場合に若干振動が残り、特に平衡滑空フェーズモデルに対してそれが顕著であるが、本ゲインは実際には平衡滑空フェーズではほとんど用いられない(1秒で切替えが行なわれる)ため、問題ないものと判断した。線型解析によって得られた、各設計点における位相余裕と、クロスオーバー周波数から計算される無駄時間余裕を表4に示す。設計で用いた時間遅れモデルは、パデー近似したモデルであるた

表 4: 位相余裕及び無駄時間余裕 (縦: 軌道捕捉フェーズゲイン)

設計点	位相余裕 [deg]	交点周波数 [rad/sec]	無駄時間余裕 [sec]
軌道捕捉 3	95.6821	6.7375	0.2479
軌道捕捉 4	86.1007	5.5597	0.2703
平衡滑空	89.7185	7.2106	0.2172

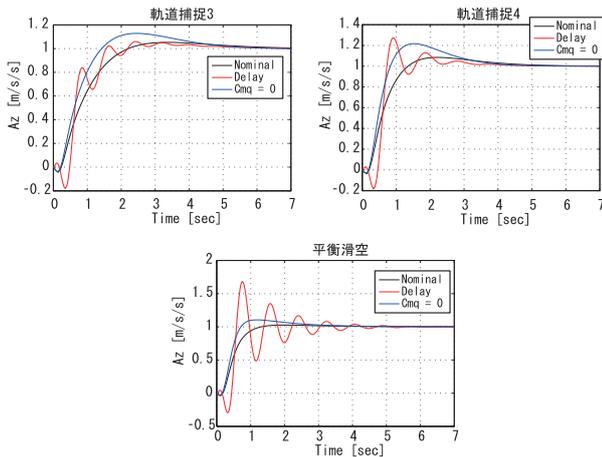


図 10: 軌道捕捉フェーズゲインによるステップ応答の各設計点における比較。

め、設計された制御系の実際の無駄時間余裕と設計時に仕様として与えた余裕 ( $T_d$ ) との間に若干齟齬があるものの、問題ない範囲であると判断した<sup>2</sup>。

**平衡滑空フェーズ** 平衡滑空フェーズについては特筆するような処置は行なわなかったが、実際の設計では設計点として「平衡滑空」と、切替を考慮して「プリフレア 1」の計 2 点を用いた。無駄時間の値としては  $T_d = 0.26$  を採用し、表 12 におけるゲイン  $K_{q2}$ ,  $K_{Az2}$ ,  $K_{IntAz2}$ ,  $K_{Azc2}$  を得た。

線型解析の結果として得られる、両設計点におけるステップ応答を図 11 に示す。また表 5 に、両設計点における位相余裕と無駄時間余裕を示す。

**プリフレア/ファイナルフレアフェーズ** ファイナルフレアフェーズの時間が比較的短いことを考慮し、プリフレア及びファイナルフレアフェーズにおけるゲインは共通として、両者間で切替は行なわないこととした。本

表 5: 位相余裕及び無駄時間余裕 (縦: 平衡滑空フェーズゲイン)

設計点	位相余裕 [deg]	交点周波数 [rad/sec]	無駄時間余裕 [sec]
平衡滑空	87.3549	6.3096	0.2416
プリフレア 1	96.6762	7.6910	0.2194

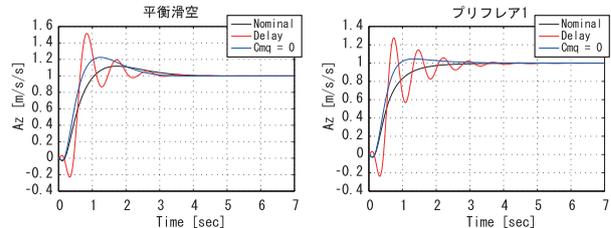


図 11: 平衡滑空フェーズゲインによるステップ応答の各設計点における比較。

フェーズでは機首引き起こしという重要な操作があるため、特に追従性が問題になる。また同時に接地前のクリティカルな状態であるため、誤差に対する耐性も確保しなければならない。このため本フェーズにおける設計では、軌道捕捉フェーズ同様ピッチレートに目標値を導入することで追従性の向上を図った。また同時に、無駄時間の値を大きめに取つつ、プリフレアフェーズの設計点としてフェーズ初期と終盤の 2 点(「プリフレア 1」及び「プリフレア 2」)を選択し、「ファイナル 2」と合わせた計 3 点とすることで、接地前のクリティカルな状態に耐えることを期待している。設計パラメータである無駄時間の値としては  $T_d = 0.275$  を採用し、結果として表 12 のゲイン  $K_{q3}$ ,  $K_{Az3}$ ,  $K_{IntAz3}$ ,  $K_{Azc3}$  を得た。

線型解析で得られた、設計点におけるステップ応答を図 12 に示す。また表 6 に、各設計点における位相余裕と無駄時間余裕を示す。

### 3.3.2 横・方向ゲイン設計

図 5 の制御系を、縦の場合と同様に簡略化した構造として扱い、MDM/MDP を適用した。当初はこの構造に含まれる全てのゲインを最適化によって求めていたが、開発の過程で不必要なゲイン(設計上特に影響を及ぼさないゲイン)があることがわかったため、最終的には幾つかのゲインを 0 と固定し以下のような構造として設計を行なった。

$$\begin{aligned} \delta a_c = & K_{aAy} \cdot A_y + K_{ap} \cdot p + K_{ar} \cdot r + K_{a\phi} \cdot \phi \\ & + K_{a\phi_c} \cdot \phi_c + K_{aInt\phi} \int (\phi - \phi_c) dt \end{aligned}$$

<sup>2</sup> 例えば「軌道捕捉 3」における無駄時間余裕は 0.2479 秒と、仕様として与えた 0.255 秒よりも小さいが、パデー近似で与えた 0.255 秒の遅れモデルの安定性は確認できており、設計に不具合があったわけではない。これは他のフェーズのゲインについても同様である。

表 6: 位相余裕及び無駄時間余裕 (縦: プリフレア/ファイナルフレアフェーズゲイン)

設計点	位相余裕 [deg]	交点周波数 [rad/sec]	無駄時間余裕 [sec]
プリフレア 1	82.3400	5.8587	0.2453
プリフレア 2	101.9503	8.3503	0.2131
ファイナル 2	98.9836	7.3838	0.2340

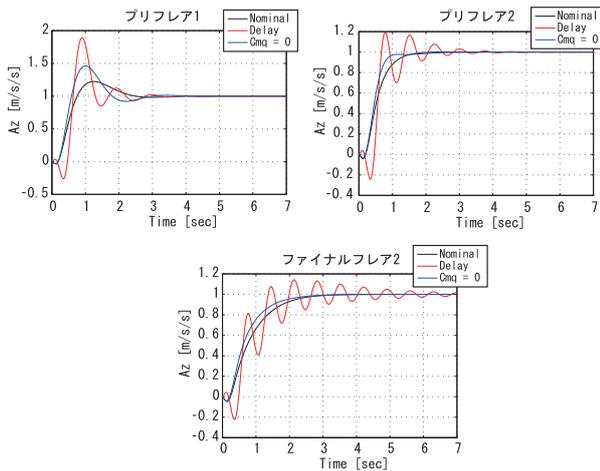


図 12: フレアフェーズゲインによるステップ応答の各設計点における比較。

$$\delta r_c = K_{rA_y} \cdot A_y + K_{rp} \cdot p + K_{rr} \cdot r + K_{r\phi} \cdot \phi + K_{rIntA_y} \int A_y dt$$

つまり  $K_{aIntA_y} = K_{r\phi_c} = K_{rInt\phi} = 0$  とした。

MDM/MDP に用いるモデルとしては、各設計点毎に以下のものを用いた。

- ノミナルモデル
- $C_{lp}$  誤差モデル ( $3\sigma \times 105\% \sim 3\sigma \times 175\%$  誤差モデル)
- $C_{Y0}$  誤差モデル ( $3\sigma$  誤差モデル)
- $C_{i0}$  誤差モデル ( $3\sigma$  誤差モデル)
- $C_{n0}$  誤差モデル ( $3\sigma$  誤差モデル)
- 時間遅れモデル (無駄時間  $T_d$ [sec])

$C_{lp}$  誤差モデルの扱いについては後述する。時間遅れモデルは、エルロン遅れ、ラダー遅れ、双方に遅れありの3種類を含む。

評価には  $\phi$  のコマンドとの誤差および  $A_y$  を用いて、両者の二次形式評価関数の重み付き和を用いている。モデルの数を  $N$ 、 $i$  番目のモデルにおける評価値をそれぞれ

れ  $e_\phi^{(i)} := \phi^{(i)} - \phi_c^{(i)}, A_y^{(i)}$  とすると、評価関数は

$$J = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \int_0^\infty \{w_\phi e_\phi^{(i)2}(t) + w_{A_y} A_y^{(i)2}(t)\} dt$$

となる。縦と同様、設計点の配置と  $T_d$  が調整パラメータであるが、その他に評価関数中の重み  $w_\phi, w_{A_y}$  も二つの評価値のバランスを取るためのパラメータとなる。

**軌道捕捉フェーズ** 本フェーズにおける制御則の開発過程では、分離直後に運動が発散し飛行破綻するケースがモンテカルロシミュレーションによって確認され、これをいかに解決するかが主な問題となった。特に Clp 誤差が発散原因の一つであることが判明したため、以下の二つの対策を取ることとした。

- 設計において用いる Clp 誤差モデルについて、Clp 誤差を  $3\sigma$  値から更に大きな値とした誤差モデルを用いる
- 軌道捕捉フェーズ中で発散現象の起こりがちな時刻を調べ、そこを重点的に設計点として選択する

前者は、MDM/MDP で使用する設計モデルのうち、Clp 誤差モデルを  $3\sigma$  値に対して 175% の値としたものを用いることで、ロールダンピングに関する制御ゲインがより大きくなり、振動に対する耐性を強めることを期待した措置である。設計時には 175% を超える値にすることも試みたが、この場合は設計条件が厳し過ぎたため、全てのモデルを安定化するゲインが得られなかった。これに加えて、分離直後の飛行特性の変動を特に考慮するために、設計点を発散時点近くに集中させたのが後者の措置である。当初は軌道捕捉フェーズ全体における性能を考慮して、設計点をまんべんなく取るようにしていたが、分離直後に発散現象が多発することから、フェーズ開始直後の飛行特性を設計時に十分考慮できていないのではないかと懸念された。そこでフェーズ後半に位置する設計点を「軌道捕捉 4」の 1 点とし、分離後 5 秒以内に相当する設計点を 3 点（「軌道捕捉 1～3」の 3 点）取ることで、分離直後の飛行特性変動に対応させた。これらに加え、平衡滑空の設計点も用いてゲインの設計を行なった。

これらの設計点に対して  $T_d = 0.3, w_\phi = 8, w_{A_y} = 1$  とパラメータを与え、結果として表 13 のゲインを得て、分離直後の発散傾向を抑えることに成功した。線型解析結果として、設計に用いた各設計点における  $\phi$  コマンドに対するステップ応答を図 13 に示す。各設計点で、ノミナルケースと、遅れケース (無駄時間 0.3[sec]) につい

表 7: 位相余裕及び無駄時間余裕 (横・方向: 軌道捕捉フェーズゲイン)

エルロン			
設計点	位相余裕 [deg]	交点周波数 [rad/sec]	無駄時間余裕 [sec]
軌道捕捉 1	69.6771	3.1158	0.3903
軌道捕捉 2	67.5791	2.7181	0.4339
軌道捕捉 3	62.7245	2.5445	0.4302
軌道捕捉 4	57.4572	2.7820	0.3605
平衡滑空	62.3248	2.7247	0.3992

ラダー			
設計点	位相余裕 [deg]	交点周波数 [rad/sec]	無駄時間余裕 [sec]
軌道捕捉 1	61.3794	1.3024	0.8225
軌道捕捉 2	62.0178	1.2815	0.8447
軌道捕捉 3	62.6896	1.2703	0.8613
軌道捕捉 4	61.6850	1.3453	0.8003
平衡滑空	78.9655	0.6868	2.0066

て、ラダーのみ、エルロンのみ、両方)、各誤差ケース (Clp, CY0, C10, Cn0) の計 8 つを示している。エルロン及びラダー双方に無駄時間が存在する場合は若干振動的になるが、許容範囲内の振動であると判断した。表 7 に各設計点における位相余裕と無駄時間余裕を示す。

**平衡滑空フェーズ** 平衡滑空フェーズの制御では、ロール角コマンドに対する追従性に問題があったため、縦の軌道捕捉フェーズにおける対処と同様に  $K_{a\phi_c} = -K_{a\phi}$  として、エルロン制御系の構造を

$$\delta a_c = K_{aA_y} \cdot A_y + K_{ap} \cdot p + K_{ar} \cdot r + K_{a\phi} \cdot (\phi - \phi_c) + K_{aInt\phi} \int (\phi - \phi_c) dt$$

とした。また Clp 誤差については軌道捕捉フェーズほどの問題は起きていないため、 $3\sigma$  値に対して 105% の値の誤差モデルを用いた。本フェーズで用いるゲインの設計では、設計点として各飛行フェーズ毎に 1 点、「軌道捕捉 4」「平衡滑空」「プリフレア 1」「ファイナルフレア 1」の計 4 点を用いて、MDM/MDP のパラメータとして  $T_d = 0.1, w_\phi = 5, w_{A_y} = 1$  を与えることで、表 14 のゲインを得た。各設計点における  $\phi$  コマンドに対するステップ応答を図 14 に、表 8 に各設計点における位相余裕と無駄時間余裕を示す。

**プリフレア/ファイナルフレアフェーズ** 設計当初は、プリフレア/ファイナルフレアフェーズ用のゲインを特

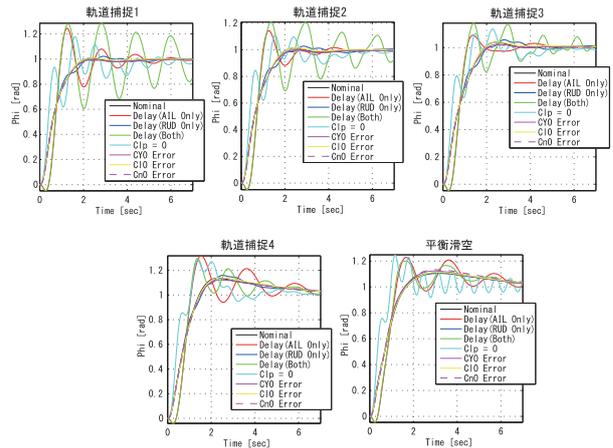


図 13: 横・方向: 軌道捕捉フェーズゲインによるステップ応答の各設計点における比較。

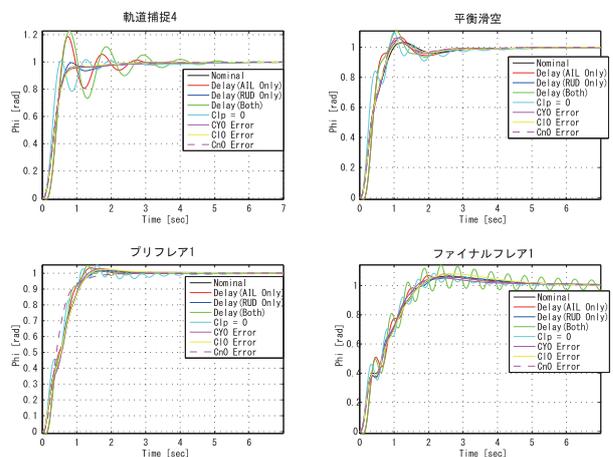


図 14: 横・方向: 平衡滑空フェーズゲインによるステップ応答の各設計点における比較。

に留意せず、上記の平衡滑空フェーズゲインをそのまま使用していたが、図 14 から明らかなようにファイナルフレアにおけるロール角コマンド追従性にやや難があった。そのため、本フェーズにおいても切替えを行ない、独自のゲインを用意することとした。縦と同様に、プリフレア及びファイナルフレアフェーズ間で切替えは行なわず、両者のゲインは共通とした。平衡滑空フェーズと同様、 $K_{a\phi_c} = -K_{a\phi}$  と構造を限定し、設計点については「平衡滑空」「プリフレア 1」「ファイナルフレア 1」とそれぞれのフェーズで 1 点ずつ計 3 点を用いている。Clp 誤差モデルについては平衡滑空と同様に、 $3\sigma$  値に対して 105% の値としたものを用いた。調整パラメータとして  $T_d = 0.12, w_\phi = 10, w_{A_y} = 1$  を与え、結果として表 15 のゲインを得た。 $\phi$  コマンドに対するステップ応答を図 15 に示す。ファイナルフレアにお

表 8: 位相余裕及び無駄時間余裕 (横・方向: 平衡滑空フェーズゲイン)

エルロン			
設計点	位相余裕 [deg]	交点周波数 [rad/sec]	無駄時間余裕 [sec]
軌道捕捉 4	51.2578	5.5730	0.1605
平衡滑空	61.4550	4.2092	0.2548
プリフレア 1	65.6493	3.3820	0.3388
ファイナル 1	78.4240	2.4797	0.5520

ラダー			
設計点	位相余裕 [deg]	交点周波数 [rad/sec]	無駄時間余裕 [sec]
軌道捕捉 4	69.7544	0.8015	1.5190
平衡滑空	79.7857	0.3897	3.5737
プリフレア 1	81.4827	0.3338	4.2608
ファイナル 1	77.9825	0.3692	3.6864

る 5% 整定時間は、図 14 では 3.3209 秒であるのに対し、図 15 では 2.7958 秒と、約 15% 改善させることができた。

## 4 シミュレーション

第 3.3 節で示したように、設計した制御則に対しては線型解析を実施し、安定性及びステップ応答の確認を行っているが、設計した制御系をより正確に評価するために、6 自由度非線型シミュレーションによる飛行性能の確認も実施した。シミュレーションツールとしては、高速飛行実証フェーズ I[2] の制御系独立検証用として用意したものを流用している。作成に際して、プログラミング言語として C を用いている。フェーズ I 用に作成されたものとはいえ、実験機の質量、慣性特性などのシミュレーションに必要なパラメータをファイルから与える形としているため、全く異なる特性を持つ LIFLEX への流用も比較的容易であった。

設計した制御系の基本的なロバスト性を確認するため、以下の「基本ケース」と称した 8 ケースに対してシミュレーションを実施し、振動や不安定化といった挙動が無いことを確認してから制御系を正式版としてリリースすることとしていた。

- ノミナルケース
- 向かい風ケース
- 追い風ケース
- Cm<sub>q</sub> 誤差ケース (3 $\sigma$  値)

表 9: 位相余裕及び無駄時間余裕 (横・方向: プリフレア/ファイナルフレアフェーズゲイン)

エルロン			
設計点	位相余裕 [deg]	交点周波数 [rad/sec]	無駄時間余裕 [sec]
平衡滑空	60.5781	5.0659	0.2087
プリフレア 1	61.2523	3.5634	0.3000
ファイナル 1	74.9667	2.4599	0.5319

ラダー			
設計点	位相余裕 [deg]	交点周波数 [rad/sec]	無駄時間余裕 [sec]
平衡滑空	74.8294	1.1146	1.1717
プリフレア 1	77.8863	0.9412	1.4442
ファイナル 1	78.9633	0.9662	1.4264

- 横風ケース
- 初期 Y 位置誤差ケース ( $Y(0) = 50$ )
- Cl<sub>p</sub> 誤差ケース (3 $\sigma$  値)
- 重心 Y 位置誤差ケース (3 $\sigma$  値)

ここでのシミュレーションの目的は「設計結果の妥当性の確認」であり、誘導則も含めた全体としての飛行性能の確認については別途モンテカルロシミュレーションの結果を用いることとなっていた。そのため本シミュレーションによる評価としては、接地時沈下率などの最低限の性能の確認にとどめた。シミュレーションの一例として、最終的に採択された誘導則と第 3 節の制御則の組み合わせによるノミナルケース結果を図 16-19 に示す。

## 5 おわりに

リフティングボディ飛行実験に用いる予定であった実験機の飛行制御則について、その構造及び設計手法を解説した。制御ゲインの設計に際しては、LIFLEX 実験機の操舵特性はフェーズ毎に大きく異なるため、フェーズ毎にゲインを設計しそれらをスケジュールする手法を採用した。また各フェーズの設計点は、ノミナル飛行経路における機体線型モデルの極の遷移を調べることで、飛行特性を過不足無く捉えられるよう選択した。結果として、フェーズ毎に求められるロバスト安定性能・制御性能を満足する飛行制御則を設計することができた。これらの性能は線型解析及び制御系評価のために用いられるシミュレーションプログラムによって確認された。

設計した制御則による飛行試験は実際には実施しな

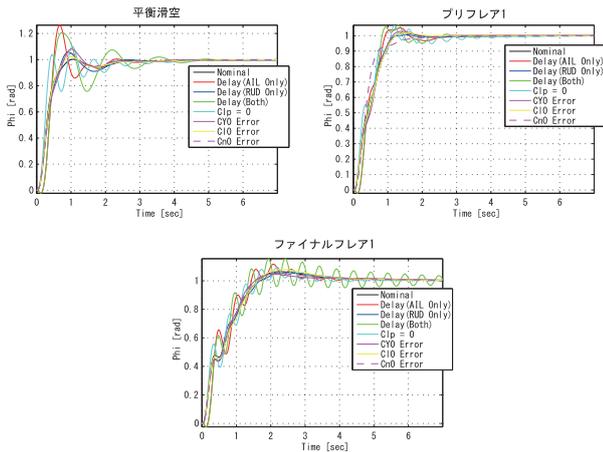


図 15: 横・方向：フレアフェーズゲインによるステップ応答の各設計点における比較。

かったが、各種誤差を想定したモンテカルロシミュレーションでは十分な飛行性能を確認している。その結果については別文献[5]を参照のこと。本稿における制御系の構造およびゲインの設計法は一般的なものであり、制御理論的に特に新規性はないものの、上述のスケジュール手法や設計点選択手法、またエレベータ操舵補正手法や積分windアップ対策などは制御系開発における実用上重要な成果と言える。本稿で得られたこれらの知見が、今後の無人実験機の制御系開発に資することを期待する。

## 参考文献

- [1] NAL/NASDA HOPE チーム ALFLEX サブグループ, “小型自動着陸実験 (ALFLEX) システム設計”, 航空宇宙技術研究所報告, TR-1313 (1996).
- [2] NAL/NASDA 高速飛行実証フェーズ1 実験隊, “高速飛行実証フェーズ1 の飛行実験結果”, JAXARR-03-011 (2004).
- [3] 塚本太郎, 鈴木広一, 二宮哲次郎, “高速飛行実証フェーズ II の誘導制御則設計”, JAXA-RR-04-006 (2004).
- [4] Y. Miyazawa, “Robust Flight Control System Design with Multiple Model Approach”, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol.15, no. 3, 785-788 (1992).
- [5] 元田敏和, 塚本太郎, 南吉紀, 濱田吉郎, “リフティングボディ飛行実験 (LIFLEX) 誘導制御系 - システム評価と飛行制御パラメータ最適化 -”, JAXA-RR-10-007 (2010).

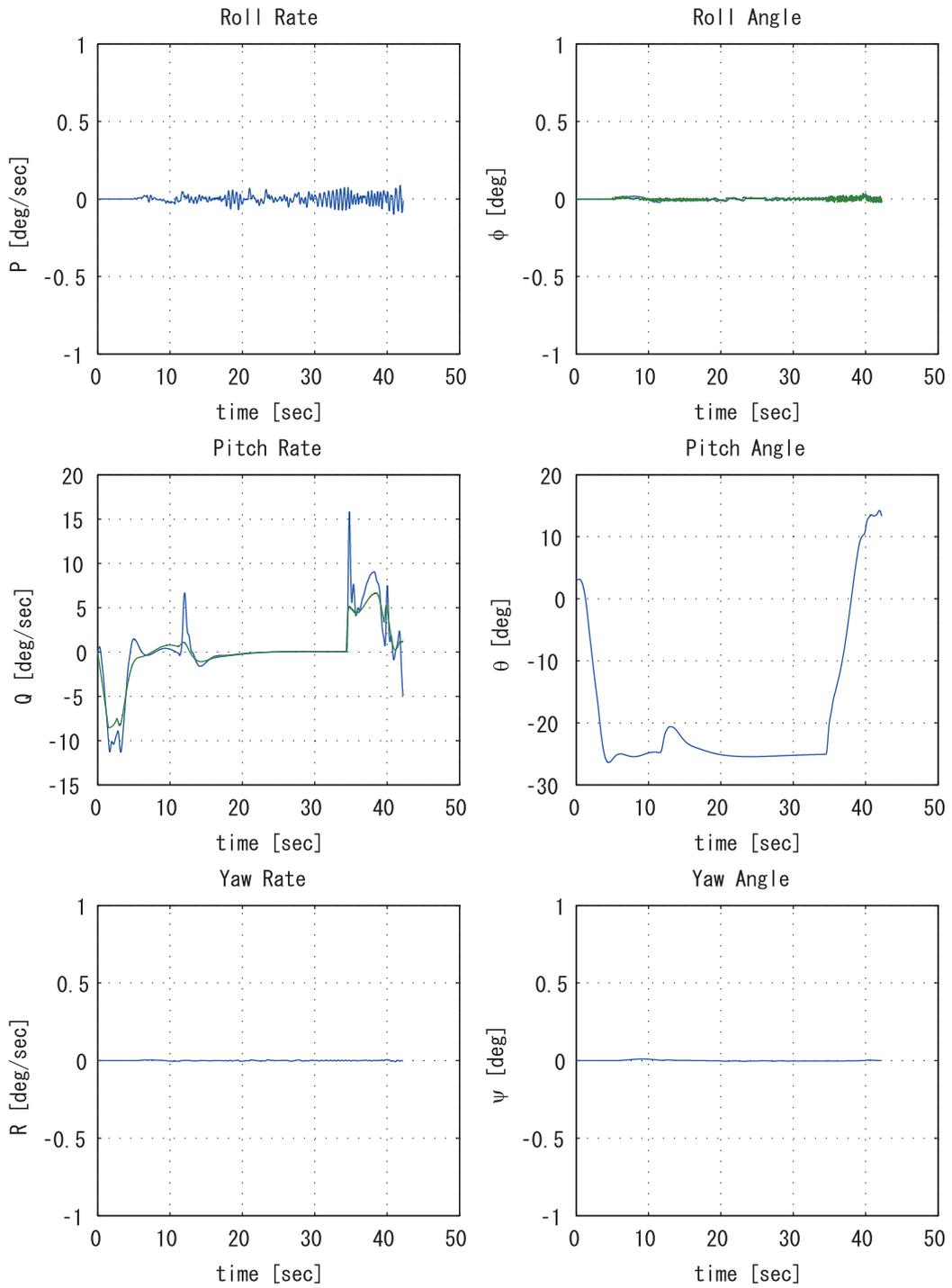


図 16: ノミナルケースシミュレーション結果.

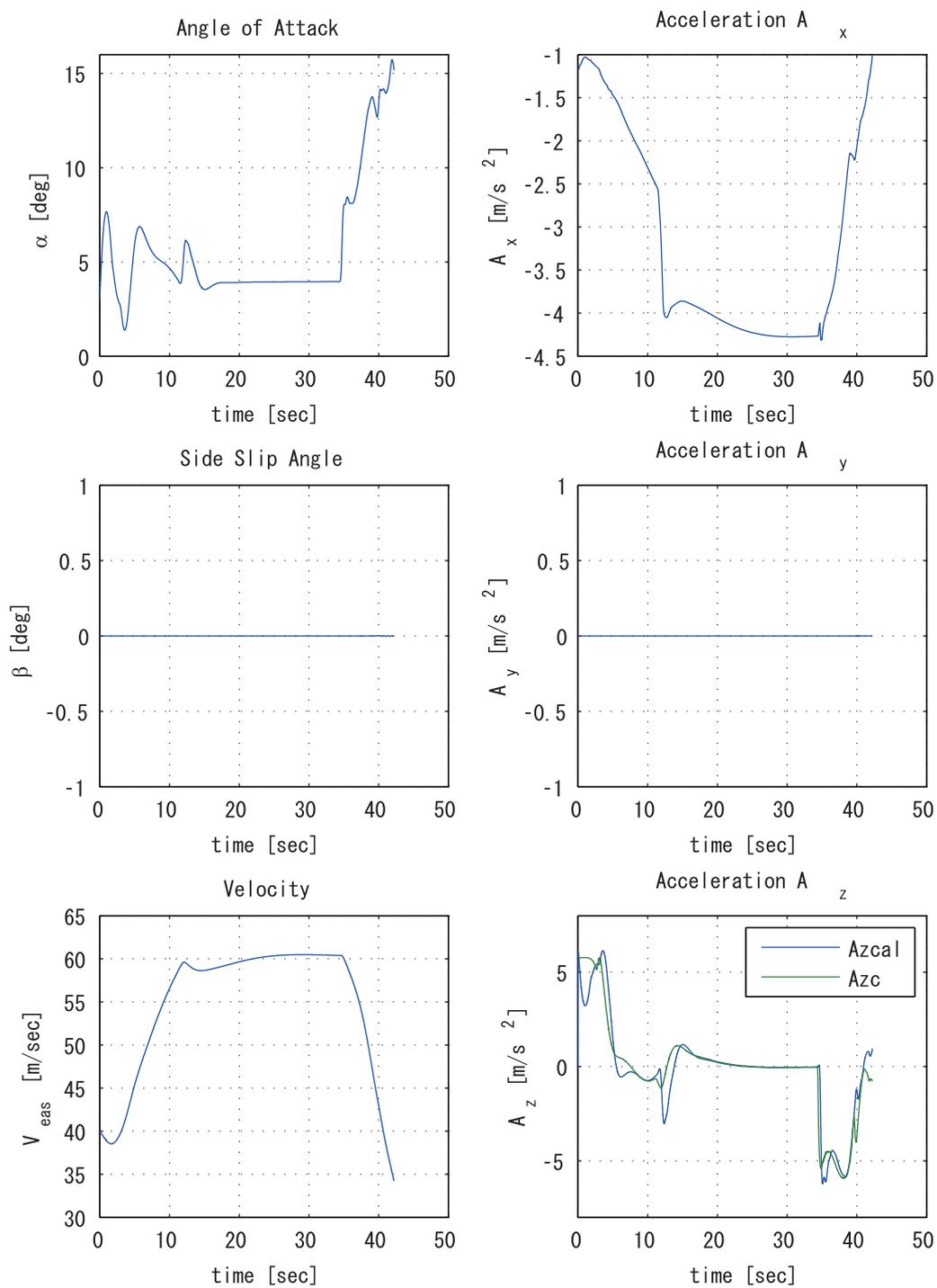


図 17: ノミナルケースシミュレーション結果.

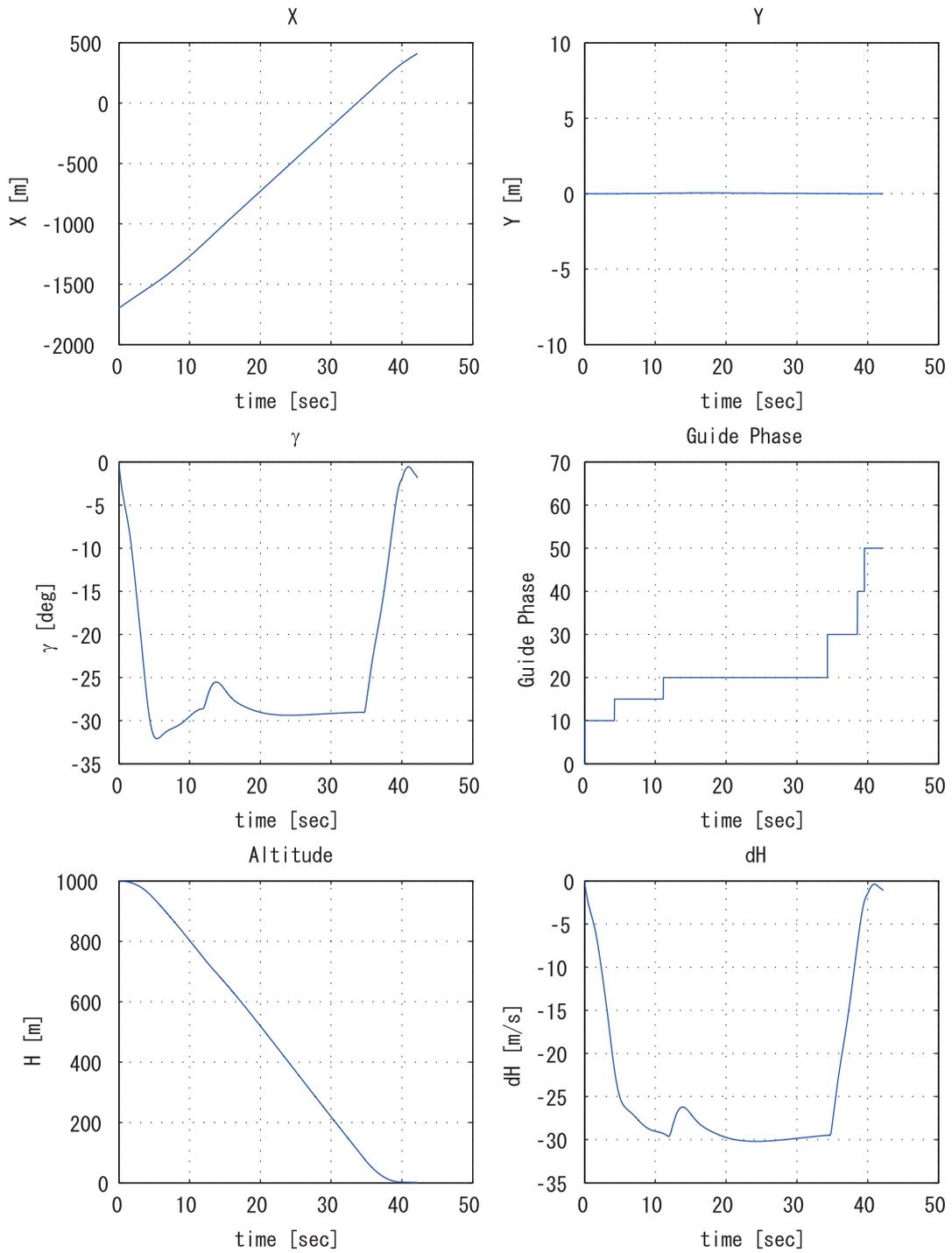


図 18: ノミナルケースシミュレーション結果.

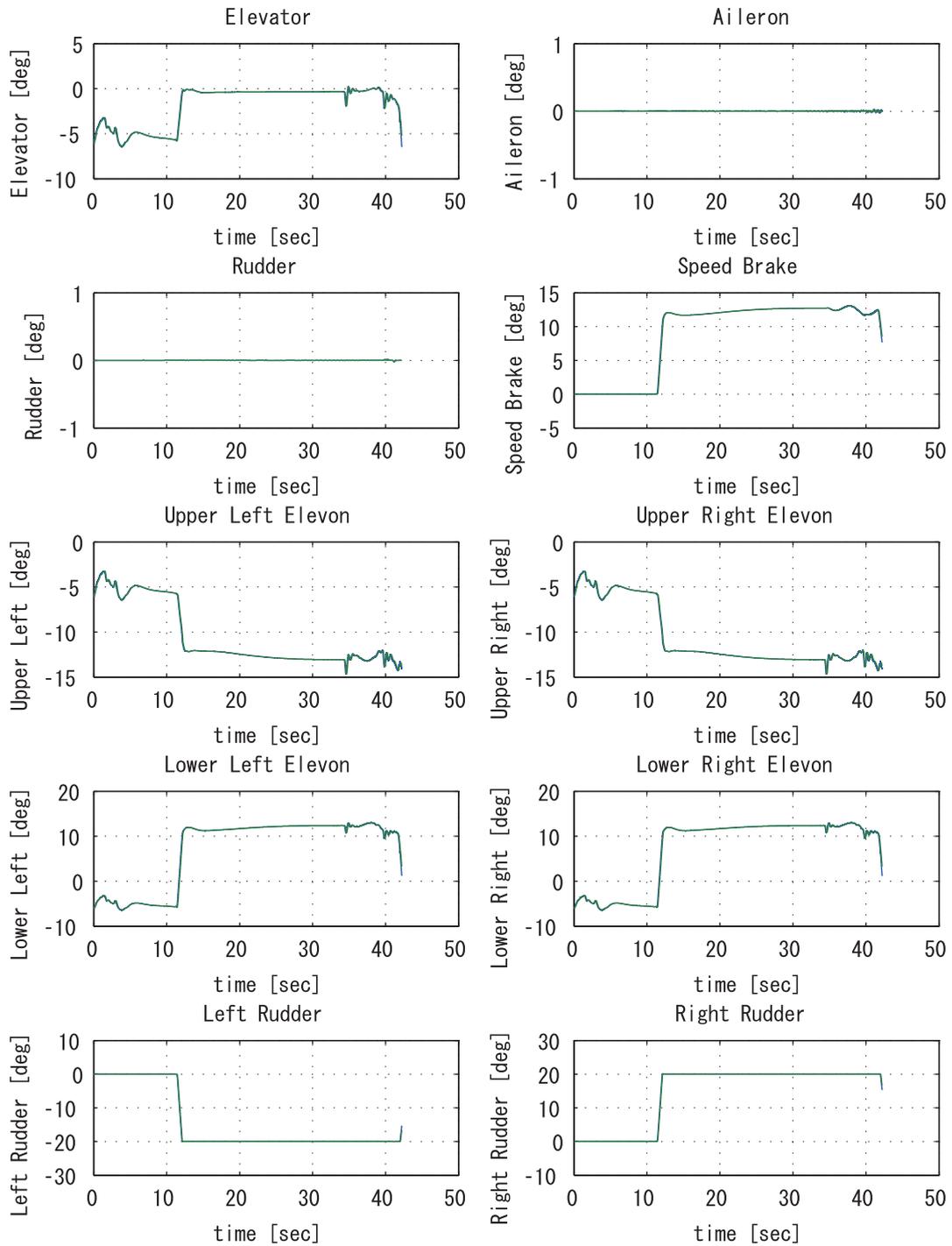


図 19: ノミナルケースシミュレーション結果.

## 付録 A 線型化モデルの係数行列

第 3.2 節で示した線型化モデルの、各設計点における係数行列を示す。縦のモデル、横・方向のモデルとも、実際の設計で用いた設計点のみを示す。縦については「軌道捕捉 3」「軌道捕捉 4」「平衡滑空」「プリフレア 1」「プリフレア 2」「ファイナルフレア 2」の計 6 点、横・方向については「軌道捕捉 1～4」「平衡滑空」「プリフレア 1」「ファイナルフレア 1」の計 7 点におけるモデルを示す。

### A.1 縦のモデル

#### 軌道捕捉 3

$$A_{lon} = \begin{bmatrix} -9.4902106e^{-1} & 4.2705361e^{+1} \\ 1.5820342e^{-1} & -2.9043870e^0 \end{bmatrix}$$

$$B_{lon} = \begin{bmatrix} -1.1808921e^{+1} \\ -2.3278858e^{+1} \end{bmatrix}$$

$$C_{lon} = \begin{bmatrix} -9.4902106e^{-1} & 0.0 \\ 0.0 & 1.0 \end{bmatrix}$$

$$D_{lon} = \begin{bmatrix} -1.1808921e^{+1} \\ 0.0 \end{bmatrix}$$

#### 軌道捕捉 4

$$A_{lon} = \begin{bmatrix} -1.1977059e^0 & 5.3937620e^{+1} \\ 2.1438067e^{-1} & -3.7029189e^0 \end{bmatrix}$$

$$B_{lon} = \begin{bmatrix} -1.8572715e^{+1} \\ -3.6772151e^{+1} \end{bmatrix}$$

$$C_{lon} = \begin{bmatrix} -1.1977059e^0 & 0.0 \\ 0.0 & 1.0 \end{bmatrix}$$

$$D_{lon} = \begin{bmatrix} -1.8572715e^{+1} \\ 0.0 \end{bmatrix}$$

#### 平衡滑空

$$A_{lon} = \begin{bmatrix} -1.3155963e^0 & 6.0838316e^{+1} \\ 2.4017995e^{-1} & -4.3934772e^0 \end{bmatrix}$$

$$B_{lon} = \begin{bmatrix} -3.2522046e^{+1} \\ -6.7968425e^{+1} \end{bmatrix}$$

$$C_{lon} = \begin{bmatrix} -1.3155963e^0 & 0.0 \\ 0.0 & 1.0 \end{bmatrix}$$

$$D_{lon} = \begin{bmatrix} -3.2522046e^{+1} \\ 0.0 \end{bmatrix}$$

#### プリフレア 1

$$A_{lon} = \begin{bmatrix} -1.4393506e^0 & 5.6088345e^{+1} \\ 1.2434330e^{-1} & -4.0661440e^0 \end{bmatrix}$$

$$B_{lon} = \begin{bmatrix} -2.9499095e^{+1} \\ -6.2350899e^{+1} \end{bmatrix}$$

$$C_{lon} = \begin{bmatrix} -1.4393506e^0 & 0.0 \\ 0.0 & 1.0 \end{bmatrix}$$

$$D_{lon} = \begin{bmatrix} -2.9499095e^{+1} \\ 0.0 \end{bmatrix}$$

#### プリフレア 2

$$A_{lon} = \begin{bmatrix} -1.5341615e^0 & 4.6870207e^{+1} \\ -1.2940634e^{-1} & -3.4990573e^0 \end{bmatrix}$$

$$B_{lon} = \begin{bmatrix} -2.1523155e^{+1} \\ -4.5225811e^{+1} \end{bmatrix}$$

$$C_{lon} = \begin{bmatrix} -1.5341615e^0 & 0.0 \\ 0.0 & 1.0 \end{bmatrix}$$

$$D_{lon} = \begin{bmatrix} -2.1523155e^{+1} \\ 0.0 \end{bmatrix}$$

#### ファイナルフレア 2

$$A_{lon} = \begin{bmatrix} -1.2285964e^0 & 3.5886370e^{+1} \\ -2.2869017e^{-1} & -2.6023971e^0 \end{bmatrix}$$

$$B_{lon} = \begin{bmatrix} -1.2652640e^{+1} \\ -2.5802622e^{+1} \end{bmatrix}$$

$$C_{lon} = \begin{bmatrix} -1.2285964e^0 & 0.0 \\ 0.0 & 1.0 \end{bmatrix}$$

$$D_{lon} = \begin{bmatrix} -1.2652640e^{+1} \\ 0.0 \end{bmatrix}$$

### A.2 横・方向のモデル

#### 軌道捕捉 1

$$A_{lon} = \begin{bmatrix} -3.8732776e^{-1} & 2.8902583e^0 \\ -6.3016039e^0 & -3.8313127e^0 \\ 3.1248503e^{-1} & 2.5264849e^{-1} \\ -1.5630783e^{-7} & 1.0 \\ -4.1347635e^{+1} & 9.8066126e^0 \\ 4.1996909e^0 & 0.0 \\ -5.9243716e^{-1} & 0.0 \\ 2.7661078e^{-3} & -2.9670396e^{-4} \end{bmatrix}$$

$$\begin{aligned}
 B_{lon} &= \begin{bmatrix} -8.4545395e^{-1} & 1.5848404e^0 \\ 4.4751412e^{+1} & 5.4203417e^{+1} \\ 1.0386803e^0 & -4.4640617e^0 \\ 0.0 & 0.0 \end{bmatrix} & B_{lon} &= \begin{bmatrix} -9.0383496e^{-1} & 1.7281840e^0 \\ 4.9640525e^{+1} & 5.8502077e^{+1} \\ 9.2602387e^{-1} & -4.6370094e^0 \\ 0.0 & 0.0 \end{bmatrix} \\
 C_{lon} &= \begin{bmatrix} -3.8732776e^{-1} & 0.0 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 1.0 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 1.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 0.0 & 1.0 \end{bmatrix} & C_{lon} &= \begin{bmatrix} -4.1151511e^{-1} & 0.0 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 1.0 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 1.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 0.0 & 1.0 \end{bmatrix} \\
 D_{lon} &= \begin{bmatrix} -8.4545395e^{-1} & 1.5848404e^0 \\ 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 \end{bmatrix} & D_{lon} &= \begin{bmatrix} -9.0383496e^{-1} & 1.7281840e^0 \\ 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 \end{bmatrix}
 \end{aligned}$$

## 軌道捕捉 2

$$\begin{aligned}
 A_{lon} &= \begin{bmatrix} -3.9201813e^{-1} & 3.3720612e^0 \\ -6.5353992e^0 & -3.8085632e^0 \\ 3.1717165e^{-1} & 2.5957822e^{-1} \\ -1.5649487e^{-7} & 1.0 \\ -4.1058896e^{+1} & 9.7948947e^0 \\ 4.2244798e^0 & 0.0 \\ -5.9036226e^{-1} & 0.0 \\ -4.9007724e^{-2} & 5.6975424e^{-3} \end{bmatrix} \\
 B_{lon} &= \begin{bmatrix} -8.1895441e^{-1} & 1.5824811e^0 \\ 4.5548417e^{+1} & 5.3686989e^{+1} \\ 8.5073518e^{-1} & -4.2908671e^0 \\ 0.0 & 0.0 \end{bmatrix} \\
 C_{lon} &= \begin{bmatrix} -3.9201813e^{-1} & 0.0 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 1.0 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 1.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 0.0 & 1.0 \end{bmatrix} \\
 D_{lon} &= \begin{bmatrix} -8.1895441e^{-1} & 1.5824811e^0 \\ 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 \end{bmatrix}
 \end{aligned}$$

## 軌道捕捉 3

$$\begin{aligned}
 A_{lon} &= \begin{bmatrix} -4.1151511e^{-1} & 3.6500995e^0 \\ -6.8955368e^0 & -3.9799611e^0 \\ 3.3312528e^{-1} & 2.3411406e^{-1} \\ -1.6234682e^{-7} & 1.0 \\ -4.2791362e^{+1} & 9.4418589e^0 \\ 4.3972575e^0 & 0.0 \\ -6.1545373e^{-1} & 0.0 \\ -2.8064885e^{-1} & 2.2397345e^{-2} \end{bmatrix}
 \end{aligned}$$

## 軌道捕捉 4

$$\begin{aligned}
 A_{lon} &= \begin{bmatrix} -5.1570027e^{-1} & 3.9518380e^0 \\ -8.4330836e^0 & -5.0796316e^0 \\ 4.1634077e^{-1} & 2.3410627e^{-1} \\ -1.7490831e^{-7} & 1.0 \\ -5.4046741e^{+1} & 8.7639194e^0 \\ 5.5048031e^0 & 0.0 \\ -7.8105228e^{-1} & 0.0 \\ -5.0211169e^{-1} & 1.4698060e^{-2} \end{bmatrix} \\
 B_{lon} &= \begin{bmatrix} -1.5132539e^0 & 2.7534635e^0 \\ 7.7011034e^{+1} & 9.3949413e^{+1} \\ 1.8843030e^0 & -7.6707860e^0 \\ 0.0 & 0.0 \end{bmatrix} \\
 C_{lon} &= \begin{bmatrix} -5.1570027e^{-1} & 0.0 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 1.0 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 1.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 0.0 & 1.0 \end{bmatrix} \\
 D_{lon} &= \begin{bmatrix} -1.5132539e^0 & 2.7534635e^0 \\ 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 \end{bmatrix}
 \end{aligned}$$

## 平衡滑空

$$\begin{aligned}
 A_{lon} &= \begin{bmatrix} -6.1113790e^{-1} & 4.2796144e^0 \\ -9.6192205e^0 & -6.0251219e^0 \\ 4.7826505e^{-1} & 2.4679822e^{-1} \\ -1.7250273e^{-7} & 1.0 \\ -6.0951029e^{+1} & 8.8868528e^0 \\ 6.4448686e^0 & 0.0 \\ -9.2248985e^{-1} & 0.0 \\ -4.6659860e^{-1} & 3.3731354e^{-5} \end{bmatrix}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 B_{lon} &= \begin{bmatrix} -1.3444474e^0 & 2.6753891e^0 \\ 1.4149856e^{+2} & 8.9568165e^{+1} \\ -7.6019240e^{-1} & -4.8790488e^0 \\ 0.0 & 0.0 \end{bmatrix} & B_{lon} &= \begin{bmatrix} -5.9233165e^{-1} & 1.1651082e^0 \\ 6.9791843e^{+1} & 3.6425651e^{+1} \\ -1.0173059e^0 & -2.4228118e^0 \\ 0.0 & 0.0 \end{bmatrix} \\
 C_{lon} &= \begin{bmatrix} -6.1113790e^{-1} & 0.0 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 1.0 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 1.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 0.0 & 1.0 \end{bmatrix} & C_{lon} &= \begin{bmatrix} -4.6704783e^{-1} & 0.0 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 1.0 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 1.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 0.0 & 1.0 \end{bmatrix} \\
 D_{lon} &= \begin{bmatrix} -1.3444474e^0 & 2.6753891e^0 \\ 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 \end{bmatrix} & D_{lon} &= \begin{bmatrix} -5.9233165e^{-1} & 1.1651082e^0 \\ 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 \end{bmatrix}
 \end{aligned}$$

プリフレア 1

$$\begin{aligned}
 A_{lon} &= \begin{bmatrix} -6.6658899e^{-1} & 8.7693315e^0 \\ -1.3156279e^{+1} & -5.7860297e^0 \\ 6.5846950e^{-1} & 1.4562078e^{-1} \\ -1.5941913e^{-7} & 1.0 \\ -5.6211987e^{+1} & 9.6166677e^0 \\ 6.7474797e^0 & 0.0 \\ -9.1345800e^{-1} & 0.0 \\ -1.9975326e^{-1} & -2.0465037e^{-2} \end{bmatrix} \\
 B_{lon} &= \begin{bmatrix} -1.9758030e^0 & 1.4672536e^0 \\ 1.3234507e^{+2} & 7.4028864e^{+1} \\ -1.0183585e^0 & -4.0596233e^0 \\ 0.0 & 0.0 \end{bmatrix} \\
 C_{lon} &= \begin{bmatrix} -6.6658899e^{-1} & 0.0 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 1.0 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 1.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 0.0 & 1.0 \end{bmatrix} \\
 D_{lon} &= \begin{bmatrix} -1.9758030e^0 & 1.4672536e^0 \\ 0.0 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 0.0 \end{bmatrix}
 \end{aligned}$$

ファイナルフレア 1

$$\begin{aligned}
 A_{lon} &= \begin{bmatrix} -4.6704783e^{-1} & 9.5860895e^0 \\ -1.1118696e^{+1} & -4.1376124e^0 \\ 4.9944711e^{-1} & 1.5410753e^{-1} \\ -1.6051251e^{-7} & 1.0 \\ -3.9416797e^{+1} & 9.5512153e^0 \\ 5.1363765e^0 & 0.0 \\ -6.6013726e^{-1} & 0.0 \\ 2.3281460e^{-1} & 4.0063240e^{-3} \end{bmatrix}
 \end{aligned}$$

## 付録 B 地上走行制御系設計

図 3 の制御系ブロック図において、地上走行系は「三点接地エレベータ舵角」「地上走行」「ステアリングコマンド用フェーダ」「ゲイン切替用フェーダ」の各ブロックから成り立っている。ここではこれらについて解説する。但し既述の通り、地上走行系は途中で検討を休止しているため、ここで述べるものはあくまでも暫定版であることに注意されたい。

### B.1 三点接地エレベータ舵角

三点接地後は特に縦の制御を行なう必要はないと考え、三点接地判定後はエレベータ舵角を固定値としている。この処理は図 3 の「De3TEN」ブロックで行なわれ、値としては  $De3TEN = 0[\text{rad}]$  を与えた。

### B.2 地上走行

地上走行用コマンドを出力するブロックを図 20 に示す。  $p$ ,  $r$ ,  $\phi$  及び誘導則からの値である  $\phi_c$  (ロール角コマンド),  $r_c$  (ヨーレートコマンド) を入力とし、エルロン、ラダー及びステアリングコマンドを出力する。これらのコマンドは後述する各種フェーダ処理を通して最終的なコマンドとなる。入力の比例ゲインと、誘導コマンドとの追従誤差の積分ゲインから、出力が算出される。

$$\begin{aligned}
 \delta a_{gc} &= K_{agp}p + K_{agr}r + K_{ag\phi}\phi + K_{agr_c}r_c \\
 &\quad + K_{agIntr} \int (r - r_c) dt + K_{ag\phi_c}\phi_c \\
 &\quad + K_{agInt\phi} \int (\phi - \phi_c) dt \\
 \delta r_{gc} &= K_{rgp}p + K_{rgr}r + K_{rg\phi}\phi + K_{rgr_c}r_c \\
 &\quad + K_{rgIntr} \int (r - r_c) dt + K_{rg\phi_c}\phi_c
 \end{aligned}$$

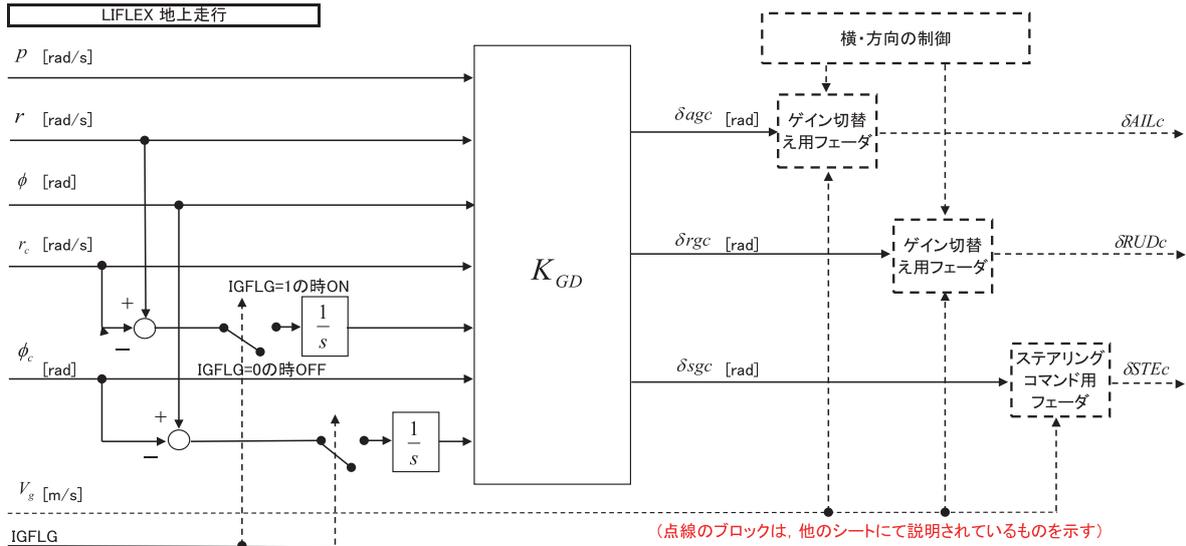


図 20: 地上走行系ブロック図.

$$\begin{aligned} \delta sgc = & K_{sp}p + K_{sr}r + K_{s\phi}\phi + K_{sr_c}r_c \\ & + K_{sInt\phi} \int (\phi - \phi_c) dt \\ & + K_{sIntr} \int (r - r_c) dt + K_{s\phi_c}\phi_c \\ & + K_{sInt\phi} \int (\phi - \phi_c) dt \end{aligned}$$

これらのゲインは通常の飛行制御則と同様にMDM/MDP法を用いて決定した。モデルとして用いた線型運動方程式は以下の通りである。横・方向のモデルとして用いたものとほぼ同じであるが、入力としてステアリングコマンドを追加している。

$$\begin{aligned} \dot{x}_{lat} &= A_{lat}x_{lat} + B_{lat}u_{lat} \\ y_{lat} &= C_{lat}x_{lat} + D_{lat}u_{lat} \\ x_{lat} &= [v, p, r, \phi]^T, u_{lat} = [\delta agc, \delta rgc, \delta sgc]^T, \\ y_{lat} &= [a_y, p, r, \phi]^T \end{aligned}$$

シミュレーションプログラムを基にした線型化ツールによって、以下のシステム行列を得た。地上走行部分では飛行中と異なり、運動中に「脚反力」という要素が加わるため、行列の値が飛行中のものとは大きく異なる点に注意されたい。

$$A_{lon} = \begin{bmatrix} -1.5935788e^0 & -1.9593453e^{-1} \\ 1.1803938e^{+1} & -1.1139042e^{+2} \\ 2.5043468e^{-1} & -1.3034408e^0 \\ 0.0 & 1.0 \end{bmatrix}$$

$$B_{lon} = \begin{bmatrix} -3.0016974e^{+1} & 1.0069962e^{+1} \\ 4.8943394e^0 & -1.6218697e^{+3} \\ -1.2464266e^0 & -2.0618701e^{+1} \\ -1.9411534e^{-2} & 2.7808100e^{-7} \\ -1.2234184e^0 & 1.9899036e^0 \\ 3.2106122e^{+1} & 2.9706998e^{+1} \\ 2.0015768e^0 & -3.6343829e^0 \\ 0.0 & 0.0 \\ -2.1626554e^{+1} \\ 2.6275435e^{+2} \\ -2.3193546e^{+1} \\ 0.0 \end{bmatrix}$$

$$C_{lon} = \begin{bmatrix} -1.5935788e^0 & 0.0 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 1.0 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 1.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 0.0 & 1.0 \end{bmatrix}$$

$$D_{lon} = \begin{bmatrix} -1.2234184e^0 & 1.9899036e^0 \\ 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 \\ -2.1626554e^{+1} \\ 0.0 \\ 0.0 \\ 0.0 \end{bmatrix}$$

上記は無風状態でのモデルであるが、その他に以下の横風時(定常風90度)のモデルも導出した。

$$A_{lon} = \begin{bmatrix} -1.6575406e^0 & -2.1359804e^{-1} \\ 1.2646497e^{+1} & -1.1176152e^{+2} \\ 4.5499007e^{-1} & -1.3741791e^0 \\ 0.0 & 1.0 \\ -2.9541635e^{+1} & -1.7178110e^{+1} \\ 4.2223124e^0 & -1.2753616e^{+3} \\ -1.3123853e^0 & 6.4854364e^0 \\ -1.9369489e^{-2} & 1.4153400e^{-6} \end{bmatrix}$$

$$B_{lon} = \begin{bmatrix} -1.2251319e^0 & 1.9800530e^0 \\ 3.4101171e^{+1} & 2.9708164e^{+1} \\ 2.0594128e^0 & -3.6263802e^0 \\ 0.0 & 0.0 \\ -1.8363763e^{+1} \\ 2.2350583e^{+2} \\ -1.9726997e^{+1} \\ 0.0 \end{bmatrix}$$

$$C_{lon} = \begin{bmatrix} -1.6575406e^0 & 0.0 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 1.0 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 1.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 0.0 & 1.0 \end{bmatrix}$$

$$D_{lon} = \begin{bmatrix} -1.2251319e^0 & 1.9800530e^0 \\ 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 \\ -1.8363763e^{+1} \\ 0.0 \\ 0.0 \\ 0.0 \end{bmatrix}$$

これら二つのモデルに対し、それぞれ時間遅れモデル (無駄時間  $T_d$ [sec]) も加えて、MDM/MDP 法を適用した。時間遅れモデルは、エルロン遅れ、ラダー遅れ、ステアリング遅れを考慮して、これらの遅れの有無の組み合わせで無風/横風それぞれで計  $8 (= 2^3)$  種類とした。評価には  $\phi$  のコマンドとの誤差、 $r$  のコマンドとの誤差および  $A_y$  を用いて、これらの二次形式評価関数の重み付き和を用いている。モデルの数を  $N$ 、 $i$  番目のモデルにおける評価値をそれぞれ

$$e_{\phi}^{(i)} := \phi^{(i)} - \phi_c^{(i)}, e_r^{(i)} := r^{(i)} - r_c^{(i)}, A_y^{(i)} \text{ として、評価関数は}$$

$$J = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \int_0^{\infty} \{w_{\phi} e_{\phi}^{(i)2}(t) + w_r e_r^{(i)2}(t) + w_{A_y} A_y^{(i)2}(t)\} dt$$

を用いた。

試行錯誤の結果  $T_d = 0.15$ ,  $w_{\phi} = 0.01$ ,  $w_r = 10$ ,  $w_{A_y} = 0.01$  とパラメータを設定し、暫定的に以下のゲインを得た。

表 10: 横・方向: 地上走行ゲイン

$K_{agp}$	$K_{agr}$	$K_{ag\phi}$
$-9.6261e^{-1}$	$2.8954e^{-1}$	$-8.9326e^{-1}$

$K_{agr_c}$	$K_{agIntr}$
$-6.2707e^{-3}$	$-1.1450e^{-2}$

$K_{ag\phi_c}$	$K_{agInt\phi}$
$-8.4188e^{-3}$	$-1.2948e^{-1}$

$K_{rgp}$	$K_{rgr}$	$K_{rg\phi}$
$6.0100e^{-2}$	$-1.9710e^{-1}$	$1.7796e^0$

$K_{rgr_c}$	$K_{rgIntr}$
$-5.2333e^{-3}$	$1.0752e^{-1}$

$K_{rg\phi_c}$	$K_{rgInt\phi}$
$-2.5809e^{-3}$	$-1.2937e^{-1}$

$K_{sp}$	$K_{sr}$	$K_{s\phi}$
$-2.4264e^{-1}$	$3.4225e^{-1}$	$-2.7633e^0$

$K_{sr_c}$	$K_{sIntr}$
$-2.1755e^{-4}$	$1.3120e^0$

$K_{s\phi_c}$	$K_{sInt\phi}$
$7.0672e^{-5}$	$-9.9376e^{-3}$

線型解析の結果、エルロン及びラダーについては一巡伝達関数のゲインは 0dB を下回り、位相余裕はほぼ無限大となっていることを確認した。またステアリングのループにおいては、無風時 0.1515[sec]、横風時 0.1598[sec] の遅れ余裕を確保できていた。本ゲインにて、基本ケースにおいて横転せずに滑走することは確認できたものの、横風時に接地後しばらく片脚が浮いた状態になる (二点接地状態となる) ことや、それに伴うロール角の振動の影響によりステアリングコマンドも振動気味になるなど、十分検討が尽くされたとは言えないものとなっている。これらの問題に対しては、

- 横風の影響を打ち消しつつ脚反力に釣り合うだけのローリングモーメントを発生させるために、エルロンのゲインが大きくなるよう設計パラメータを再調整する。
- ステアリングコマンドの振動を防ぐため、ゲインの構造を再考する。例えばステアリングコマンドはヨーレートとヨーレートコマンド (とその誤差の積分) のみで算出するなどして、ロール振動の直接の影響を除去する。

などの対策を考えていたが、本検討においては未実施に終わっている。

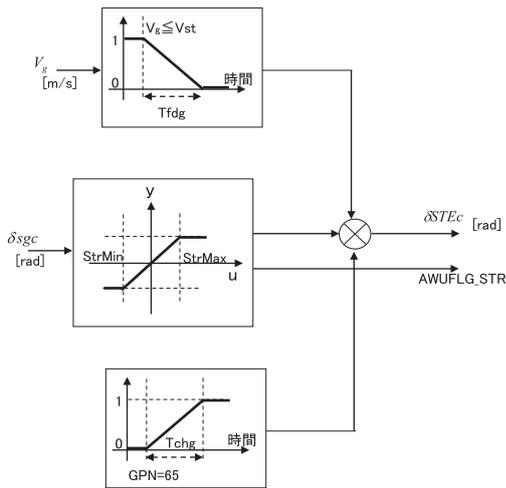


図 21: ステアリングコマンド用フェーダ .

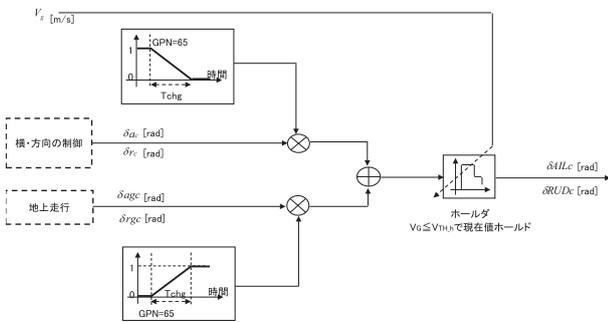


図 22: ゲイン切替え用フェーダ .

行なわれる。接地後  $T_{chg}$  秒以降は横・方向制御則の出力はエルロン・ラダーコマンドとして用いられず、地上走行則の出力がそのままコマンドとなる。また逆に、対地速度低下時にはコマンド出力はホールドされ、対地速度が  $V_{TH_h}$ [m/sec] 以下ではエルロン・ラダーコマンド共に値が固定される。

### 付録 C ブロック図中の定数値一覧

表 11: 制御系全体ブロック図中の定数.

変数名	数値	内容
<i>InitELEVc</i>	$-1.0577e^{-1}$	初期エレベータ舵角コマンド [rad]
<i>InitAILc</i>	0.0	初期エルロン舵角コマンド [rad]
<i>InitRUDc</i>	0.0	初期ラダー舵角コマンド [rad]
<i>De3TEN</i>	0.0	三点接地後エレベータ舵角コマンド [rad]
<i>RudMin</i>	-0.5236	ラダー舵角最小値 [rad] (= -30.0[deg])
<i>RudMax</i>	0.5236	ラダー舵角最大値 [rad] (= 30.0[deg])
<i>Csb2rud1</i>	2.0	コマンド変換用定数 [-]
<i>Csb2rud2</i>	0.3491	コマンド変換用定数 [rad] (= 20.0[deg])

#### B.3 ステアリングコマンド用フェーダ

地上走行ブロックから出力されるコマンドに対して、フェーダ処理を施したものをステアリングコマンドとする。図 21 はフェーダ処理に関するブロック図を表している。

三点接地 (GPN= 65) 後、すぐにはコマンドは出力されず、 $T_{chg}$  秒にわたってフェーダ処理が行なわれる。接地後  $T_{chg}$  秒以降は、リミッタ処理 (上限 StrMax[rad], 下限 StrMin[rad]) を行なったコマンドがそのまま出力される。また逆に、対地速度低下時にはコマンド出力が抑制される。対地速度が  $V_{st}$ [m/sec] まで低下した時点でフェーダ処理が開始され、速度低下後  $T_{fdg}$  秒以降はコマンド値は 0 となる。

#### B.4 ゲイン切替え用フェーダ

飛行中の横・方向制御則と地上走行則の切替えを図 22 に示す。地上走行則は三点接地後から計算が開始され、 $T_{chg}$  秒にわたって横・方向制御則との間で切替えが

表 12: 縦制御系ブロック図中の定数.

変数名	数値	内容
$V_{DP}$	46.0	動圧補償基準速度
$CAz2Qcmd$	1.0	ピッチレートコマンド生成用係数
$GainChange1$	20	一回目のゲイン切替えフェーズ
$GainChange2$	20	二回目のゲイン切替えフェーズ
$K_{q1}$	$3.4826e^{-1}$	ピッチレートゲイン (軌道捕捉)
$K_{Az1}$	$-9.6903e^{-3}$	縦加速度ゲイン (軌道捕捉)
$K_{IntAz1}$	$-6.7455e^{-3}$	縦加速度積分ゲイン (軌道捕捉)
$K_{Azc1}$	$9.6903e^{-3}$	縦加速度コマンドゲイン (軌道捕捉)
$K_{q2}$	$3.1043e^{-1}$	ピッチレートゲイン (平衡滑空)
$K_{Az2}$	$-8.0123e^{-3}$	縦加速度ゲイン (平衡滑空)
$K_{IntAz2}$	$-8.2431e^{-3}$	縦加速度積分ゲイン (平衡滑空)
$K_{Azc2}$	$7.5905e^{-3}$	縦加速度コマンドゲイン (平衡滑空)
$K_{q3}$	$2.6739e^{-1}$	ピッチレートゲイン (フレア)
$K_{Az3}$	$-7.6821e^{-3}$	縦加速度ゲイン (フレア)
$K_{IntAz3}$	$-1.5394e^{-2}$	縦加速度積分ゲイン (フレア)
$K_{Azc3}$	$8.0530e^{-3}$	縦加速度コマンドゲイン (フレア)

表 13: 横・方向制御系ブロック図中の定数 (制御ゲイン・軌道捕捉).

変数名	数値	内容
$K_{aAy1}$	$-6.4577e^{-2}$	エルロン横加速度ゲイン (軌道捕捉)
$K_{ap1}$	$-5.7590e^{-2}$	エルロンロールレートゲイン (軌道捕捉)
$K_{ar1}$	$-5.9511e^{-1}$	エルロンヨーレートゲイン (軌道捕捉)
$K_{a\phi1}$	$-1.0076e^{-1}$	エルロンロール角ゲイン (軌道捕捉)
$K_{aIntAy1}$	0.0	エルロン横加速度積分ゲイン (軌道捕捉)
$K_{aInt\phi1}$	$-6.1138e^{-2}$	エルロンロール角積分ゲイン (軌道捕捉)
$K_{a\phi c1}$	$1.9901e^{-1}$	エルロンロール角コマンドゲイン (軌道捕捉)
$K_{rAy1}$	$-4.0315e^{-2}$	ラダー横加速度ゲイン (軌道捕捉)
$K_{rp1}$	$-2.3535e^{-2}$	ラダーロールレートゲイン (軌道捕捉)
$K_{rr1}$	$6.2308e^{-1}$	ラダーヨーレートゲイン (軌道捕捉)
$K_{r\phi1}$	$-1.7484e^{-1}$	ラダーロール角ゲイン (軌道捕捉)
$K_{rIntAy1}$	$3.1998e^{-1}$	ラダー横加速度積分ゲイン (軌道捕捉)
$K_{rInt\phi1}$	0.0	ラダーロール角積分ゲイン (軌道捕捉)
$K_{r\phi c1}$	0.0	ラダーロール角コマンドゲイン (軌道捕捉)

表 14: 横・方向制御系ブロック図中の定数 (制御ゲイン・平衡滑空).

変数名	数値	内容
$K_{aAy2}$	$-9.0495e^{-3}$	エルロン横加速度ゲイン (平衡滑空)
$K_{ap2}$	$-7.8101e^{-2}$	エルロンロールレートゲイン (平衡滑空)
$K_{ar2}$	$-6.6976e^{-1}$	エルロンヨーレートゲイン (平衡滑空)
$K_{a\phi2}$	$-4.9951e^{-1}$	エルロンロール角ゲイン (平衡滑空)
$K_{aIntAy2}$	0.0	エルロン横加速度積分ゲイン (平衡滑空)
$K_{aInt\phi2}$	$-2.7757e^{-1}$	エルロンロール角積分ゲイン (平衡滑空)
$K_{a\phi c2}$	$4.9951e^{-1}$	エルロンロール角コマンドゲイン (平衡滑空)
$K_{rAy2}$	$-4.7963e^{-2}$	ラダー横加速度ゲイン (平衡滑空)
$K_{rp2}$	$-1.8431e^{-2}$	ラダーロールレートゲイン (平衡滑空)
$K_{rr2}$	$7.5607e^{-1}$	ラダーヨーレートゲイン (平衡滑空)
$K_{r\phi2}$	$-1.1218e^{-1}$	ラダーロール角ゲイン (平衡滑空)
$K_{rIntAy2}$	$1.8640e^{-1}$	ラダー横加速度積分ゲイン (平衡滑空)
$K_{rInt\phi2}$	0.0	ラダーロール角積分ゲイン (平衡滑空)
$K_{r\phi c2}$	0.0	ラダーロール角コマンドゲイン (平衡滑空)

表 15: 横・方向制御系ブロック図中の定数 (制御ゲイン・プリフレア/ファイナルフレア).

変数名	数値	内容
$K_{aAy3}$	$-2.3388e^{-2}$	エルロン横加速度ゲイン (フレア)
$K_{ap3}$	$-8.2636e^{-2}$	エルロンロールレートゲイン (フレア)
$K_{ar3}$	$-6.9051e^{-1}$	エルロンヨーレートゲイン (フレア)
$K_{a\phi3}$	$-5.9596e^{-1}$	エルロンロール角ゲイン (フレア)
$K_{aIntAy3}$	0.0	エルロン横加速度積分ゲイン (フレア)
$K_{aInt\phi3}$	$-3.1298e^{-1}$	エルロンロール角積分ゲイン (フレア)
$K_{a\phi c3}$	$5.9596e^{-1}$	エルロンロール角コマンドゲイン (フレア)
$K_{rAy3}$	$-1.3717e^{-2}$	ラダー横加速度ゲイン (フレア)
$K_{rp3}$	$5.1694e^{-3}$	ラダーロールレートゲイン (フレア)
$K_{rr3}$	$1.2263e0$	ラダーヨーレートゲイン (フレア)
$K_{r\phi3}$	$9.6554e^{-2}$	ラダーロール角ゲイン (フレア)
$K_{rIntAy3}$	$5.3564e^{-1}$	ラダー横加速度積分ゲイン (フレア)
$K_{rInt\phi3}$	0.0	ラダーロール角積分ゲイン (フレア)
$K_{r\phi c3}$	0.0	ラダーロール角コマンドゲイン (フレア)