

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 ーシステム評価と飛行制御パラメタ最適化ー

元田 敏和, 塚本 太郎, 南 吉紀, 濱田 吉郎

2010年11月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

1 はじめに.....	5
2 実験システムと誘導制御系.....	7
2.1 実験計画.....	7
2.2 実験機モデルと環境条件.....	8
2.2.1 飛行運動モデルと数値積分.....	10
2.2.2 空力モデル.....	14
2.2.3 アクチュエータ・モデル.....	15
2.2.4 センサ・モデル.....	18
2.2.5 大気モデル.....	24
2.3 誘導制御則の設計方法.....	25
2.3.1 基準軌道の設計.....	25
2.3.2 誘導制御則の役割と構成.....	25
2.4 誘導則.....	28
2.4.1 縦の誘導則.....	28
2.4.2 横の誘導則.....	30
2.5 制御則.....	31
2.5.1 縦の制御則.....	31
2.5.2 横の制御則.....	31
3 設計評価条件.....	33
3.1 評価基準.....	33
3.2 不確定パラメタ.....	33
3.2.1 $C_{L\alpha}$, $C_{m\alpha}$ 誤差.....	34
3.2.2 $C_{Y\beta}$, $C_{l\beta}$, $C_{n\beta}$ 誤差.....	42
3.2.3 動的空力微係数の誤差.....	43
3.2.4 舵効き誤差.....	44
3.2.5 緯度・経度の誤差.....	44
3.2.6 風条件.....	44
4 システム評価.....	48
4.1 基本性能の確認.....	48
4.1.1 基本ケースの設定.....	48
4.1.2 基本ケースの評価結果.....	48
4.2 感度解析.....	57
4.2.1 接地状態.....	60
4.2.2 飛行中の最大・最小値.....	61
4.3 モンテカルロ評価.....	63

4.3.1	評価結果	63
4.3.2	危険不確定パラメタの検出.....	68
5	飛行制御パラメタの最適化	71
5.1	統計的最適化法の概要	71
5.2	最適化法の適用	72
5.2.1	縦制御パラメタ	72
5.2.2	縦誘導/速度制御パラメタ.....	73
5.2.3	横誘導パラメタ	74
5.2.4	横制御パラメタ	74
5.3	最適化システムの評価	75
6	一般化モデルによる性能評価	83
6.1	不確定パラメタの見直し	83
6.2	システム評価	85
7	まとめ.....	91
	参考文献.....	91
付録A	空力モデル	93
A.1	空力モデルの構成	93
A.2	重心位置補正	93
A.3	揚抗比と V- γ 線図算出.....	94
A.4	空力係数プロット	94
付録B	危険不確定パラメタの検出	106
B.1	検出手順の概略.....	106
B.2	テスト入力の生成とモンテカルロ試行	106
B.3	仮説検定による, 危険不確定パラメタ検出	107

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タ最適化—*

元田 敏和^{*1}, 塚本 太郎^{*2}, 南 吉紀^{*2}, 濱田 吉郎^{*1}

Guidance and Control System for Lifting-Body Flight Experiment - System Evaluation and Flight Control Parameter Optimization - *

Toshikazu MOTODA^{*1}, Taro TSUKAMOTO^{*2}, Yoshinori MINAMI^{*2} and Yoshiro HAMADA^{*1}

ABSTRACT

The lifting-body shaped vehicle has been studied as the candidate for a future re-entry vehicle. Because of a wingless structure, there are several advantages, such as structural stiffness against atmospheric heating, greater payload capacity, and suitable shape stored in a rocket fairing. Furthermore, since it flies utilizing aerodynamic force, the vehicle motion can be controlled more flexible compared to a capsule-type re-entry vehicle. However, the controllability is inferior to a normal aircraft and flight control becomes difficult at low air speed because of a low lift-drag ratio. Especially in approach and landing phase, accurate flight control is required while the air speed is quite low. To establish landing technology for a lifting-body flight vehicle, Lifting-body FLight EXperiment (LIFLEX) had been planned. In this experiment, the key technology to be developed is a flight control system. The experimental vehicle has to meet given specifications and land on a run-way against various uncertain conditions such as environmental uncertainties and vehicle model errors which are expected to exist in the real world. This paper describes an overview of the control system design for LIFLEX, and system evaluation by a numerical flight simulation. First, the system performance and robustness is evaluated incorporating those uncertain parameters. Then, the control design parameters with the non-linear system are directly optimized to maximize a probability of mission achievement. Finally, uncertain parameters, which are inherent for the LIFLEX vehicle, are revised for more general flight system, and the revised system is evaluated to confirm its robustness as additional information for the development of a future re-entry vehicle.

Keywords: Monte Carlo simulation, Parameter Optimization, Robust Control, Lifting Body, Automatic Landing.

概要

リフティングボディ形状の機体は、宇宙往還機の候補の一つとして考えられている。翼胴形状の航空機に比べて再突入時の空力加熱に比較的強い構造であること、より大きなペイロード容積を確保できること、ロケット先端のフェアリング内に収まりやすい形状であることなど有利な点が多い。揚力を利用して飛行するため、カプセル形状に比べればより柔軟な飛行制御が可能となる。その一方で、揚抗比が極めて小さく、飛行性能は通常の航空機に比べ劣り、低速での飛行制御が困難である。特に滑走路への着陸では、低速であるが精度の高い飛行制御が要求される。この技術課題の克服に向け、小型模型を用いたリフティングボディ飛行実験(LIFLEX)が計画された。飛行実証においては、着陸性能を確保する飛行制御系が技術開発の中心となる。実際に想定される外乱や機体モデル誤差などの様々な不確定要因の存在下において、求められる着陸性能を確保する必要がある。本稿では誘導制御系設計の概要について触れた後に、数値シミュレーションによるシステム評価と設計の改善について述べる。まず様々な不確定要素を組み込んだシステムを、数値シミュレーションにより評価した。次に、非線形システムの設計パラメタを直接最適化するために開発した手法を用い、不確定性に対するロバスト性を改善した。さらに今後の開発の参考資料とするため、小型模型実験機である本実験機固有の設計条件を見直し、より一般のシステムに適用可能な条件を用いて、システムを評価した。

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

*1 研究開発本部 飛行技術研究センター (Flight Research Center, Aerospace Research and Development Directorate)

*2 宇宙輸送ミッション本部 宇宙輸送系システム技術研究開発センター

(Space Transportation System Research and Development Center, Space Transportation Mission Directorate)

記号

A_x, A_y, A_z	慣性センサ出力の加速度.	I_X, I_Y, I_Z	慣性モーメント.
\mathbf{a}	慣性センサ出力の加速度ベクトル.	I_{XZ}	慣性乗積.
\mathbf{a}_{CG}	重心位置における, 重力を除いた加速度ベクトル.	\mathbf{J}	評価関数ベクトル.
a_0	気温の温度遞減率.	K_R	アクチュエータのレートリミット値.
\bar{b}	基準幅.	K_0	アクチュエータ 2 次遅れモデルのゲイン.
\bar{c}	基準長.	L/D	揚抗比.
C_D	抗力係数.	L, M, N	空力基準点回りの空力モーメント, 基準機体軸座標系.
C_{HM}	ヒンジモーメント係数.	L_{CG}, M_{CG}, N_{CG}	重心回りの空力モーメント, 機体軸座標系.
C_L	揚力係数.	L_F	揚力, 安定軸座標系.
$C_{L\alpha}, C_{m\alpha}$	迎角に対する揚力傾斜, ピッチングモーメント傾斜.	$L_{GW,i}, i = x, y, z$	連続突風の風速算出時のスケール長.
C_l, C_m, C_n	空力基準点におけるモーメント係数.	L_{LA}	レーザ距離計出力, 地面との距離.
C_Y	横力係数.	L_{LA}'	レーザ距離計が重心位置にあるとした場合の出力.
$C_{Y\beta}, C_{l\beta}, C_{n\beta}$	横滑り角に対する横力, ロール及びヨーイングモーメント傾斜.	L_{LFX}	実験機のスケール長.
D_F	抗力, 安定軸座標系.	$l_{\eta-BIAS}$	距離で表した経度の計測バイアス誤差.
e	離心率.	$l_{\lambda-BIAS}$	距離で表した緯度の計測バイアス誤差.
\mathbf{e}_Z	滑走路座標系 Z 軸上の単位ベクトル.	\mathbf{M}	空力基準点における空力モーメント.
\mathbf{e}_{LA-Z}	LA座標系 Z 軸上の単位ベクトル.	\mathbf{M}_{CG}	重心位置における空力モーメント.
\mathbf{F}	外力 (空気力) ベクトル.	$M_{F,j}$	$M_{T,j}$ 回のモンテカルロ試行中の失敗ケース数.
f	地球の扁平率.	$M_{T,j}$	テスト入力ベクトルの中で, j 番目の要素を含む数.
F_x, F_y, F_z	実験機に働く空気力 (重力以外の外力), 機体軸座標系.	m	質量.
g_0	重力加速度, $9.80665 \text{ (m/s}^2\text{)}$.	N_F	N_T 回のモンテカルロ試行中の失敗ケース数.
H	高度.	N_T	テスト入力によるモンテカルロ試行回数.
\bar{h}_g	空力基準点の無次元化高度 (=空力基準点高度/ \bar{b}).	N_Z	荷重倍数.
h_{alt}	海拔高度.	n	不確定パラメタの数 ($\boldsymbol{\varepsilon}$ の要素数).
I_{ACT0}	アクチュエータ (舵面) の慣性モーメント.		

P, Q, R	角速度, 機体軸座標系.	T_{G0}	アクチュエータに作用する, 自重によるモーメント.
$\bar{P}, \bar{Q}, \bar{R}$	無次元化した角速度.	T_{HM}	アクチュエータのヒンジモーメント.
P_{air}	大気圧.	U, V, W	慣性速度, 機体軸座標系.
P_{air0}	海面上の大気圧.	U_a, V_a, W_a	対気速度, 機体軸座標系.
P_{air-s0}	標準大気の高面上大気圧.	U_{C0}	高度6.1mの横風最大風速.
P_D	動圧.	U_{H0}	高度6.1mの向風最大風速.
$P_{F.j}$	帰無仮説の下で, $M_{F.j}$ 回以上の失敗ケースが発生する確率.	U_{T0}	高度6.1mの追風最大風速.
P_S	静圧.	U_{20max}	高度6.1mの最大風速.
R_a	赤道半径.	u_{GW}	連続突風の風速.
$R_{B \rightarrow R}$	機体軸座標系から滑走路座標系への変換行列.	u_{SW}	定常風の風速.
$R_{E \rightarrow LH}$	WGS地心座標系から局所水平座標系への変換行列.	u_{SW-max}	定常風の最大風速.
R_{E0}	滑走路座標原点における地心との距離 (地球半径).	V_{EAS}	等価対気速度.
R_{SW}	定常風強さ, $0 \leq R_{SW} \leq 1$.	V_g	対地速度.
$R_{R \rightarrow E}$	滑走路座標系からWGS地心座標系への変換行列.	V_{TAS}	真対気速度.
$R_{S \rightarrow B}$	安定軸座標系から機体軸座標系への変換行列.	v_n, v_e, v_d	慣性速度, それぞれ北方, 東方, 下方.
R_0	ガス定数.	W_x, W_y, W_z	風速, 滑走路座標系.
S	代表面積.	X, Y, Z	位置, 滑走路座標系.
T_{ACT}	アクチュエータを動作させるトルク.	x_{CG}, y_{CG}, z_{CG}	基準機体軸座標系における重心位置.
T_{air}	大気温度.	Y_F	横力, 機体軸座標系&安定軸座標系.
T_{air0}	海面上の大気温度.	\dot{Z}	沈下率.
T_{air-s0}	海面上の標準大気温度.	$Z_{F.j}$	帰無仮説の下での, $M_{F.j}$ に相当する標準正規分布の値 ("σ値").
T_D	アクチュエータのむだ時間.	α	迎角.
T_{EX}	外部からアクチュエータに作用するヒンジモーメント.	α_0	空力誤差挿入時の基準迎角.
T_F	推力.	β	横滑り角.

β_g	対地横滑り角（慣性速度を用いて算出した横滑り角）.	δsb_{rd_aero}	ラダー・スピードブレーキ舵角（+：開く側）.
γ	経路角.	δsb_{rd}	速度制御におけるラダー・スピードブレーキ舵角（+：閉じる側）.
γ_a	対気経路角（対気速度を用いて算出した経路角）.	ϵ	失敗ケースを引き起こす不確定パラメタベクトル.
ΔAz	基準軌道に垂直方向の、実験機の運動加速度.	ϵ_{BL}	バックラッシュ幅（片側）.
ΔAz_{FB-c}	フィードバック加速度指令.	$\epsilon(j)$	ϵ の j 番目の要素.
ΔAz_{FF-c}	フィードフォワード加速度指令.	ζ_0	アクチュエータ 2 次遅れモデルの減衰比.
$\Delta C_L^{MC}[\alpha]$	モンテカルロ評価で挿入する $C_{L\alpha}$ 誤差による揚力係数変化分.	η	経度.
$\Delta C_L[\delta e]$	エレベータ操舵による揚力係数の誤差分.	η_{BIAS}	経度の計測バイアス誤差, (単位: rad) .
$\Delta C_Y[\beta]$	$C_{Y,\beta}$ 誤差による横力係数の変化分.	θ_{LA0}	レーザ距離計の取付け角, 25° .
$\Delta C_Y[\delta \alpha]$	$C_{Y,\delta \alpha}$ 誤差による横力係数の変化分.	λ	緯度.
ΔH	基準軌道高度との偏差.	λ_{BIAS}	緯度の計測バイアス誤差, (単位: rad) .
ΔP_{air}	海面上の気圧の標準大気との変動分.	λ_{LA}	\mathbf{e}_Z と \mathbf{e}_{LAZ} のなす角.
ΔT_{air}	海面上の気温の標準大気との変動分.	λ_0	滑走路座標原点における緯度.
Δ_B	アクチュエータ舵角のバイアス誤差.	ρ_{air}	大気密度.
$\Delta le_L, \Delta le_R$	左下, 右下エレボン舵角.	ρ_{air0}	海面上の大気密度.
Δ_{MAX}	アクチュエータの最大舵角.	ρ_0	海面上の標準大気密度.
Δ_Q	アクチュエータ出力の分散化幅.	σ	標準偏差.
$\Delta r_L, \Delta r_R$	左, 右ラダー舵角.	$\sigma_{GW-i}, i = x, y, z$	連続突風のRMS値.
$\Delta ue_L, \Delta ue_R$	左上, 右上エレボン舵角.	σ_0	$C_{L\alpha}$ 又は $C_{m\alpha}$ 誤差挿入の際の標準偏差パラメタ.
$\delta \alpha$	エルロン舵角.	Φ, Θ, Ψ	ロール角, ピッチ角, ヨー角.
δe	エレベータ舵角.	χ	進行方位角（対地速度ベクトルの, 滑走路座標系X軸とのなす角）.
δg	脚の開閉: 0 (閉, 0deg), 1 (全開, 90deg) .	ψ	風向, 滑走路座標系X軸とのなす角.
δr	ラダー舵角.	Ω	空間周波数, rad/m.
δr_{drg}	エレボンによるドラッグラダー舵角（+：左が開, 右が閉）.	ω_0	アクチュエータ 2 次遅れモデルの固有振動数.
δsb_{elv}	エレボン・スピードブレーキ舵角（+：上下に開く側）.		

添字

<i>A</i>	基準機体軸座標系.
<i>ADS</i>	大気センサ.
<i>B</i>	機体軸座標系.
<i>CG</i>	重心位置.
<i>c</i>	指令値.
<i>E</i>	WGS地心座標系.
<i>INS</i>	慣性センサ.
<i>LA</i>	レーザ距離計.
<i>LH</i>	局所水平座標系.
<i>leL</i>	左下エレボン.
<i>leR</i>	右下エレボン.
<i>max</i>	最大値.
<i>min</i>	最小値.
<i>ref</i>	基準軌道.
<i>rL</i>	左ラダー.
<i>rR</i>	右ラダー.
<i>S</i>	安定軸座標系.
<i>ueL</i>	左上エレボン.
<i>ueR</i>	右上エレボン.

1 はじめに

リフティングボディ形状の小型模型を用いた着陸実験が計画され、自動着陸のための誘導制御系を設計した。本稿では誘導制御系設計の概要と、飛行シミュレーションモデル及びシステムの評価方法とその結果について述べる。リフティングボディ形状は将来の宇宙往還機の一つの候補として考えられており、翼胴形状に比べていくつかの利点がある。まず再突入時の空力加熱や高速飛行時の動圧などに対し、翼を持たないために耐熱性や強度の点で構造的に有利である。また軽量化が可能であるため、ペイロード積載量を大きく取れる。さらにロケットでの打ち上げを想定すれば、先端部のフェアリング内への収納に有利な形状である。その一方で不利な点は、揚抗比が小さく低速時の安定性や制御性が悪化することである。宇宙往還機を想定した場合には、低速でかつ飛行制御の精度が必要となる着陸時の飛行が、技術的に大きな課題となる。この技術課題の克服に向け、自動着陸のための誘導制御系の開発と小型模型による着陸実験が計画された¹⁾。この実験を、リフティングボディ飛行実験 (Lifting-body FLight EXperiment, LIFLEX)と呼ぶ。

当初 LIFLEX では、実験機を滑走路に着陸させる計画としていた。しかし開発の過程で実験機の重量増等の要因により、接地速度を既存の模型飛行機用タイヤの許容範囲に抑えることが困難となった。対策としてタイヤの新規開発や耐性の確認試験を行うことも検討されたが、地上走行をしなくても接地までの飛行を行うことで十分に実験目的は達成可能との判断から、より効率的な方法として実験を空中模擬着陸に変更することとした。その後 LIFLEX は実験システムの設計製作、地上試験や懸吊飛行試験での機能確認を進めたが、その間に将来宇宙輸送系研究では全体計画の見直しが検討された。具体的には、桁違いのコスト低減、安全性・信頼性向上を目指し、その主要技術獲得のためのロケットプレーン技術実験を中心とした研究計画に移行した。これに伴い、LIFLEX 飛行実験は凍結された¹⁾。

飛行実験は凍結されたものの、リフティングボディ形

状を含めて低揚抗比の機体の着陸技術は、将来の宇宙輸送技術にとって必要となる可能性が高い。また誘導制御系の妥当性を実飛行環境で評価できる飛行実験は重要であるが、一方で事前検討まででもある程度の評価は可能である。現実には外乱やモデル化誤差などの様々な不確定パラメタが存在し、その条件下においてもミッションの達成が要求されるが、あらゆる条件下での飛行実証は現実問題として不可能である。不確定要因に対するシステムのロバスト性の評価は、実験実施時にも飛行シミュレーション等による事前検証が非常に重要となるが、この事前検証までは今回も実施可能である。以上のことから、飛行実験は凍結されたが、LIFLEX 誘導制御系の設計検討はそのまま進め、様々な不確定パラメタの影響を含めて飛行シミュレーションによる評価を実施した。

なお実験は空中模擬着陸を前提としたが、このことは接地までの誘導制御系の設計検討にほとんど影響しない。このため、誘導制御系の設計検討は滑走路への着陸を想定して進めた。ただし模擬着陸によりタイヤ耐性の制約を除いたため、接地速度は評価項目に陽に含めないこととした。逆に評価の結果得られた接地速度は、実際のリフティングボディ往還機を開発する際の、降着装置の耐性の参考となる。

本稿の内容は、大きく分けて以下の3つである。

① 誘導制御系の設計評価

上述の設計した誘導制御系を含むシステムについて、飛行シミュレーション評価を実施した。ここでは様々な不確定パラメタの影響を、感度解析及びモンテカルロ法を用いて評価した。

② 統計的最適化による設計改善

上記①において評価したシステムのロバスト性を改善するため、誘導制御パラメタを最適化した。モンテカルロ評価結果を直接改善するために開発した最適化アルゴリズムを用い、誘導制御パラメタを自動チューニングして、ミッション達成確率を向上させた。

③ 一般化した設計モデルによる評価

LIFLEX は低コストの小型模型による実験を前提とし

たが、それゆえに小型自動着陸実験(ALFLEX)や高速飛行実証(HSFD)など他の実験システムと比べて、機体モデルの精度が劣る。このため不確定パラメタの範囲を大きく設定せざるを得ず、結果としてロバスト性の確保と飛行性能の両立が非常に厳しくなった。そこで今後の参考資料とするため、LIFLEX 固有の制約条件となっている大きな不確定パラメタを他の実験と同等に見直し、システムのロバスト性を評価した。

以上が本稿の主な内容であるが、まず LIFLEX 実験システム¹⁾、飛行シミュレーションモデル、誘導制御系^{2,3)}について概説する。その後不確定パラメタを含めた設計評価条件を示し、それぞれ上記①②③に対応するシステム評価及び解析結果を示す。

2 実験システムと誘導制御系

ここでは、実験計画、機体モデル、及び誘導制御則設計の概要について述べる。LIFLEX 実験機の外観を図 2-1 に、図面と寸法を図 2-2 に示す。実験機は推進装置を持たず、エレボン及びラダーの空力舵面により制御される。ラダーは左右一枚ずつで合計 2 枚、エレボンは実験機後部の左右と上下にそれぞれ一枚ずつで合計 4 枚の舵面を持つ。

以下では、まず 2.1 節で実験計画について述べ、次に 2.2 節で設計検討に用いた実験機モデル及び大気モデルを示

す。2.3 節以降で、誘導制御則設計について述べる。2.3 節で誘導制御則全体の構造と、外部ループである誘導則と内部ループである姿勢制御則（制御則）の関係について述べる。2.4、2.5 節では、それぞれ誘導則²⁾及び制御則³⁾の構成と設計概要について述べる。

2.1 実験計画

飛行実験の概念を、図 2-3 に示す。実験機は懸吊装置に固定された状態で、ヘリコプタにより懸吊されて離陸する。懸吊された状態を、図 2-4 に示す。懸吊装置は 3

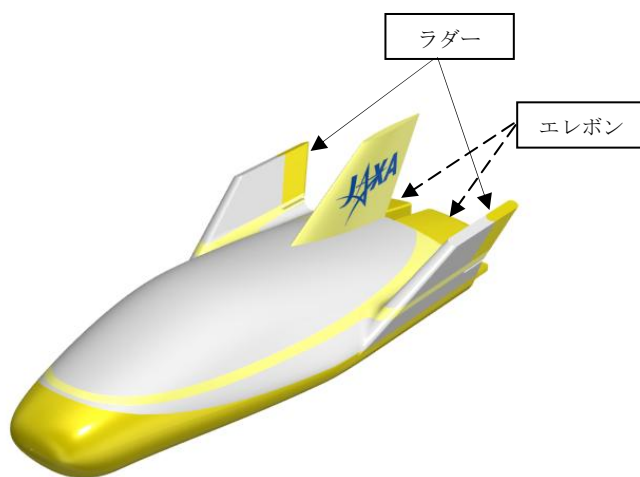


図 2-1 LIFLEX 実験機

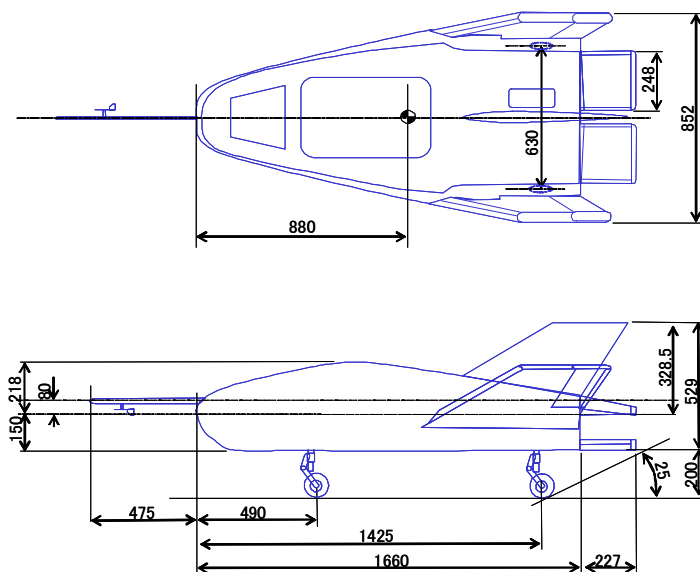


図 2-2 正面図と平面図

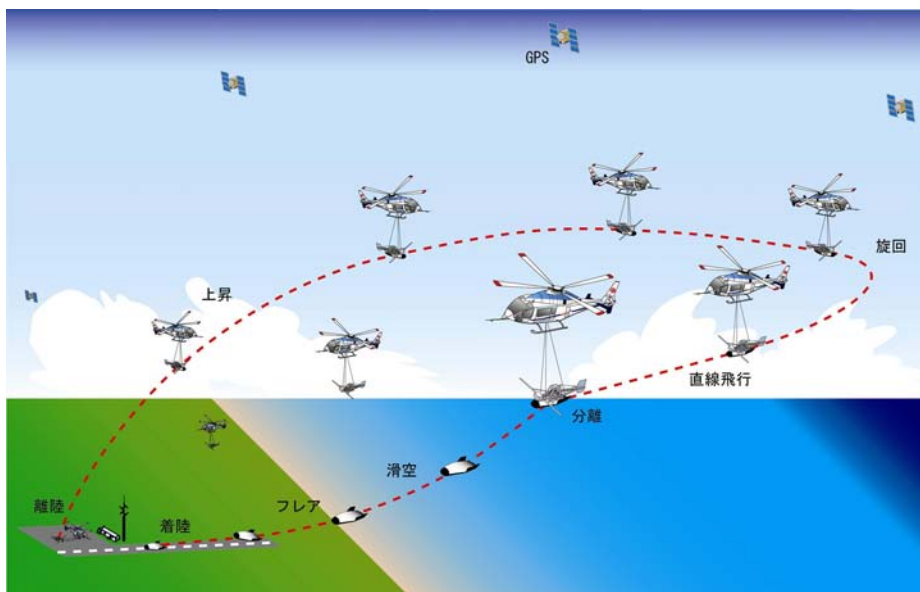


図 2-3 飛行実験計画

本のケーブルで実験機から吊されている。この状態で飛行し、各システムの動作が正常であることを確認した後、滑走路手前の定められた位置で実験機を分離する。分離された実験機は、自動制御系により空力舵面を操舵しながら飛行し、滑走路に着陸する。分離位置は滑走路手前 1700m、高度 1000m であり、分離速度は $V_{EAS} = 40\text{m/s}$ である。

2.2 実験機モデルと環境条件

ここでは、誘導制御系の設計と、飛行シミュレーション評価において前提とした実験機モデルについて記述する。まず、誘導制御システムの中心となる部分の構成について述べる。誘導制御則の入力はセンサ信号、出力は各空力舵面の舵角指令である。この関係を図 2-5 に示す。誘導制御則は飛行制御プログラム(FCP)として飛行制御計算法(FCC)に組み込まれる。FCC のデータ更新間隔は、100Hz である。一方、出力側は各空力舵面であり、合計 6 枚の空力舵面に対してそれぞれ舵角指令を出力する。

次に実験機モデルを記述するにあたり、必要となる座標系を以下のように定義する。下記①～③の座標系は図 2-6(a)に示す。また④の滑走路座標系は、図 2-6(b)に示す。

① 基準機体軸座標系 (X_A, Y_A, Z_A) , A 系。

空力基準点を原点とする、機体固定の座標系。 X_A 軸



図 2-4 懸吊状態の実験機

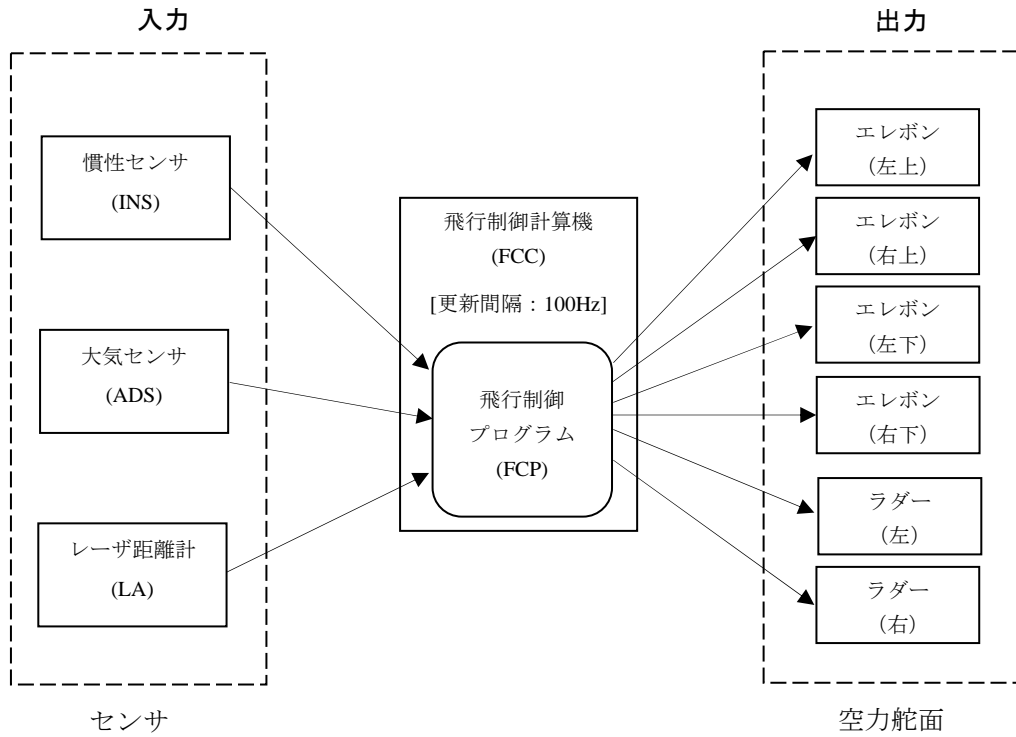


図 2-5 誘導制御システムの構成

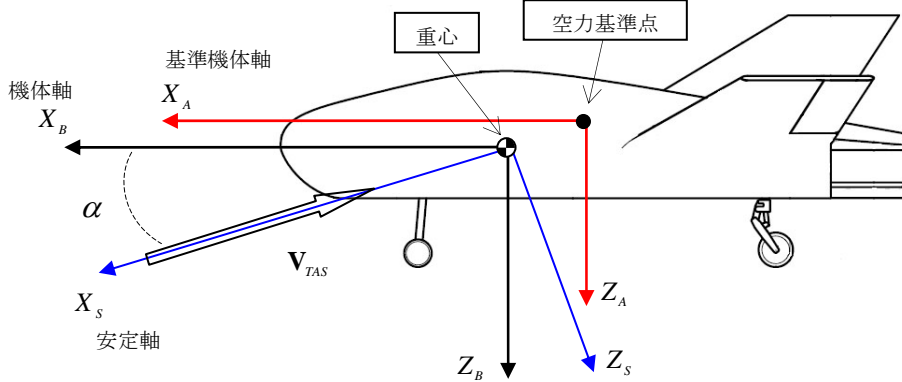


図 2-6(a) 基準機体座標系, 機体軸座標系, 安定軸座標系

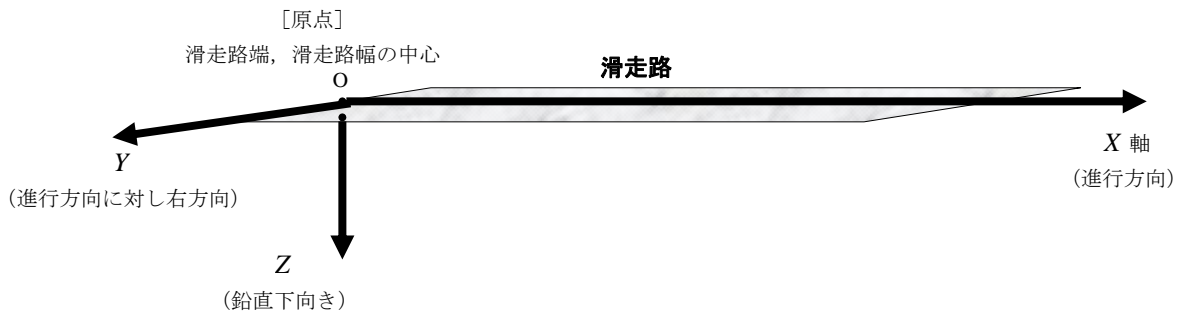


図 2-6(b) 滑走路座標系

が前方, Z_A 軸は X_A 軸に垂直で下方であり, $X_A - Z_A$ 平面が実験機の対称面の右手系.

② 機体軸座標系 (X_B, Y_B, Z_B), B 系.

重心位置を原点とする, 機体固定の座標系. 基準機体軸座標系を, 原点の位置を重心として平行移動したもの.

③ 安定軸座標系 (X_S, Y_S, Z_S), S 系.

重心位置を原点とし, 対気速度ベクトルの方向を X_S 軸とする座標系. 原点および Y_S 軸は常に固定であるが, 飛行状態によって X_S 軸, Z_S 軸の方向は変化する.

④ 滑走路座標系 (X, Y, Z), R 系.

地上に固定の座標系であり, 滑走路端の中心を原点, 進行方向を X 軸とする直交座標系.

⑤ 局所水平座標系 (X_{LH}, Y_{LH}, Z_{LH}), LH 系.

X_{LH} 軸が北向き, Y_{LH} 軸が東向き, Z_{LH} 軸が下向きの直交座標系.

⑥ WGS 地心座標系 (X_E, Y_E, Z_E), E 系.

地球中心を原点とする. X_E 軸は, グリニッジ基準子午線と平均赤道面の交点を通る方向, Z_E 軸は, 地球自転軸に平行で北極方向.

⑦ WGS 緯度・経度・高度座標系 (λ, η, h_{alt}), $\lambda\eta$ 系.

WGS 準楕円体に関する地理緯度, 経度, 海拔高度で与えられる座標系.

ベクトル成分の座標系を明示する必要があるときには, 上付()で示す. 例えば, ベクトル \mathbf{r} を機体軸座標成分で表すときには, $\mathbf{r}^{(B)}$ と表記する. 位置ベクトルの場合は座標系が変われば原点からの距離・方向は変化し, ベクトル自体も変化する. しかし空間上の同じ位置を示すのであれば, 上付き()でその違いを表記することとする. 以下では実験機のモデルである, 機体運動モデル, 空力モデル, アクチュエータモデル, センサモデルについて記す. 最後に, 環境条件である大気モデルについて記述する.

2.2.1 飛行運動モデルと数値積分

ここでは飛行シミュレーションを実行する際の, 飛行運動を表す微分方程式と, 数値積分法について記す. また実験機の質量, 慣性特性, 重心位置などの, 実験機固有のパラメータを表 2-1 に示す.

表 2-1 機体パラメータ

質量 m	33 kg
慣性能率 I_X	0.659 kg·m ²
慣性能率 I_Y	9.44 kg·m ²
慣性能率 I_Z	9.85 kg·m ²
慣性乗積 I_{XZ}	-0.21 kg·m ²
重心位置 $\mathbf{r}_{CG}^{(A)}$	(0.16 0.0 0.0)
基準長 \bar{c}	1.60 m
基準幅 \bar{b}	0.866 m
基準高 \bar{h}	0.369 m
代表面積 S	1.00 m ²

※慣性特性, 重心位置はランディングギア収納時

2.2.1.1 機体運動の微分方程式

剛体モデルを前提とした機体運動を表す方程式は, 既に一般のテキストに掲載されており, 力とモーメントに関する運動方程式は次式となる^{4,5)}.

$$\begin{aligned}\dot{U} &= RV - QW - g_0 \cdot \sin \Theta + F_x/m \\ \dot{V} &= -RU + PW + g_0 \cdot \sin \Phi \cdot \cos \Theta + F_y/m \\ \dot{W} &= QU - PV + g_0 \cdot \cos \Phi \cdot \cos \Theta + F_z/m\end{aligned}\quad (2.1)$$

$$\begin{aligned}\dot{P} &= (c_1 \cdot R + c_2 \cdot P) \cdot Q + c_3 \cdot L_{CG} + c_4 \cdot N_{CG} \\ \dot{Q} &= c_5 \cdot P \cdot R - c_6 \cdot (P^2 - R^2) + c_7 \cdot M_{CG} \\ \dot{R} &= (c_8 \cdot P - c_2 \cdot R) \cdot Q + c_4 \cdot L_{CG} + c_9 \cdot N_{CG}\end{aligned}\quad (2.2)$$

ここで,

$$\begin{aligned}c_1 &= \{(I_Y - I_Z) \cdot I_Z - I_{XZ}^2\} / (I_X \cdot I_Z - I_{XZ}^2) \\ c_2 &= \{(I_X - I_Y + I_Z) \cdot I_{XZ}\} / (I_X \cdot I_Z - I_{XZ}^2) \\ c_3 &= I_Z / (I_X \cdot I_Z - I_{XZ}^2) \\ c_4 &= I_{XZ} / (I_X \cdot I_Z - I_{XZ}^2) \\ c_5 &= (I_Z - I_X) / I_Y \\ c_6 &= I_{XZ} / I_Y \\ c_7 &= 1 / I_Y \\ c_8 &= \{I_X \cdot (I_X - I_Y) + I_{XZ}^2\} / (I_X \cdot I_Z - I_{XZ}^2) \\ c_9 &= I_X / (I_X \cdot I_Z - I_{XZ}^2)\end{aligned}\quad (2.3)$$

なお、空力データは通常空力基準点まわりとして与えられるが、式(2.2)では重心位置まわりの値であることを明示するため、添字に CG を付けた。また、式(2.1)の外力項は一般的には重力以外の外力を全て含むが、本実験システムの場合は空気力のみである。式(2.2)のモーメント項についても同様に、本実験システムでは空力モーメントのみである。

さらに次の姿勢と位置の方程式を加え、全部で12個の独立変数に関する微分方程式として記述する。

$$\begin{aligned}\dot{\Phi} &= P + \tan \Theta \cdot (Q \cdot \sin \Phi + R \cdot \cos \Phi) \\ \dot{\Theta} &= Q \cdot \cos \Phi - R \cdot \sin \Phi \\ \dot{\Psi} &= (Q \cdot \sin \Phi + R \cdot \cos \Phi) / \cos \Theta\end{aligned}\quad (2.4)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \end{bmatrix} = R_{B \rightarrow R}(\Phi, \Theta, \Psi) \cdot \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix}\quad (2.5)$$

ここで、

$$\begin{aligned}R_{B \rightarrow R}(\Phi, \Theta, \Psi) &= \begin{bmatrix} \cos \Psi & -\sin \Psi & 0 \\ \sin \Psi & \cos \Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos \Theta & 0 & \sin \Theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \Theta & 0 & \cos \Theta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Phi & -\sin \Phi \\ 0 & \sin \Phi & \cos \Phi \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} \cos \Theta \cdot \cos \Psi & \sin \Phi \cdot \sin \Theta \cdot \cos \Psi - \cos \Phi \cdot \sin \Psi & \cos \Phi \cdot \sin \Theta \cdot \cos \Psi - \sin \Phi \cdot \sin \Psi \\ \cos \Theta \cdot \sin \Psi & \sin \Phi \cdot \sin \Theta \cdot \sin \Psi + \cos \Phi \cdot \cos \Psi & \cos \Phi \cdot \sin \Theta \cdot \sin \Psi - \sin \Phi \cdot \cos \Psi \\ -\sin \Theta & \sin \Phi \cdot \cos \Theta & \cos \Phi \cdot \cos \Theta \end{bmatrix}\end{aligned}\quad (2.6)$$

機体運動モデルを構築するに当たり、空気力ベクトルの座標変換と空力モーメントの重心位置への変換が必要である。これらの変換を、次に記す。

① 座標系の変換

上記の運動方程式は機体軸座標系で記述されるが、風洞試験から得られる空気力データ(空力係数データ)は、安定軸座標系で記述される。よって、機体軸座標系に変換して運動方程式に組み込む必要がある。変換行列 $R_{S \rightarrow B}$ を用いて、機体軸座標系の値に変換できる。

$$\begin{aligned}\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} &= R_{S \rightarrow B}(\alpha) \cdot \begin{bmatrix} -D_F \\ Y_F \\ -L_F \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & -\sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} -D_F \\ Y_F \\ -L_F \end{bmatrix}\end{aligned}\quad (2.7)$$

② モーメント基準点の変換

空力基準点は実験機のある固定した位置であるが、重心位置は搭載機器の配置や実験機の改修などにより変動する。よって通常空力データは、重心位置とは異なる固定した位置である基準点で定義されることが多い。このため空力モーメントのデータを運動方程式に取り込むためには、モーメント基準点を重心位置に変換する必要がある。

空気力ベクトルと空力モーメントベクトルの位置関係を図2-7に示す。与えられるデータ \mathbf{F} 、 \mathbf{M} は空力基準点において定義されている。空気力は $\mathbf{F}_{CG} = \mathbf{F}$ であり重心位置となっても変化はないが、空力モーメントは異なるため、 $\mathbf{F} = [F_x \ F_y \ F_z]^T$ を用いて重心位置における値 $\mathbf{M}_{CG} = [L_{CG} \ M_{CG} \ N_{CG}]^T$ に変換する。

$$\mathbf{M}_{CG} = \mathbf{M} + (-\mathbf{r}_{CG}^{(A)}) \times \mathbf{F}\quad (2.8)$$

ここで重心位置 $\mathbf{r}_{CG}^{(A)}$ は、表2-1に示す値である。

2.2.1.2 数値積分

微分方程式(2.1)(2.2)(2.4)(2.5)を数値積分することにより、飛行シミュレーションを実行する。機体の状態量ベクトルを、

$$\mathbf{x} = [P \ Q \ R \ \Phi \ \Theta \ \Psi \ U \ V \ W \ X \ Y \ Z]^T\quad (2.9)$$

として、2次のAdams-Bashforth-Moulton(AMB)法を用いて数値積分を実行した⁴⁾。積分の時間間隔を Δt とし、 n が時刻を表すインデックスとする。このとき、 Δt 秒後の $(n+1)$ 時点の状態量ベクトルを次式により得る。

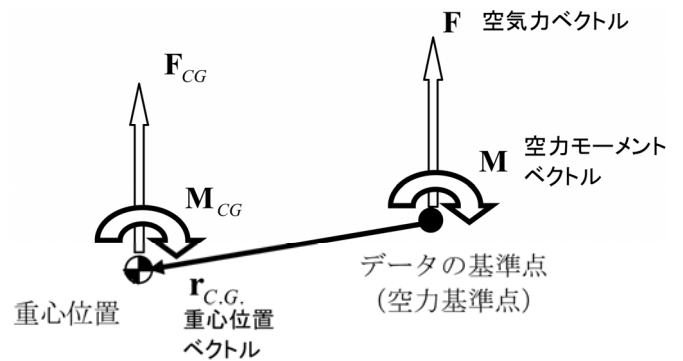


図2-7 空気力の位置関係

$$\mathbf{x}(n+1) = \mathbf{x}(n) + \frac{\Delta t}{2} \cdot \{3 \cdot \dot{\mathbf{x}}(n) - \dot{\mathbf{x}}(n-1)\} \quad (2.10)$$

右辺の $\dot{\mathbf{x}}$ の項が式(2.1)~(2.5)より、数値的に得られる。ここで $n=0$ としたときに、初期値として $\dot{\mathbf{x}}(-1)$ が必要となる。これは、

$$\dot{\mathbf{x}}(-1) = \dot{\mathbf{x}}(0) \quad (2.11)$$

と設定した。このとき $n=0$ とすれば式(2.10)は、

$$\mathbf{x}(1) = \mathbf{x}(0) + \Delta t \cdot \dot{\mathbf{x}}(0) \quad (2.12)$$

となり、オイラー積分と一致する。次に、本実験のシミュレーション評価における初期値は分離時の状態量となるが、その初期状態量の設定について述べる。

2.2.1.3 初期状態量の設定

飛行シミュレーションを実行するにあたって、初期状態量設定の考え方と未知パラメタの導出について記す。

初期状態の設定について

数値積分を実行するためには、式(2.9)で表される12個の状態量の初期値を与えればよい。これらの初期値は任意に設定することが可能であるが、分離時の状態量変動を考慮した評価をすることを考えれば、実際の実験機

の運用を考えて初期状態量を設定するのが適当である。

実験機の分離前及び分離時において、次の運用条件を考慮する。

- ① 実験機の分離前には、滑走路中心線上を一定の高度で直進させる。つまり、できるだけ $\gamma=0$, $\chi=0$ となるような懸吊飛行を行う。
- ② 実験機の分離時の速度は V_{EAS} で規定されており、分離速度の妥当性も V_{EAS} により判断される。
- ③ 実験機の安定性に重大な影響を及ぼすのは、オイラー角で表される姿勢角よりも α , β である。運用では α , β が一定の範囲内であることを確認しながら、実験機分離の可否を判断する。

以上のことから、初期条件及びその変動分を指定する状態量として、上記の5変数 γ , χ , V_{EAS} , α , β を含めるのが実験機の運用上妥当である。独立変数は全部で12個であるため、これらの5変数を含めると、あと自由に設定可能な変数は7個だけである。

よって、式(2.9)の状態量のうち、 P , Q , R , Φ , X , Y , Z の7個を直接指定するが、残りの Θ , Ψ , U , V , W の5個は、既に指定した12個の変数から物理現象を考慮して導出することとする。導出にあたっては、指定状態量に対気変数 V_{EAS} , α , β を含むため、環

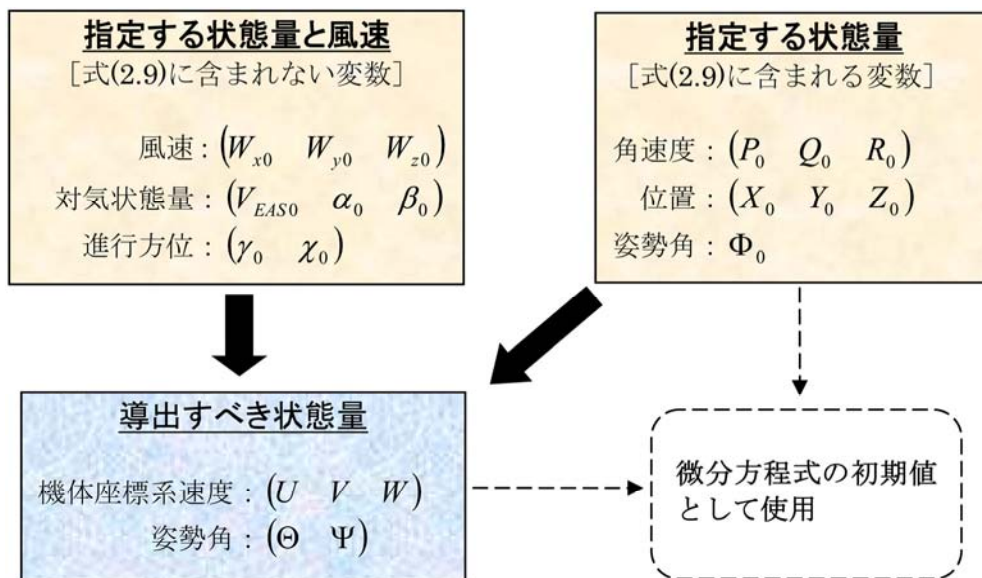


図 2-8 初期状態の算出: 「指定する状態量」と「導出される状態量」

境条件として任意に設定できる風条件を用いる必要がある。指定する状態量と、導出すべき状態量をまとめて整理したものが、図 2-8 である。最初に指定する状態量は、添字 0 を付けて示した。以下では、必要な状態量の導出について述べる。

未知変数の導出

まず指定変数 (V_{EAS0} , α_0 , β_0) から、機体軸座標成分で表した対気速度ベクトル $[U_a \ V_a \ W_a]$ を求める。高度 $H (= -Z_0)$ における大気密度を $\rho(H)$ とすれば、真対気速度は、次式より得られる。

$$V_{TAS} = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho(H)}} \cdot V_{EAS0} \quad (2.13)$$

よって、対気速度の機体座標成分は、次式により得られる。

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} U_a \\ V_a \\ W_a \end{bmatrix} &= V_{TAS} \cdot \begin{bmatrix} \cos \alpha_0 \cdot \cos \beta_0 \\ \sin \beta_0 \\ \sin \alpha_0 \cdot \cos \beta_0 \end{bmatrix} \\ &= \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} V_{EAS0} \cdot \begin{bmatrix} \cos \alpha_0 \cdot \cos \beta_0 \\ \sin \beta_0 \\ \sin \alpha_0 \cdot \cos \beta_0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2.14)$$

次に対地速度の滑走路座標系成分 $[\dot{X} \ \dot{Y} \ \dot{Z}]$ を、 χ_0 , γ_0 を用いて表す。

$$\begin{aligned} \tan \chi_0 &= \dot{Y} / \dot{X} \\ \tan \gamma_0 &= \frac{-\dot{Z}}{\sqrt{\dot{X}^2 + \dot{Y}^2}} \end{aligned} \quad (2.15)$$

上式を変形して \dot{Y} 及び \dot{Z} を、 \dot{X} を用いて表すと、

$$\begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \end{bmatrix} = \dot{X} \cdot \begin{bmatrix} 1 \\ \tan \chi_0 \\ -\tan \gamma_0 \cdot \sqrt{1 + \tan^2 \chi_0} \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

対気速度ベクトル $[U_a \ V_a \ W_a]$ を滑走路座標成分に変換し、風条件を用いて慣性速度ベクトル $[\dot{X} \ \dot{Y} \ \dot{Z}]$ との関係を表す。式(2.6)に示される回転行列 $R_{B \rightarrow R}$ を用いて、次式となる。

$$\begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \end{bmatrix} = R_{B \rightarrow R}(\Phi_0, \Theta, \Psi) \cdot \begin{bmatrix} U_a \\ V_a \\ W_a \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} W_{x0} \\ W_{y0} \\ W_{z0} \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

式(2.17)において、風速 $[W_{x0} \ W_{y0} \ W_{z0}]$ は任意に指定される変数であり、また $[U_a \ V_a \ W_a]$ も指定変数を用いて式(2.14)より算出できる。一方、左辺の慣性速度 $[\dot{X} \ \dot{Y} \ \dot{Z}]$ は、式(2.16)より \dot{Y} と \dot{Z} を指定変数 γ_0 , χ_0 に置き換えることができる。また、回転行列 $R_{B \rightarrow R}$ については、 Θ と Ψ が未知変数である。

以上より、式(2.17)において未知変数は \dot{X} , Θ , Ψ の 3 個で、式も 3 つあるので、未知変数は一意に決まる。ところが、式(2.17)を解析的に解くことは必ずしも容易ではない。そこで数値的に、これらの未知変数を求めることとした。

未知変数 \dot{X} , Θ , Ψ が求められれば、式(2.16)より直ちに $[\dot{X} \ \dot{Y} \ \dot{Z}]$ が得られる。姿勢角を用いて機体軸座標系に変換すれば、機体軸座標成分で表した慣性速度ベクトル $[U \ V \ W]$ が得られ、これで図 2-8 の「導出すべき状態量」が全て得られることになる。

$$\begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} = R_{R \rightarrow B}(\Phi_0, \Theta, \Psi) \cdot \begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \end{bmatrix} = R_{B \rightarrow R}(\Phi_0, \Theta, \Psi)^T \cdot \begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

式(2.17)の数値解

数値解を求めるため、評価関数ベクトル $J(\dot{X}, \Theta, \Psi)$ を、次式で定義する。

$$J(\dot{X}, \Theta, \Psi) = \begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \end{bmatrix} - R_{B \rightarrow R}(\Phi_0, \Theta, \Psi) \cdot \begin{bmatrix} U_a \\ V_a \\ W_a \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} W_{x0} \\ W_{y0} \\ W_{z0} \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

数値最適化法により J が最小 ($\cong 0$) となるような、変数の組 (\dot{X}, Θ, Ψ) を数値探索する。数値探索法は、ニュートン法を用いた。最適化計算にあたっては、できるだけ解に近い値を初期値とするのが効率的である。よって未知変数の初期値として、次式を用いた。

$$\begin{aligned} \dot{X} &= V_{TAS} \cdot \cos \gamma_0 + W_{x0} \\ \Psi &= \chi_0 - \beta_0 - \sin^{-1}(W_{y0}/V_{TAS}) \\ \Theta &= \alpha_0 + \gamma_a \end{aligned} \quad (2.20)$$

ここで右辺の対気経路角 γ_a は、次式より得る。

$$\gamma_a = \tan^{-1} \left\{ \frac{-(\dot{Z} - W_{z0})}{\sqrt{(\dot{X} - W_{x0})^2 + (\dot{Y} - W_{y0})^2}} \right\} \quad (2.21)$$

右辺の \dot{X} , \dot{Y} , \dot{Z} は、式(2.16)(2.20)より得られる。

2.2.2 空力モデル

LIFLEX の空力モデルは風洞試験及びCFD から得たデータであり、前項の空気力 \mathbf{F} 及び空力モーメント \mathbf{M} を算出するための空力係数データと、アクチュエータのヒンジモーメントを算出するための空力係数データがある。以下に、それぞれについて述べる。

2.2.2.1 カとモーメント

空気力及び空力モーメントは、空力基準点における空力係数データとして与えられる。空気力及び空力モーメントと、空力係数の関係は次式で表される。

$$\begin{aligned} L_F &= \frac{1}{2} \rho_0 V_{EAS}^2 \cdot S \cdot C_L(\alpha, \beta, \delta e, \delta \alpha, \delta r, \delta r_{drg}, \delta s b_{elv}, \delta s b_{rd_aero}, \delta g, \bar{h}_g) \\ D_F &= \frac{1}{2} \rho_0 V_{EAS}^2 \cdot S \cdot C_D(\alpha, \beta, \delta e, \delta \alpha, \delta r, \delta r_{drg}, \delta s b_{elv}, \delta s b_{rd_aero}, \delta g, \bar{h}_g) \\ M &= \frac{1}{2} \rho_0 V_{EAS}^2 \cdot S \cdot \bar{c} \cdot C_m(\alpha, \beta, \delta e, \delta \alpha, \delta r, \delta r_{drg}, \delta s b_{elv}, \delta s b_{rd_aero}, \delta g, \bar{Q}, \bar{h}_g) \\ Y_F &= \frac{1}{2} \rho_0 V_{EAS}^2 \cdot S \cdot C_Y(\alpha, \beta, \delta e, \delta \alpha, \delta r, \delta r_{drg}, \delta s b_{elv}, \delta s b_{rd_aero}, \delta g) \\ L &= \frac{1}{2} \rho_0 V_{EAS}^2 \cdot S \cdot \bar{b} \cdot C_l(\alpha, \beta, \delta e, \delta \alpha, \delta r, \delta r_{drg}, \delta s b_{elv}, \delta s b_{rd_aero}, \delta g, \bar{P}, \bar{R}) \\ N &= \frac{1}{2} \rho_0 V_{EAS}^2 \cdot S \cdot \bar{b} \cdot C_n(\alpha, \beta, \delta e, \delta \alpha, \delta r, \delta r_{drg}, \delta s b_{elv}, \delta s b_{rd_aero}, \delta g, \bar{P}, \bar{R}) \end{aligned} \quad (2.22)$$

舵角や β は全て 0(deg) とした基本形態の特性を、図 2-9 に示す。なお $\beta = 0$ のときには横運動に関する空力係数 C_Y , C_l , C_n は全て 0 となるため、ここでは示していない。ここで、 α に対する C_m 曲線の傾きは正となっており、静的にかなり不安定な特性となっていることがわかる。これは空力基準点回りのモーメントであり、実際に機体運動に影響する重心位置まわりに変換すれば、この不安定性はかなり緩和される。重心位置まわりに変換した空力モーメントは、付録 A に示す。

ここで各アクチュエータ舵角と、式(2.22)における入力舵角である δe , $\delta \alpha$, δr , δr_{drg} , $\delta s b_{elv}$, $\delta s b_{rd_aero}$ と

の関係は、次式で定義される。

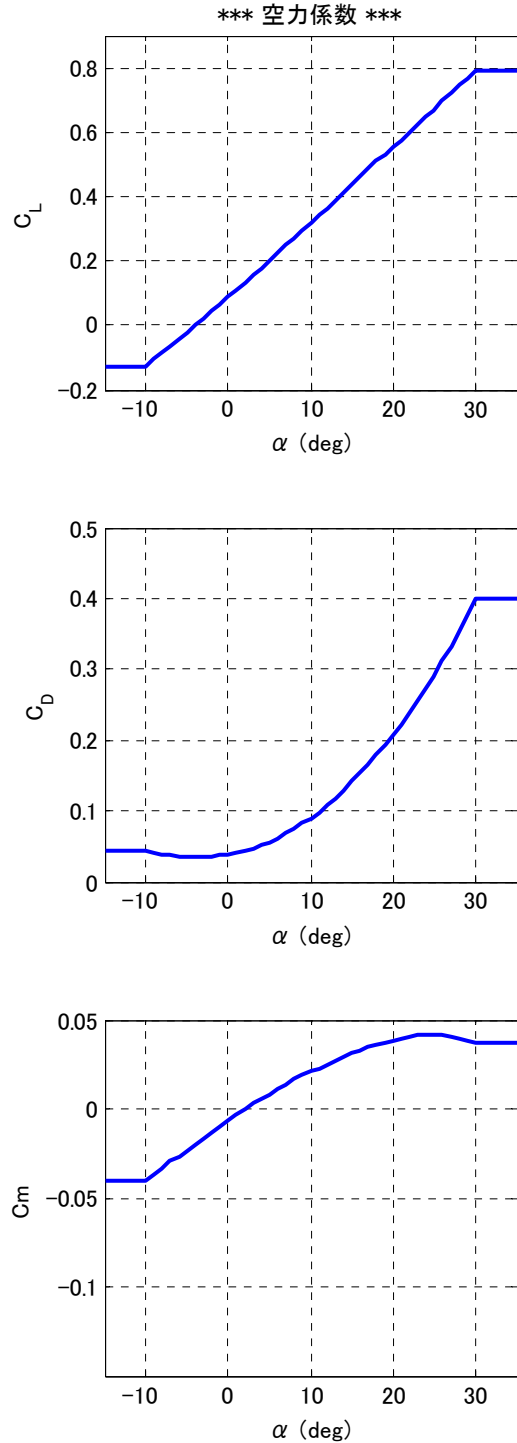


図 2-9 空力係数の基本特性

$$\begin{aligned}
\delta e &= (\Delta ue_L + \Delta ue_R + \Delta le_L + \Delta le_R)/4 \\
\delta \alpha &= (\Delta ue_L - \Delta ue_R + \Delta le_L - \Delta le_R)/4 \\
\delta r_{drg} &= (-\Delta ue_L + \Delta ue_R + \Delta le_L - \Delta le_R)/4 \\
\delta r &= (\Delta r_L + \Delta r_R)/2 \\
\delta b_{div} &= (-\Delta ue_L - \Delta ue_R + \Delta le_L + \Delta le_R)/4 \\
\delta b_{rd_aero} &= (\Delta r_L - \Delta r_R)/2
\end{aligned} \tag{2.23}$$

式(2.23)から明らかなように、空力モデルはアクチュエータ舵面の数と同数の6変数を用いて定義される。ただし誘導制御系では、これらの中で δr_{drg} の動作は用いていない。またラダー操舵によるスピードブレーキ δb_{rd_aero} は、空力モデルの入力としては式(2.23)のように外側に開く方を正と定義している。しかし速度制御では後に示す式(2.59)のように、速度抑制効果がより大きい内側に閉じる方向を正と定義している。

無次元化した角速度 $\bar{P}, \bar{Q}, \bar{R}$ は、モーメント係数に影響する。動微係数 $C_{mq}, C_{lp}, C_{lr}, C_{np}, C_{nr}$ は定数として設定しており、各モーメント係数への影響は無次元化角速度を乗じて得られる。無次元化角速度は、次式で表される。

$$\begin{aligned}
\bar{P} &= \frac{\bar{b}}{2 \cdot V_{TAS}} \cdot P \\
\bar{Q} &= \frac{\bar{c}}{2 \cdot V_{TAS}} \cdot Q \\
\bar{R} &= \frac{\bar{b}}{2 \cdot V_{TAS}} \cdot R
\end{aligned} \tag{2.24}$$

空力基準点の無次元化高度 \bar{h}_g は、地面効果に影響するパラメタである。地面効果は、縦運動に関する空力係数 C_L, C_D, C_m の変化としてモデル化されている。ランディングギアの開閉 δg は、全ての空力係数に影響する。また、空力モーメント係数を重心位置回りに補正し、各入力変数を変化させた場合の空力係数のグラフを付録Aに示す。

2.2.2.2 ヒンジモーメント

アクチュエータのヒンジモーメントは、CFDによる計算によって得られたものであり、上側エレボン、下側エレボン、ラダーの3種類のヒンジモーメント係数 C_{HM-ue} 、

C_{HM-le} 、 C_{HM-r} として与えられる。これらの係数は、左右の舵による違いはない。係数とヒンジモーメントとの関係は、次式となる。

$$\begin{aligned}
T_{HM-ueL} &= \frac{1}{2} \rho_0 V_{EAS}^2 \cdot S \cdot \bar{c} \cdot C_{HM-ue}(\alpha, \Delta ue_L) \\
T_{HM-ueR} &= \frac{1}{2} \rho_0 V_{EAS}^2 \cdot S \cdot \bar{c} \cdot C_{HM-ue}(\alpha, \Delta ue_R) \\
T_{HM-leL} &= \frac{1}{2} \rho_0 V_{EAS}^2 \cdot S \cdot \bar{c} \cdot C_{HM-le}(\alpha, \Delta le_L) \\
T_{HM-leR} &= \frac{1}{2} \rho_0 V_{EAS}^2 \cdot S \cdot \bar{c} \cdot C_{HM-le}(\alpha, \Delta le_R) \\
T_{HM-rL} &= \frac{1}{2} \rho_0 V_{EAS}^2 \cdot S \cdot \bar{b} \cdot C_{HM-r}(\alpha, \Delta r_L) \\
T_{HM-rR} &= \frac{1}{2} \rho_0 V_{EAS}^2 \cdot S \cdot \bar{b} \cdot C_{HM-r}(\alpha, \Delta r_R)
\end{aligned} \tag{2.25}$$

式(2.25)より明らかなように、ヒンジモーメント係数は α と各アクチュエータ舵角の関数で表される。これらの係数の値を各舵角に対して示したのが、図2-10である。黒線が各アクチュエータの舵角0(deg)の特性を示す。

2.2.3 アクチュエータ・モデル

アクチュエータ・モデルは、2次遅れの動特性に加えて、バックラッシュ、レートリミッタ、むだ時間遅れ、デジタル量への離散化、バイアス等の誤差を持つと仮定している。このモデル構造を、図2-11に示す。小型模型用のアクチュエータであるため、入力指令に対する出力の精度もそれほど高くなく、モデル化誤差を比較的大きく見込んでいる。以下、図2-11の各要素について述べる。なお各要素における定数値を、表2-2に示す。

① バイアス誤差

ノミナル値は $\Delta_B = 0$ であるが、不確定パラメタとしてバイアス誤差を加える。

② サンプルホールド

入力 Δ_1 を取り込み、50Hzの時間間隔毎に値を更新して出力 Δ_2 とする。

③ 離散化誤差

デジタルの離散化幅 Δ_q (deg)で入力を離散化し、出力 Δ_3 とする。

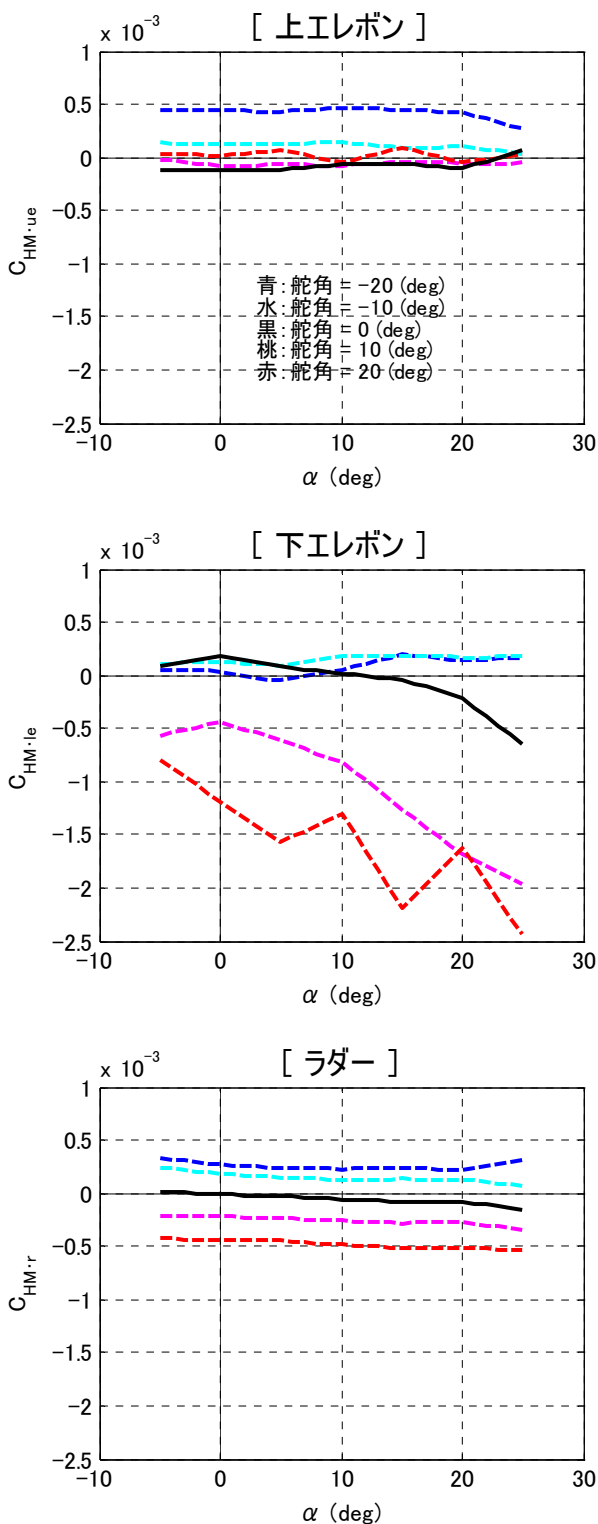


図 2-10 ヒンジモーメント係数の特性

④ むだ時間

入力 Δ_3 を、時間 T_D だけ遅らせて出力 Δ_4 とする。

⑤ レートリミッタ

入力の変化率 $\dot{\Delta}_4$ を、最大値 K_R で制限して Δ_5 を出力する。 K_R はヒンジモーメントに依存し、エレボンとラダーで特性がそれぞれ異なる。この関係を図 2-12 に示す。ヒンジモーメントの増加と共に、最大レートは小さくなり制限される。この直線の関係はエレボン、ラダーそれぞれ 2 点のデータから得たものであり、外挿した部分は破線で示した。

また留意すべきは、最大レートが制限されるのは外部から作用するヒンジモーメントに対して、それと逆らう方向に操舵するときだけである。外部モーメントと同方向に操舵する場合には、ヒンジモーメントが 0 のときの最大レートを適用する。よってヒンジモーメントと操舵の方向を考慮した場合、アクチュエータの可動レートの範囲は図 2-13 で表される。外部から作用するヒンジモーメントは、空気力及び舵面の重力を考慮し、次式により求める。

$$T_{EX} = T_{HM} + T_{G0} \cdot N_z \quad (2.26)$$

⑥ 二次遅れ

固有振動数 ω_0 、減衰比 ζ_0 、ゲイン K_0 をパラメータとする、2 次遅れの動特性とする。エレボンとラダーでこれらのパラメータは異なる。

⑦ バックラッシュ

ヒンジモーメントに影響するものとして、慣性力、空気力、重力などがある。これらを考慮して、アクチュエータを動作させるトルク T_{ACT} を、次式より算出する。

$$T_{ACT} = I_{ACT0} \cdot \ddot{\Delta}_6 - T_{HM} - T_{G0} \cdot N_z \quad (2.27)$$

トルク T_{ACT} の符号により、バックラッシュを加える方向が異なり、出力は次式で表される。

$$\begin{aligned} \cdot T_{ACT} \geq 0 \text{ のとき, } \Delta_7 &= \Delta_6 - \varepsilon_{BL} \\ \cdot T_{ACT} < 0 \text{ のとき, } \Delta_7 &= \Delta_6 + \varepsilon_{BL} \end{aligned} \quad (2.28)$$

⑧ 舵角リミッタ

各アクチュエータの可動範囲を、最大舵角 Δ_{MAX} で制限する。

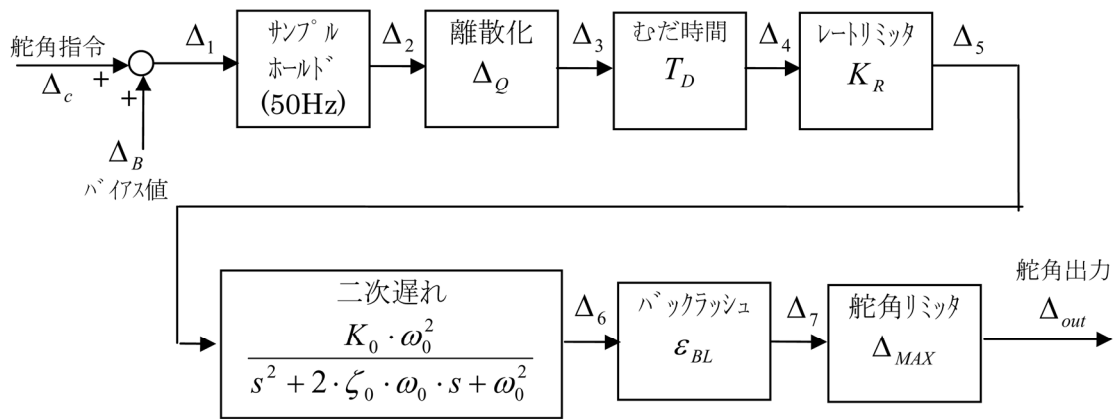


図 2-11 アクチュエータ・モデル

表 2-2 アクチュエータのパラメータ (ノミナル値)

パラメータ	(単位)	エレボン	ラダー
Δ_B	(deg)	0.0	0.0
Δ_Q	(deg)	0.35	0.15
T_D	(sec)	0.03	0.02
K_0	-	1.0	1.0
ω_0	(rad/s)	37.7	45.0
ζ_0	-	0.8	0.65
ε_{BL}	(deg)	0.5	1.5
Δ_{MAX}	(deg)	± 30.0	± 30.0
I_{ACT0}	(kgm ²)	3.0×10^{-3}	1.25×10^{-4}
T_{G0}	(Nm)	0.3	0.0

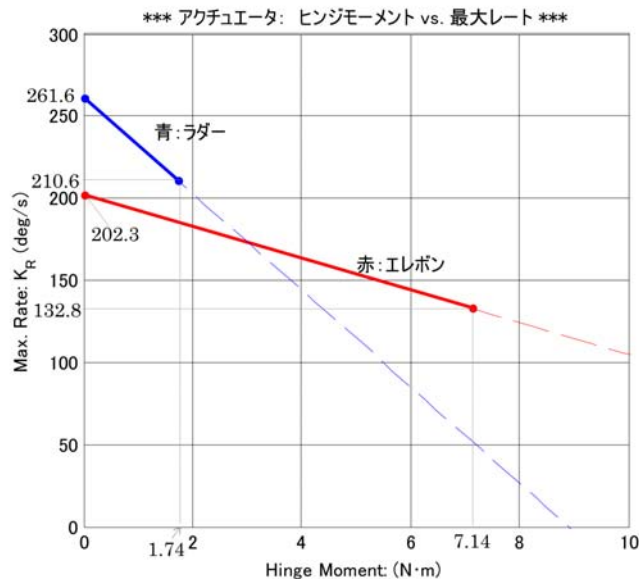
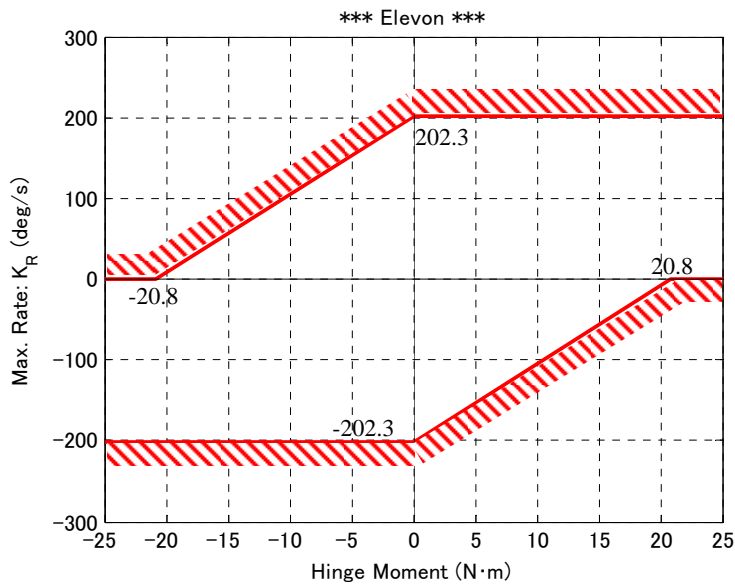
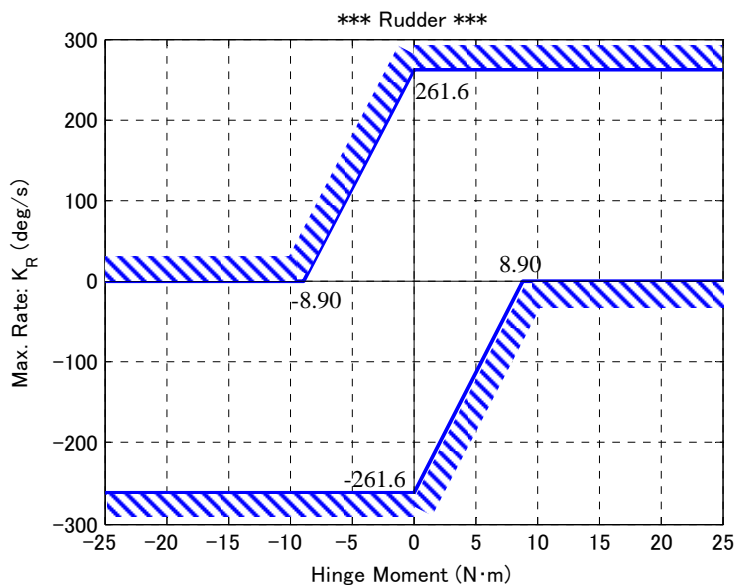


図 2-12 アクチュエータ： 空力モーメントと最大レートの関係



(a) エレボン・アクチュエータ



(b) ラダー・アクチュエータ

図 2-13 アクチュエータの可動範囲

2.2.4 センサ・モデル

本システムで使用するセンサは、慣性センサ(INS)、大気センサ(ADS)、レーザ距離計(LA)の3つである。表 2-3 に各センサの計測量、計測レンジ、むだ時間、サンプリング周波数、基準機体軸座標系で表した搭載位置を示す。慣性センサは JAXA で開発した Micro-GAIA と呼ばれる

ものであり、殆どの計測量はこの慣性センサにより得られる。ADS は4つの出力があるが、誘導制御系で使用するのは静圧と動圧のみである。ADS の出力はアナログ信号であるため、計測の時間遅れとしてむだ時間ではなく一次遅れモデルとしてある。レーザ距離計は、着陸時に地面(滑走路面)との距離を高精度で計測するためのものである。機体軸座標 Z 軸よりも前方に角度を持って取

表 2-3 計測データ

センサ	計測量 [単位]	計測レンジ	むだ時間 (sec)	サンプリング (Hz)	搭載位置 (m) $\mathbf{r}^{(A)}$	
慣性センサ (INS)	緯度 λ (deg)	± 90	0.02	50	(0.433, 0.0, -0.036)	
	経度 η (deg)	± 180				
	海拔高度 h_{alt} (m)	-200~6353.5				
	北向き速度 v_n (m/s)	± 400	0.02			
	東向き速度 v_e (m/s)					
	下向き速度 v_d (m/s)					
	X 軸加速度 A_x (m/s ²)	± 100	0.03			
	Y 軸加速度 A_y (m/s ²)					
	Z 軸加速度 A_z (m/s ²)					
	ロール角 Φ (deg)	± 180	0.02			
	ピッチ角 Θ (deg)					
	ヨー角 Ψ (deg)					
ロールレート P (deg/s)	± 300	0.03				
ピッチレート Q (deg/s)						
ヨーレート R (deg/s)						
大気センサ (ADS)	動圧 P_{D-ADS} (kPa)	0 ~ 3	0.05	アナログ	(1.431, 0.0, -0.08)	
	静圧 P_{S-ADS} (kPa)	0 ~ 128			(1.515, 0.0, -0.08)	
	迎角 α_{ADS} (deg)	± 180			一次遅れ	(1.318, 0.0, -0.08)
	横滑り角 β_{ADS} (deg)	± 180			(1.242, 0.0, -0.08)	
レーザ距離計 (LA)	地上との距離 L_{LA} (m)	0~200	0.005	100	(0.891, 0.0, -0.078)	

り付けてあり、計測されるのはレーザの地面到達点までの距離である。地面との高度は、姿勢角を用いて算出する必要がある。

次に、センサ出力を模擬するために、運動方程式から得られる値を変換する必要があるものについて、変換方法を記述する。具体的には、慣性センサの緯度・経度・海拔高度出力、局所座標系成分で表す速度出力、方位角の変換、センサ取付位置における加速度出力、レーザ距離計出力であり、以下に算出方法を記す。

2.2.4.1 緯度・経度・海拔高度への変換

慣性センサの位置出力は緯度・経度・海拔高度であり、滑走路座標系における位置ではない。よって誘導制御則に出力するための、慣性センサ位置出力の信号を生成する。変換に必要な定数を表 2-4 に示す。位置の変換は、2 つの手順から成る。まず滑走路座標系で表したセンサ位置 $\mathbf{r}_{INS}^{(R)} = [X_{INS}^{(R)} \ Y_{INS}^{(R)} \ Z_{INS}^{(R)}]^T$ を WGS 地心座標系における位置ベクトル $\mathbf{r}_{INS}^{(E)}$ に変換し、次に WGS 緯度・経度・海拔高度系に変換する。

- ① $\mathbf{r}_{INS}^{(R)}$ から $\mathbf{r}_{INS}^{(E)}$ への変換

表 2-4 大樹実験場における、位置に関する定数

	パラメタ	(単位)	定数値
1.	地球の扁平率: f	-	1/298.257223563
2.	赤道半径: R_a	m	6378137.0
3.	滑走路座標原点における 地球半径: R_{E0}	m	6368457.7
4.	滑走路座標系原点の 緯度: λ_0 , 経度: η_0	°	λ_0 : 42.50126955277778° η_0 : 143.4475750972222°
5.	E系における 滑走路原点位置: $\mathbf{r}_0^{(E)}$	m	$\begin{bmatrix} -3783270.2484 \\ 2804833.3915 \\ 4286843.7675 \end{bmatrix}$
6.	R系からE系への 変換行列: $R_{R \rightarrow E}$	-	$\begin{bmatrix} 0.413272462 & 0.691696142 & 0.592251905 \\ 0.885322765 & -0.153003668 & -0.439082542 \\ -0.213094987 & 0.705794818 & -0.675606544 \end{bmatrix}$

滑走路座標系の原点を WGS 地心座標系で表した位置を $\mathbf{r}_0^{(E)}$ とすれば、滑走路座標系から WGS 地心座標系への変換行列 $R_{R \rightarrow E}$ を用いて、センサ位置 $\mathbf{r}_{INS}^{(R)}$ は次式により変換できる。

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_{INS}^{(E)} &= \mathbf{r}_0^{(E)} + R_{R \rightarrow E} \cdot \mathbf{r}_{INS}^{(R)} \\ &= \mathbf{r}_0^{(E)} + R_{R \rightarrow E} \cdot \left\{ \mathbf{r}_{CG}^{(R)} + R_{B \rightarrow R}(\Phi, \Theta, \Psi) \cdot (\mathbf{r}_{INS}^{(A)} - \mathbf{r}_{CG}^{(A)}) \right\} \end{aligned} \quad (2.29)$$

ここで、滑走路座標系における $\mathbf{r}_{CG}^{(R)}$ は運動方程式から得られる位置であり、センサ位置 $\mathbf{r}_{INS}^{(A)}$ は表 2-3 に、重心位置 $\mathbf{r}_{CG}^{(A)}$ は表 2-1 に示す定数である。また大樹実験場における $\mathbf{r}_0^{(E)}$ 、変換行列 $R_{R \rightarrow E}$ の値は表 2-4 に示す。

② $\mathbf{r}_{INS}^{(E)}$ から WGS 緯度・経度・高度座標系への変換

赤道半径 R_a 、扁平率 f 、離心率 e を用いて、定数 c_1, c_2 を次のように定義する。

$$\begin{aligned} c_1 &= \{Z_E \cdot (1-f)\} / \sqrt{X_E^2 + Y_E^2} \\ c_2 &= (R_a \cdot e^2) / \sqrt{X_E^2 + Y_E^2} \end{aligned} \quad (2.30)$$

ここで、 f と R_a は表 2-4 に示す定数であり、 e は次式により得られる。

$$e = (2-f) \cdot f \quad (2.31)$$

次の漸化式において初期値 $k_0 = c_1$ として、 k を収束させる。

$$k_{i+1} = c_1 + c_2 \cdot \frac{k_i}{\sqrt{1+k_i^2}} \quad (2.32)$$

この式の収束は速いため今回は収束判定をせずに、3 回の繰り返し計算により結果を得た。 k が得られれば、次式から緯度・経度・海拔高度が得られる。

$$\begin{aligned} \lambda &= \tan^{-1} \left(\frac{k}{1-f} \right) \\ \eta &= \tan^{-1} \left(\frac{Y_E}{X_E} \right) \\ h_{alt} &= \frac{\sqrt{X_E^2 + Y_E^2}}{\cos \lambda} - \frac{R_a}{\sqrt{1-e^2 \cdot \sin^2 \lambda}} \end{aligned} \quad (2.33)$$

2.2.4.2 速度変換

慣性センサの速度出力は、局所水平座標系成分で表される。よって滑走路座標系で表したセンサ位置の速度 $\mathbf{v}_{INS}^{(R)} = [\dot{X}_{INS}^{(R)} \quad \dot{Y}_{INS}^{(R)} \quad \dot{Z}_{INS}^{(R)}]^T$ を、局所座標系で表した速度 $\mathbf{v}_{INS}^{(LH)} = [v_n \quad v_e \quad v_d]^T$ に変換する。速度の変換手順も 2 段階で行う。初めに WGS 地心座標系で表した速度 $\mathbf{v}_{INS}^{(E)} = [\dot{X}_{INS}^{(E)} \quad \dot{Y}_{INS}^{(E)} \quad \dot{Z}_{INS}^{(E)}]^T$ に変換し、次に局所座標系に変

換する。

① $\mathbf{v}_{INS}^{(R)}$ から $\mathbf{v}_{INS}^{(E)}$ への変換

位置の変換と同様に, $R_{R \rightarrow E}$ を用いて変換できる。

$$\begin{aligned} \mathbf{v}_{INS}^{(E)} &= R_{R \rightarrow E} \cdot \mathbf{v}_{INS}^{(R)} \\ &= R_{R \rightarrow E} \cdot R_{B \rightarrow R}(\Phi, \Theta, \Psi) \cdot \left\{ \mathbf{v}_{CG}^{(B)} + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{r}_{INS}^{(A)} - \mathbf{r}_{CG}^{(A)}) \right\} \end{aligned} \quad (2.34)$$

ここで, 重心の速度 $\mathbf{v}_{CG}^{(B)} = [U \ V \ W]^T$, 角速度 $\boldsymbol{\omega} = [P \ Q \ R]^T$ は運動方程式から得られる。

② $\mathbf{v}_{INS}^{(E)}$ から $\mathbf{v}_{INS}^{(LH)}$ への変換

式(2.33)より得られる λ, η を用いて, 次式により変換できる。

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \cos(\lambda + \pi/2) & 0 & \sin(\lambda + \pi/2) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\lambda + \pi/2) & 0 & \cos(\lambda + \pi/2) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos \eta & \sin \eta & 0 \\ -\sin \eta & \cos \eta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{X}_{INS}^{(E)} \\ \dot{Y}_{INS}^{(E)} \\ \dot{Z}_{INS}^{(E)} \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} -\sin \lambda \cdot \cos \eta & -\sin \lambda \cdot \sin \eta & \cos \lambda \\ -\sin \eta & \cos \eta & 0 \\ -\cos \lambda \cdot \cos \eta & -\cos \lambda \cdot \sin \eta & -\sin \lambda \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{X}_{INS}^{(E)} \\ \dot{Y}_{INS}^{(E)} \\ \dot{Z}_{INS}^{(E)} \end{bmatrix} \\ &= R_{E \rightarrow LH}(\lambda, \eta) \cdot \mathbf{v}_{INS}^{(E)} \end{aligned} \quad (2.35)$$

以上より, $\mathbf{v}_{INS}^{(LH)}$ に変換できる。式(2.34)(2.35)をまとめると,

$$\mathbf{v}_{INS}^{(LH)} = R_{E \rightarrow LH}(\lambda, \eta) \cdot R_{R \rightarrow E} \cdot R_{B \rightarrow R}(\Phi, \Theta, \Psi) \cdot \left\{ \mathbf{v}_{CG}^{(B)} + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{r}_{INS}^{(A)} - \mathbf{r}_{CG}^{(A)}) \right\} \quad (2.36)$$

2.2.4.3 方位角 Ψ の変換

慣性センサ出力の方位角は, 北向きに対する角度である。よって運動方程式から得られる滑走路座標 X 軸に対する角度 Ψ を, 北向きに対する角度 Ψ_{LH} に変換する。 Ψ と Ψ_{LH} の関係を図 2-14(a)に示す。

式(2.35)において $R_{E \rightarrow LH}$ は, WGS 地心座標系から局所水平座標系への回転を表す。ここで局所水平座標系を Z_{LH} ($=Z$) 軸回りに角度 Ψ_0 だけ回転させると, 滑走路座標系と一致するとする。以上の変換は, $R_{R \rightarrow E}^{-1}$ ($=R_{R \rightarrow E}^T$) と一致する。よって, 次式が成り立つ。

$$R_{LH \rightarrow R}(\Psi_0) \cdot R_{E \rightarrow LH}(\lambda, \eta) = R_{R \rightarrow E}^{-1}$$

ここで,

$$R_{LH \rightarrow R}(\Psi_0) = \begin{bmatrix} \cos \Psi_0 & \sin \Psi_0 & 0 \\ -\sin \Psi_0 & \cos \Psi_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.37)$$

式(2.37)の左辺に滑走路座標系原点の緯度・経度 (λ_0, η_0) を代入すると, 回転角 Ψ_0 が得られる。 Ψ_0 が得られれば, 局所水平座標系で表した方位角 Ψ_{LH} は, 次式より得られる。

$$\Psi_{LH} = \Psi + \Psi_0 \quad (2.38)$$

式(2.38)より, センサ出力方位角 Ψ_{LH} が得られる。

次に, 大樹実験場における Ψ_0 を求める。滑走路座標系原点の緯度 λ_0 ・経度 η_0 及び $R_{R \rightarrow E}$ は表 2-4 に示すとおりであり, これらを式(2.37)に代入すると,

$$R_{LH \rightarrow R}(\Psi_0) = \begin{bmatrix} -0.2890 & -0.9573 & 0 \\ 0.9573 & -0.2890 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.39)$$

$$\therefore \Psi_0 = -106.8002^\circ$$

大樹実験場における, 滑走路座標系と局所水平座標系の関係を, 図 2-14(b)に示す。

2.2.4.4 加速度出力の補正

運動方程式に使用する力, つまり加速度の項は重心位置での値である。これに対して計測される加速度は, 慣性センサ位置における加速度であり, 重心との相対位置を考慮して補正が必要である。A 系で定義される慣性センサの位置ベクトル $\mathbf{r}_{INS}^{(A)}$ を, B 系に変換すると,

$$\mathbf{r}_{INS}^{(B)} = \mathbf{r}_{INS}^{(A)} - \mathbf{r}_{CG}^{(A)} \quad (2.40)$$

これを用いて, 加速度を補正する。慣性センサ出力 $\mathbf{a} = [A_x \ A_y \ A_z]^T$ は, 次式より得られる。

$$\mathbf{a} = \mathbf{a}_{CG} + \dot{\boldsymbol{\omega}} \times \mathbf{r}_{INS}^{(B)} + \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_{INS}^{(B)}) \quad (2.41)$$

ここで, 重心位置の加速度 \mathbf{a}_{CG} は次式より得られる。

$$\mathbf{a}_{CG} = \mathbf{F}/m \quad (2.42)$$

これは, 運動方程式(2.1)における外力項そのものである。

\mathbf{a}_{CG} は重力を除く外力で, 本システムでは空気力を表しており, 機体運動の加速度とは異なる点に留意する必要がある。機体運動の加速度は, \mathbf{a}_{CG} と重力加速度ベクトルとの合力で表される。

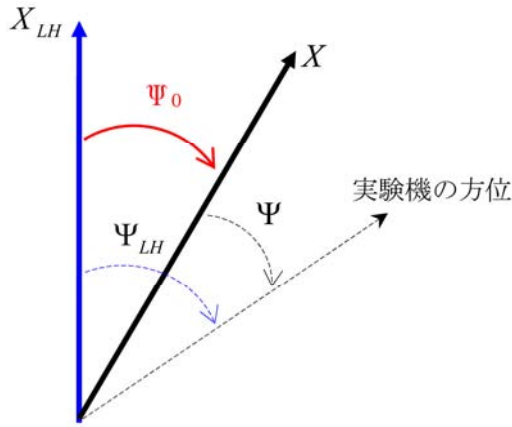


図 2-14 (a) Ψ と Ψ_{LH} の関係

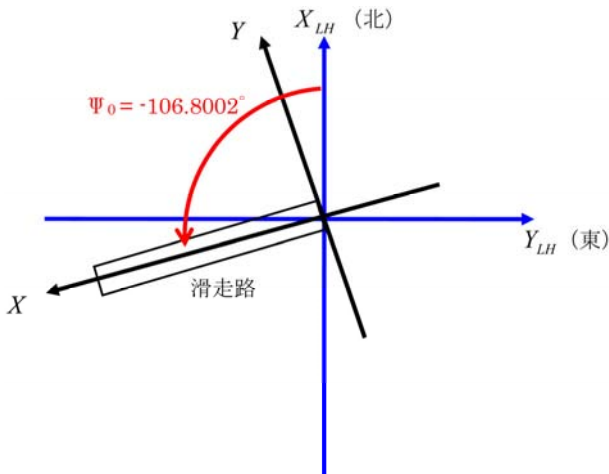


図 2-14 (b) 大樹実験場における滑走路座標と局所水平座標

2.2.4.5 レーザ距離計出力

レーザ距離計で計測されるのは高度ではなく、レーザ距離計の計測方向における、センサから地上までの距離である。レーザ距離計は実験機の真下に向けて取り付けられてはならず、また姿勢の変化によっても計測距離は変動する。飛行シミュレーションでは、この計測値を模擬して、誘導制御則の入力とする必要がある。よって運動方程式から得られる滑走路座標系における高度 $H (= -Z)$ を、レーザ距離計出力に変換するための式を

導く。変換は2段階に分け、最初にレーザ距離計は重心位置にあるものとして、その出力を導く。次にレーザ距離計取り付け位置を考慮して、出力を補正する。

① 重心位置におけるレーザ距離計出力

レーザ距離計が重心位置にあると仮定して、実験機の高度 H をレーザ距離計出力に変換する。図 2-15(a)に示すようにレーザ距離計は機体軸に対して角度 θ_{LA0} だけ前方に傾けて取り付けられている。このレーザ距離計の計測方向に Z_{LA} 軸をとり、機体軸を θ_{LA0} だけ Y_B 軸周りに回転させた座標系を、「LA 座標系」と呼ぶことにする。

LA 座標系と滑走路座標系との角度の関係を、図 2-15(b)に示す。図では LA 座標系に加えて、滑走路座標系の原点を機体重心位置に移動した座標系を黒線で示している。機体重心の真下の点を A とすれば、実験機の高度 H は OA の距離である。 Z_{LA} 軸と地上との交点を B とすれば、レーザ距離計出力は OB の距離で表され、これを L'_{LA} とする。 L'_{LA} は実験機の姿勢によっても変化する。

よって、 L'_{LA} を H 、姿勢角 (Φ, Θ, Ψ) 、 θ_{LA0} を用いて表す。図 2-15(b)に示すように、 Z 軸と Z_{LA} 軸のなす角を λ_{LA} とし、 Z 軸上の単位ベクトルを $\mathbf{e}_Z = [0 \ 0 \ 1]^T$ とする。 \mathbf{e}_Z を機体軸座標系に変換し、さらに取り付け角 θ_{LA} 分の座標変換を加えれば、LA 座標系成分で表した単位ベクトル $\mathbf{e}_Z^{(LA)}$ が得られる。一方、LA 座標系における Z_{LA} 軸方向の単位ベクトルを $\mathbf{e}_{LA-Z}^{(LA)} = [0 \ 0 \ 1]^T$ とすれば、 $\mathbf{e}_Z^{(LA)}$ と $\mathbf{e}_{LA-Z}^{(LA)}$ のなす角が λ_{LA} である。

まず $\mathbf{e}_Z^{(LA)}$ を求める。 \mathbf{e}_Z を機体軸座標成分で表した単位ベクトル $\mathbf{e}_Z^{(B)}$ は、

$$\begin{aligned} \mathbf{e}_Z^{(B)} &= R_{R \rightarrow B}(\Phi, \Theta, \Psi) \cdot \mathbf{e}_Z \\ &= R_{B \rightarrow R}(\Phi, \Theta, \Psi)^T \cdot \mathbf{e}_Z \end{aligned} \quad (2.43)$$

さらに機体軸座標系から LA 座標系への変換行列を $R_{B \rightarrow LA-G}(\theta_{LA0})$ とすれば、 $\mathbf{e}_Z^{(LA)}$ は次式で表される。

$$\begin{aligned} \mathbf{e}_Z^{(LA)} &= R_{B \rightarrow LA}(\theta_{LA0}) \cdot \mathbf{e}_Z^{(B)} \\ &= R_{B \rightarrow LA}(\theta_{LA0}) \cdot R_{B \rightarrow R}(\Phi, \Theta, \Psi)^T \cdot \mathbf{e}_Z \end{aligned} \quad (2.44)$$

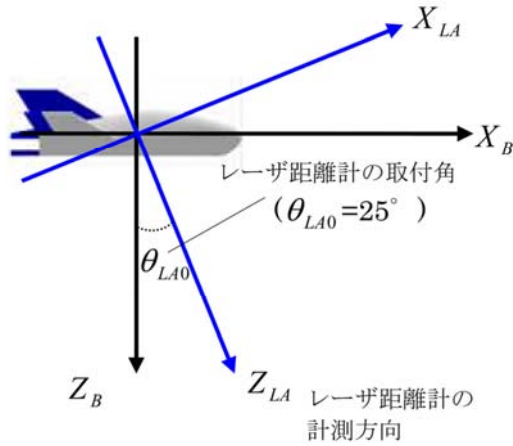


図 2-15 (a) 機体座標系と LA 座標系

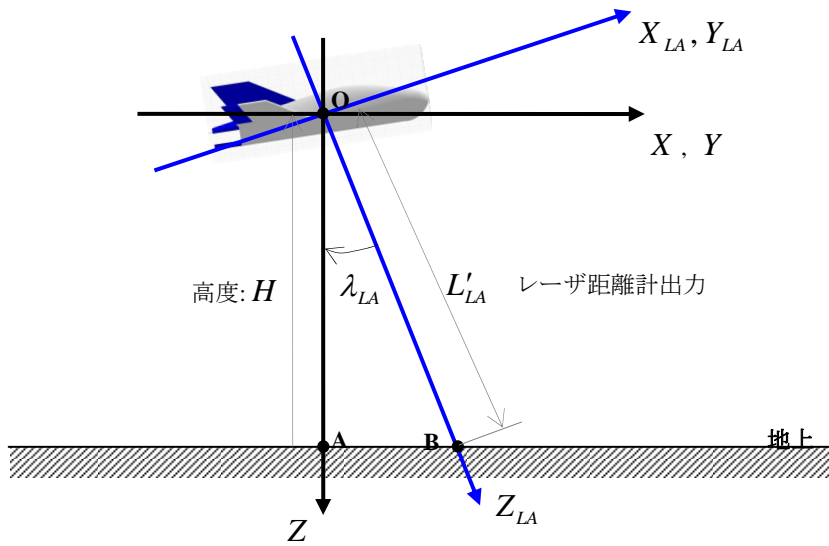


図 2-15 (b) 実験機の高度とレーザー距離計出力

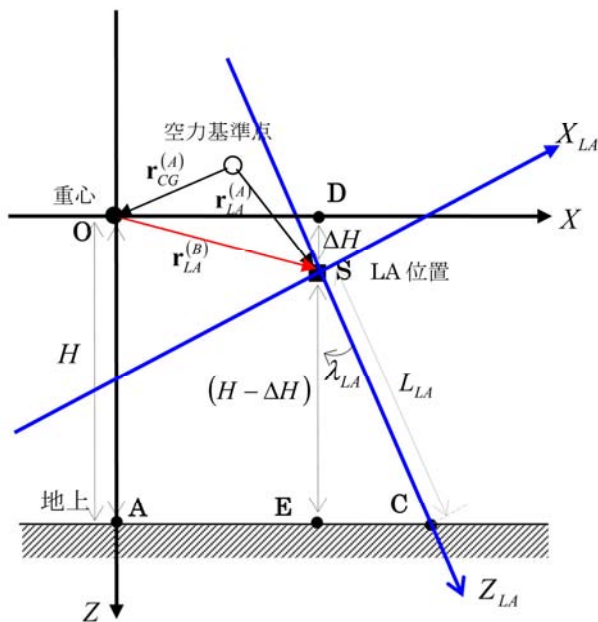


図 2-15 (c) センサ位置の補正

ここで,

$$R_{B \rightarrow LA}(\theta_{LA0}) = \begin{pmatrix} \cos \theta_{LA0} & 0 & -\sin \theta_{LA0} \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta_{LA0} & 0 & \cos \theta_{LA0} \end{pmatrix}$$

内積の関係を利用して, λ_{LA} を求める.

$$\cos \lambda_{LA} = \frac{\mathbf{e}_Z^{(LA)} \cdot \mathbf{e}_{LAZ}^{(LA)}}{\|\mathbf{e}_Z^{(LA)}\| \|\mathbf{e}_{LAZ}^{(LA)}\|} = \mathbf{e}_Z^{(LA)} \cdot \mathbf{e}_{LAZ}^{(LA)} \quad (2.45)$$

図 2-15(b)に示す関係より, L'_{LA} は次式より得られる.

$$L'_{LA} = \frac{H}{\cos \lambda_{LA}} = \frac{H}{\mathbf{e}_Z^{(LA)} \cdot \mathbf{e}_{LAZ}^{(LA)}} \quad (2.46)$$

ここで, $\mathbf{e}_Z^{(LA)}$ と $\mathbf{e}_{LAZ}^{(LA)}$ を成分で表して展開すると,

$$L'_{LA} = \frac{H}{-\sin \Theta \cdot \sin \theta_{LA0} + \cos \Phi \cdot \cos \Theta \cdot \cos \theta_{LA0}} \quad (2.47)$$

② 取付け位置の補正

レーザ距離計の搭載位置を考慮し, 式(2.47)で得られた出力を補正する. センサ位置と出力の関係を図 2-15(c)に示す. LA 座標系の原点はレーザ距離計の位置 S となる. ここで, D が鉛直方向で X 軸との交点, E が鉛直下方の地上の点, 線分 SC がレーザ距離計出力 L_{LA} , 線分 SD の長さを ΔH とする. このとき直角三角形 SEC を利用して L_{LA} を求めることができるが, 図 2-15(b)における直角三角形 OAB との関係を考えれば, H を ΔH 分だけ修正する必要があることがわかる. レーザ距離計の機体軸座標系における位置 $\mathbf{r}_{LA}^{(B)}$ は,

$$\mathbf{r}_{LA}^{(B)} = \mathbf{r}_{LA}^{(A)} - \mathbf{r}_{CG}^{(A)} \quad (2.48)$$

図 2-15(c)において, $\mathbf{r}_{LA}^{(B)}$ は赤線で示してある. レーザ距離計位置を, 原点を重心位置とした滑走路座標系成分に変換すると,

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_{LA} &= R_{B \rightarrow R}(\Phi, \Theta, \Psi) \cdot \mathbf{r}_{LA}^{(B)} \\ &= R_{B \rightarrow R}(\Phi, \Theta, \Psi) \cdot \{\mathbf{r}_{LA}^{(A)} - \mathbf{r}_{CG}^{(A)}\} \end{aligned} \quad (2.49)$$

重心との高度差 ΔH は, \mathbf{r}_{LA} の Z 軸成分で表される. よって,

$$\Delta H = \mathbf{e}_Z^T \cdot \mathbf{r}_{LA} \quad (2.50)$$

図 2-15(c)において, SE の長さは $(H - \Delta H)$ で表される.

よって, 式(2.47)の H を $(H - \Delta H)$ で置き換えれば, レーザ距離計出力 L_{LA} を得ることができる.

$$\begin{aligned} L_{LA} &= \frac{H - \Delta H}{-\sin \Theta \cdot \sin \theta_{LA0} + \cos \Phi \cdot \cos \Theta \cdot \cos \theta_{LA0}} \\ &= \frac{H - \mathbf{e}_Z^T \cdot \mathbf{r}_{LA}}{-\sin \Theta \cdot \sin \theta_{LA0} + \cos \Phi \cdot \cos \Theta \cdot \cos \theta_{LA0}} \quad (2.51) \\ &= \frac{H - \mathbf{e}_Z^T \cdot [R_{B \rightarrow R}(\Phi, \Theta, \Psi) \cdot \{\mathbf{r}_{LA}^{(A)} - \mathbf{r}_{CG}^{(A)}\}]}{-\sin \Theta \cdot \sin \theta_{LA0} + \cos \Phi \cdot \cos \Theta \cdot \cos \theta_{LA0}} \end{aligned}$$

以上より, レーザ距離計出力を模擬できる.

2.2.5 大気モデル

ここでは, 温度・圧力・密度の大気モデルを示す⁴⁾.

海面上の温度 T_{air0} は, 標準大気からの変動分(不確定パラメタ) ΔT_{air} を加えて次式で表す. また, 以下で必要となる定数を, 表 2-5 に示す.

$$T_{air0} = T_{air-s0} + \Delta T_{air} \quad (2.52)$$

高度 H ($= -Z$) における温度は, 大気温度減率 a_0 を用いて,

$$T_{air} = T_{air0} + a_0 \cdot H \quad (2.53)$$

次に大気圧についても同様に, 海面上の気圧 P_{air0} は標準大気からの変動分を加え,

$$P_{air0} = P_{air-s0} + \Delta P_{air} \quad (2.54)$$

気体の状態方程式より, 海面上の密度は次式より得られる.

$$\rho_{air0} = P_{air0} / (R_0 \cdot T_{air0}) \quad (2.55)$$

高度 H における気圧と密度は次式から得られる.

$$P_{air} = P_{air0} \cdot \left(\frac{T_{air}}{T_{air0}} \right)^{\frac{g_0}{a_0 R_0}} \quad (2.56)$$

$$\rho_{air} = \rho_{air0} \cdot \left(\frac{T_{air}}{T_{air0}} \right)^{\left(\frac{g_0}{a_0 R_0} + 1 \right)} \quad (2.57)$$

以上, 式(2.53)(2.56)(2.57)より, 高度 H における大気温度, 大気圧, 大気密度が得られる.

表 2-5 環境条件に関する定数

	パラメタ	(単位)	定数値
1.	重力加速度： g_0	m/s ²	9.80665
2.	温度遞減率： a_0	K/m	-0.0065
3.	ガス定数： R_0	N・m/kg・K	287.053
4.	海面上の標準温度： T_{air-s0}	K	288.16
5.	海面上の標準大気圧： P_{air-s0}	N/m ²	1.01325×10^5
6.	海面上の標準大気密度： ρ_{air-s0}	Kg/m ³	1.225

2.3 誘導制御則の設計方法

実験機の分離から接地までの軌道は、実験機の質量と空力特性を考慮し、あらかじめ飛行可能な軌道を設定する。この軌道を基準軌道と呼び、誘導制御則の役割は実験機を基準軌道に追従させることである。この方法は、基本的には ALFLEX と同様である⁶⁾。基準軌道設計と誘導制御則について、以下に概説する。

2.3.1 基準軌道の設計²⁾

実験機の空力特性及び重量を考慮して、実験機の分離、平衡滑空、引き起しを経て接地に至るまでの飛行可能な軌道を設計する。リフティングボディ形状の機体は揚抗比が小さいため、平衡滑空させるためには経路角の傾斜を大きくせざるを得ない。類似する過去の着陸実験である ALFLEX も宇宙往還機を想定しており、揚抗比はかなり小さかった^{4,6,7)}。しかし、LIFLEX の最大揚抗比は ALFLEX よりもさらに小さい。ALFLEX と揚抗比を比較したものを、図 2-16 に示す。

平衡滑空の経路角が深くなると、それだけ大きな引き起しが必要となるため、誘導制御系の能力が要求される。平衡滑空から接地までの速度及び姿勢の変化は大きく、飛行状態が急激に変化する。また平衡滑空時の動圧制限、引き起し時の荷重倍数制限、接地時の沈下率制限などの制約を満足するような軌道を設定しなければならない。さらに風外乱やモデル化誤差などの不確定性に対するロバスト性も必要であるため、誘導制御系の設計には厳しい条件が課される。

図 2-17 に、基準軌道を示す。基準軌道は、基本的には地面固定の軌道である。しかし、ある程度の外乱やモデル化誤差の存在下においても飛行可能な軌道とするため、風条件や C_D 空力誤差の変動を考慮し、これらの外乱や誤差が単独で存在しても飛行可能となるような軌道として設計している。基準軌道の設計では、並進運動のみを考慮した 3 次元解析を用いており、姿勢運動の動特性(時間履歴)は考慮していない。設計した基準軌道に沿って飛行するためには、基準軌道に追従可能な空気を発生する姿勢変化が必要であるが、その姿勢変化が実験機の動特性として可能であるか否かは、この時点ではまだ不明である。このため、ある程度の姿勢運動の時間遅れを考慮して基準軌道は設計してある。具体的には、できるだけ急激な状態量変化を避け、滑らかな曲線となるようにしている。

2.3.2 誘導制御則の役割と構成

誘導制御則の機能は、分離された実験機が基準軌道に沿って飛行するように、空力舵面を操舵することである。誘導制御則は、並進運動を制御する外ループの誘導則²⁾と、回転運動を制御する内ループの制御則³⁾(姿勢制御則)とに分けられる。誘導則は、実験機の位置と速度を基準軌道に沿わせるための誘導指令を出力する。一方、制御則は誘導指令で与えられる飛行状態を実現するための、舵角指令を出力する。この関係を、図 2-18 に示す。

釣合い状態における微小擾乱を仮定した線形化モデルを利用し、一般の航空機モデルと同様に、鉛直面内の縦

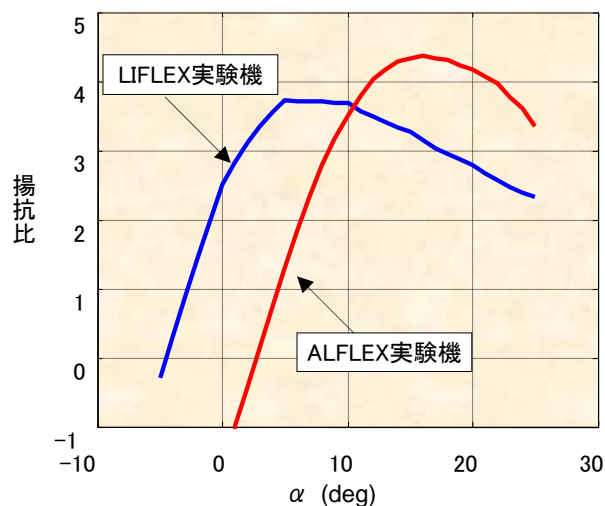


図 2-16 揚抗比の比較

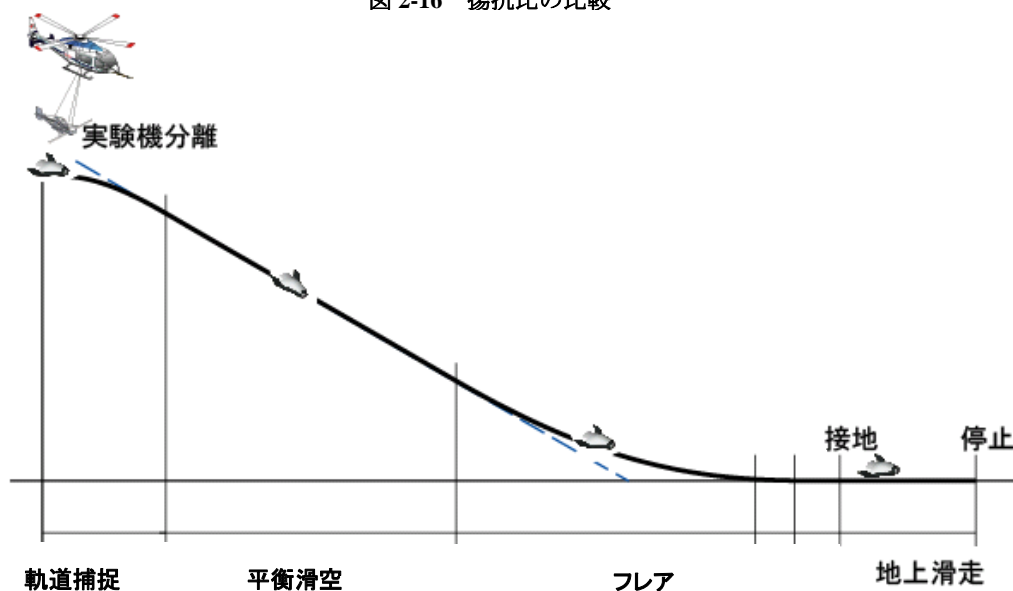


図 2-17 基準軌道と飛行フェーズ

運動と、ロールやヨー運動を含む横運動に分けて、誘導制御則を設計した。縦運動及び横運動それぞれについて、誘導則と制御則の関係を図 2-19 に示す。以下に、縦運動と横運動について、それぞれ述べる。その後、最終的な誘導制御則の出力であるアクチュエータ指令への変換について記す。

2.3.2.1 縦運動

縦の誘導制御の目的は、実験機の“高度 H ”と“速度 V_{EAS} ”を基準軌道に追従させることである。誘導則では、

基準軌道で与えられる高度を実現するような加速度を計算し、その加速度を発生するようにエレベータで制御する。速度については、基準軌道で与えられる速度を実現するように、スピードブレーキを操舵して制御する。

高度（位置）のコントロールでは、誘導則と制御則のインターフェースを「基準軌道に垂直方向の加速度 ΔA_{z_c} 」とした。インターフェースを加速度としたことは、ALFLEX と同様である。誘導則の出力である ΔA_{z_c} は、重力と釣合う分を差し引いた加速度であり、これは実験機の運動加速度である。よって、実験機に作用する荷重

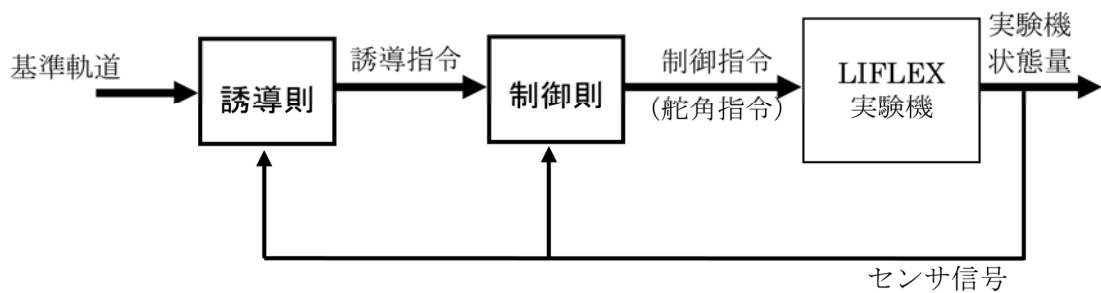


図 2-18 誘導則と制御則の関係

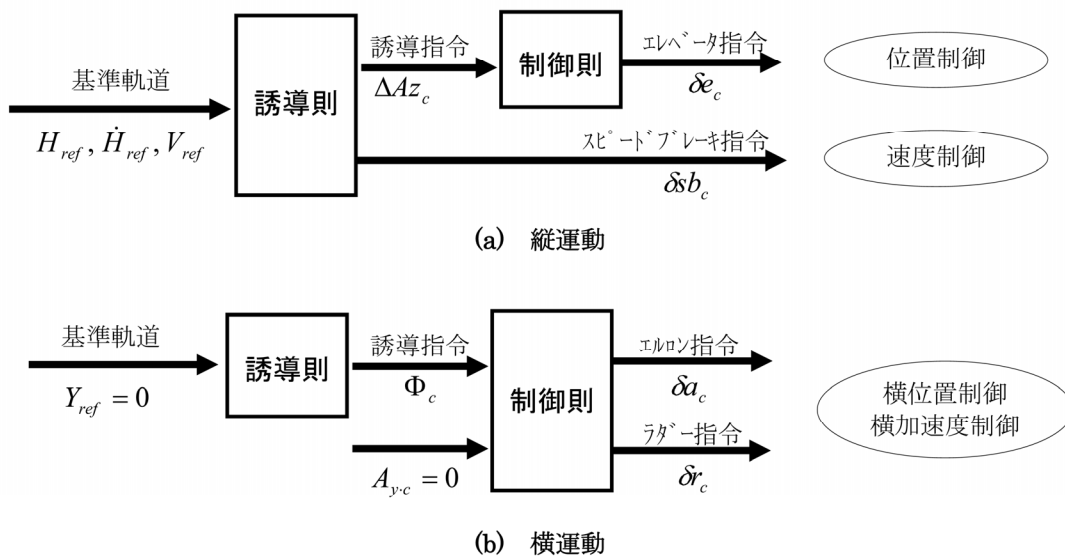


図 2-19 誘導則及び制御則の入出力量

を表す加速度とは異なる。誘導則が適切であれば、実験機の加速度が $\Delta A z_c$ となる時、実験機の位置は基準軌道に沿うものとなる。制御則は、 $\Delta A z_c$ の加速度を実現するようなエレベータ指令 δe_c を出力する。

一方の速度は、スピードブレーキ指令 δb_c により制御する。 δb_c は誘導則の出力であり、姿勢制御は伴わないが、この操舵によるピッチモーメントが発生する。このため、 δb_c によるモーメントを打ち消すためのエレベータ舵角を加算して、速度制御が姿勢制御に影響しないようにエレベータ指令を補正している。

2.3.2.2 横運動

横の誘導制御の目的は、実験機の Y 位置と β を共に 0 に保持することである。実験機は滑走路手前から分離さ

れるが、着陸するまで滑走路中心線上を飛行するように Y 位置を制御する。また $\beta = 0$ とすることにより、縦運動は迎角、横運動はバンク角を独立に調節することで、機体に働く空気力ベクトルの大きさと方向をそれぞれコントロールできる。 $\beta \neq 0$ の時には、迎角を変化させると空力係数 C_y, C_l, C_n も変化するため、横運動が励起されてしてしまう。つまり迎角が変化する度に横運動が励起され、横運動と縦運動が連成する。 $\beta = 0$ が実現できれば、迎角変化によって横運動が励起されることはなく制御が容易となる。

$Y = 0$ を実現するための誘導則と制御則のインターフェースは、ロール角指令 Φ_c とした。これも ALFLEX と同様である。インターフェースを対気速度ベクトル回りの回転であるバンク角とすれば、空気力ベクトルの大き

さを迎角，方向をバンク角でコントロールできるため，制御構造が単純で分かりやすい．ところがバンク角情報を得るためには，対気速度ベクトルを精度良く計測できなければならない．ADS の計測データからバンク角を算出することは可能であるが，計測精度が問題である．このためバンク角を制御系のフィードバック量とするのは適切ではないと判断し，ロール角をインターフェースとすることとした．ロール角指令を用いた場合，迎角が比較的小さい時は殆どバンク角と差がないが，迎角が大きくなるとロール角変化による迎角変化も大きくなるため，縦制御に影響を及ぼす可能性はある．

一方の $\beta = 0$ を実現するのは，回転運動をコントロールする制御則である．ここでも計測精度に問題がある ADS 出力の β を直接フィードバックするのは適切ではないと判断し，代わりに横加速度 A_y をフィードバックして $A_y = 0$ を実現することで，間接的に $\beta = 0$ の実現を目指した．ALFLEX では β を直接フィードバックする制御構造を採用していたが，準備段階で計測ノイズに起因する問題が多発した．またピトー管を前方に突き出して計測するが，宇宙往還機への適用を考えた場合には，構造的にも現実的ではない．よって本実験機システムでは，できる限り慣性センサ出力を利用した誘導制御則とする方針とした．また，横制御ではロール運動とヨー運動が連成しているため，誘導指令 Φ_c と $\beta = 0$ を実現するためのエルロン及びラダー指令は同時に設計した．

2.3.2.3 アクチュエータ指令への変換

図 2-19 に示すように， δe_c ， δb_c ， δa_c ， δr_c の各指令が，誘導制御則の直接的な出力である．ところが，図 2-5 に示すように本実験機の制御舵面は 4 枚のエレボンと 2 枚のラダーであり，最終的な制御指令はこれらの舵面に対応させる必要がある．この方法は一通りではないが，ここでは基準軌道及び誘導制御則の設計において，次のような対応関係を前提とした．

$$\Delta u_{e_{Lc}} = \delta e_c + \delta a_c - \delta b_c \quad (2.58a)$$

$$\Delta u_{e_{Rc}} = \delta e_c - \delta a_c - \delta b_c \quad (2.58b)$$

$$\Delta l_{e_{Lc}} = \delta e_c + \delta a_c + \delta b_c \quad (2.58c)$$

$$\Delta l_{e_{Rc}} = \delta e_c - \delta a_c + \delta b_c \quad (2.58d)$$

$$\Delta r_{Lc} = \delta r_c - 2 \cdot \delta b_c \quad (2.58e)$$

$$\Delta r_{Rc} = \delta r_c + 2 \cdot \delta b_c \quad (2.58f)$$

スピードブレーキ指令は式(2.58)に示すように，エレボン舵面は上下に開き，ラダー舵面は内側に閉じる方向を正としている．エレボン舵面は，スピードブレーキ指令で与えられる舵角をそのまま操舵の舵角としている．一方でラダー舵面は，スピードブレーキ指令で与えられる舵角の 2 倍の操舵を行い，最大舵角を $\delta b_c \leq 10(\text{deg})$ で制限している．

2.4 誘導則

誘導則の役割は，実験機の並進運動のコントロールである．本実験システムでは，機体の位置と速度を基準軌道に追従させることである．以下では縦と横の誘導則設計について，それぞれ述べる．

2.4.1 縦の誘導則

縦の誘導則の役割は，図 2-17 に示す基準軌道に追従できるような $\Delta A z_c$ と δb_c を出力することである．実験機の分離から接地までで飛行状態は大きく変化するが大まかに分けると，分離後から平衡滑空に移行するまでの「軌道捕捉」，等速直線運動する「平衡滑空」，引き起こして軟着陸するための「フレア」の各飛行フェーズである．

線形モデルで近似可能な飛行フェーズに分割したため，誘導則設計においてはさらに細かく分割して設計を進めた．誘導則設計において分割した飛行フェーズを，表 2-6 に示す．誘導則の設計では，これら 6 つの誘導フェーズに分割し，各フェーズの線形モデルを用いてフィードバック系を設計した．縦位置を誘導するための $\Delta A z_c$ ，及び速度制御のための δb_c の設計について，考え方の概要

表 2-6 誘導フェーズ

	誘導フェーズ	飛行状態	フラグ番号
1	軌道捕捉 1	実験機の分離後から、経路角が平衡滑空フェーズの値に達するまで頭下げして降下するフェーズ。γフィードバックを採用。	10
2	軌道捕捉 2	等価対気速度が平衡滑空フェーズの値に達するまで、増速するフェーズ。ここから、高度フィードバックに移行。	15
3	平衡滑空	等速直線運動を維持し、基準軌道からの偏差を修正するフェーズ。	20
4	プリフレア	機体を引き起して減速し、ある程度経路角が浅くなるまでのフェーズ。	30
5	緩滑空	プリフレア終了後に、一定経路角で直線飛行するフェーズ。	40
6	ファイナル・フレア	主として沈下率をコントロールし、ソフトランディングを実現するフェーズ。	50
-	(接地)	脚の一点が滑走路上に到達した時。	60

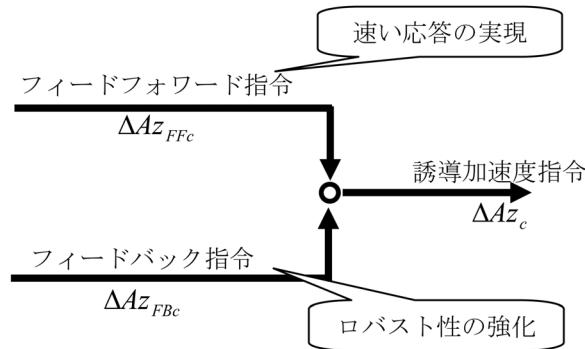


図 2-20 加速度コマンド $\Delta A z_c$ の構造

を以下に記す。

縦位置の誘導

基準軌道により、 X 位置に対する基準高度 H_{ref} が与えられる。この H_{ref} を実現するような指令値が、 $\Delta A z_c$ である。 $\Delta A z_c$ は図 2-20 に示すように、フィードフォワード指令 $\Delta A z_{FFc}$ とフィードバック指令 $\Delta A z_{FBc}$ で構成される。 $\Delta A z_{FFc}$ は外乱や誤差が存在しない場合に、基準軌道に追従するために必要となる加速度である。よって基準軌道が決定されれば、 $\Delta A z_{FFc}$ はそれに応じて直ちに算出される。 $\Delta A z_{FFc}$ は、特に曲線軌道に追従する際に必要となる「速い応答」を実現するために有効である。一方の $\Delta A z_{FBc}$ は、外乱や誤差の存在によって実験機が基準軌道から逸れた時に、基準軌道に戻す働きをする。つまり、

不確定要因に対するロバスト性を確保する役割をもつ。

$\Delta A z_{FBc}$ を生成するためのフィードバック・ゲインは、第 5 節に記す統計的最適化でチューニングしており、そのフィードバック構造は式 (5.4) の第 1 式である。

各誘導フェーズにおける、加速度指令の働きを表 2-7 に記す。各誘導フェーズにおいて、フィードバック及びフィードフォワードゲインを含む誘導パラメタを切替えている。また着陸直前の誘導則については、その構造も変更している。さらに、横位置の誘導や姿勢制御においても誘導制御パラメタを切替えており、これらの切替えを表 2-8 の一覧表にまとめる。各フェーズにおける詳細な誘導制御構造とそのパラメタについては、誘導則は文献 2)、制御則は文献 3) に記述されている。

表 2-7 加速度コマンド Az_c の働き

	誘導フェーズ	飛行状態
1	軌道捕捉 1	分離後は機体運動が不安定であるため、姿勢制御による安定化を優先し、誘導ゲインは弱めに設定。
2	軌道捕捉 2	ロバスト性を増すため、フィードバック・コマンドを強化。
3	平衡滑空	基本的には基準軌道とのずれを修正するフェーズ。フィードバックコマンドが主体。
4	プリフレア	曲線の基準軌道への追従のため、速い応答を実現するフィードフォワードコマンドが主体。フィードバックも併用するが、フィードフォワードコマンドが優勢。
5	緩滑空	直線飛行であるため、基本的にはフィードバックコマンド主体。
6	ファイナル・フレア	接地時の沈下率のみをフィードバックしてコマンドを生成。フィードフォワード部分は 0。

表 2-8 誘導制御パラメタの切替一覧

	誘導フェーズ	縦運動			横運動	
		縦誘導	速度制御	縦制御	横誘導	横制御
1	軌道捕捉 1	縦誘導 1	—	縦制御 1	横誘導 1	横制御 1
2	軌道捕捉 2	縦誘導 2	—			
3	平衡滑空	縦誘導 3	速度 1	縦制御 2	横誘導 2	横制御 2
4	プリフレア	縦誘導 4	速度 2			
5	緩滑空	縦誘導 5	速度 3	縦制御 3	横誘導 3	横制御 3
6	ファイナル・フレア	縦誘導 6				

速度制御

スピードブレーキの開閉により、速度を制御する。実験機の分離後、平衡滑空速度に到達するまではスピードブレーキを閉じた状態、つまり $\delta b_c = 0$ の状態で増速する。平衡滑空速度に到達すると誘導フェーズが「平衡滑空」に切り替わり、基準速度を維持するためのフィードフォワード及びフィードバック制御を開始する。制御ゲインは、「平衡滑空」「プリフレア」「緩滑空以降」の各飛行フェーズで切替えている。速度フィードバックゲインも第 5 節の統計的最適化でチューニングしており、その構造は式 (5.4) の第 2 式で表される。

速度制御では、スピードブレーキ指令が出力であり、エレボン舵面、ラダー舵面共に使用する。エレボン舵面によるスピードブレーキの定義は、式 (2.23) の δb_{elv} と同

じである。一方、ラダー舵面の定義は δb_{rd_aero} とは、その大きさも符号も異なる。速度制御で用いるラダー舵角 δb_{rd} は、次のように定義している。

$$\delta b_{rd} = -\Delta r_L + \Delta r_R \quad (= -2 \cdot \delta b_{rd_aero}) \quad (2.59)$$

スピードブレーキ指令に対応するラダー舵面の動きは、閉じる側が正であり、その舵角は δb_{rd_aero} の 2 倍である。

2.4.2 横の誘導則

横誘導の役割は、図 2-19 に示す基準軌道 Y_{ref} からの偏差を修正することである。実験機の分離以降、 Y_{ref} は一直線の経路であり、常に基準軌道からの偏差を修正して $Y_{ref} = 0$ を保持するフィードバック制御となる。横の誘導則では、 Y 位置の修正に必要なロール角指令 Φ_c を出力とする。横誘導のフィードバックゲインも、横運動の

特性を考慮し、誘導フェーズに応じて切替える。横運動に関する誘導パラメータは3分割しており、「軌道捕捉」「平衡滑空」「プリフレア以降」で切替えている。このフィードバックゲインも統計的最適化においてチューニングしており、その構造は式(5.5)で表される。

2.5 制御則

制御則の役割は、空力舵面を操舵して実験機の姿勢を制御し、誘導指令で与えられる飛行運動を実現することである。つまり、実験機の回転運動を発生させることによって空気力ベクトルの大きさと方向を変化させ、誘導指令を実現することである。

図2-19に示すように、縦運動に関する制御則は ΔA_z_c を入力とし、この加速度を実現するようなエレベータ指令 δe_c を出力する。一方横運動に関する制御則は、 Φ_c と $A_{y_c}(=0)$ を入力とし、この姿勢角と加速度を実現するようなエルロン指令 δa_c とラダー指令 δr_c を出力する。以下に、縦制御及び横制御について、それぞれ述べる。

2.5.1 縦の制御則

縦制御則の目的は誘導指令 ΔA_z_c の実現であるため、加速度フィードバックを基本とする。縦制御則の大まかな構造を、図2-21に示す。指令値 ΔA_z_c に対応させ、フィードバック量 ΔA_z は計測した加速度と姿勢角、及び基準経路角を用いて基準軌道の垂直方向に変換した“飛行運動の加速度”である。

加速度フィードバックは、比例及び積分動作で構成さ

れる。また指令値に直接ゲインを掛けて出力するフィードフォワード指令も採用している。これは、指令値 ΔA_z_c に対する速い応答の実現に有効である。また、ピッチレートもフィードバックしており、ピッチレート指令は制御則内部で ΔA_z_c を利用して生成している。制御パラメータについてまとめると、PIフィードバック量2、フィードフォワード量1、ピッチレート・フィードバック1の合計4個の制御パラメータの設計となる。制御則では「軌道捕捉」「平衡滑空」「プリフレア以降」の各飛行フェーズで、それぞれに対応する制御ゲインを用い、切替えている。また、機体の姿勢運動の特性は動圧によって大きく変化するため、動圧補償を施している。

さらに、速度制御のスピードブレーキ操舵によってピッチング・モーメントが変化するが、この影響を打ち消すようにエレベータ指令を補正している。これにより、速度制御による発生するモーメントをキャンセルし、独立に姿勢制御が可能となるようにした。なお縦制御系の構造を簡単に表現するため、図2-21では δe_c が直接実験機に入力されるような記述としているが、正確には式(2.58)に示す舵角指令の配分を経たものが実験機への入力である。なお、縦制御パラメータも統計的最適化においてチューニングしており、フィードバック構造の主要部は式(5.1)で表される。

2.5.2 横の制御則

横制御則の目的は、誘導指令 Φ_c と $A_{y_c}=0$ を同時に実現することである。これらの実現に関係する機体のロー

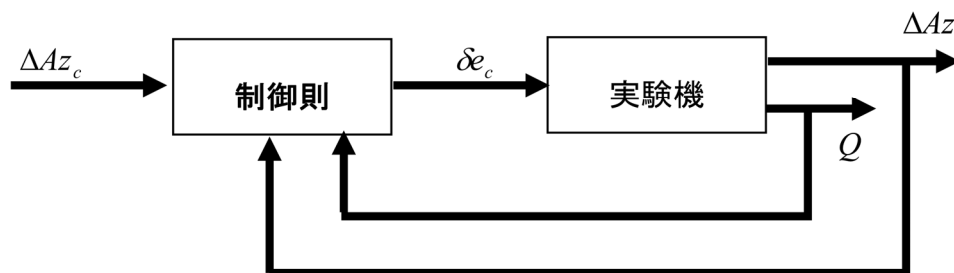


図 2-21 縦制御則の構造

ル運動とヨー運動は連成しているため、 $\delta\alpha_c$ と δr_c を同時に算出し出力する。すなわち、横制御系は2入力2出力系となる。

横制御の大まかな構造を、図 2-22 に示す。 Φ と A_y に加え、 P, R のレート出力もフィードバックしている。基本的にはフィードバック制御であるが、速い応答を実現するための Φ_c に対するフィードフォワード・ループも含む。また Φ 、 A_y の積分フィードバックも採用している。以上より横制御パラメタの数をまとめると、フィードバック量4、 Φ_c フィードフォワード1、積分フィードバック2の合計7個の制御ゲインとなる。これは $\delta\alpha_c$ と δr_c のそれぞれについてである。しかしこの中にはゲインを0としている項もあるため、設計する横制御パラメタは合計11個である。これらの制御パラメタは統計的最適化でチューニングしており、主要部の構造は式(5.6)で表される。

横制御則も飛行フェーズによって制御パラメタを切替えており、縦制御則と同様に「軌道捕捉」「平衡滑空」「ブリフレア以降」の各飛行フェーズで制御パラメタを設計している。その他、動圧補償を施していること、及び実際に機体に入力される指令は式(2.58)を経由していることも縦制御系と同様である。

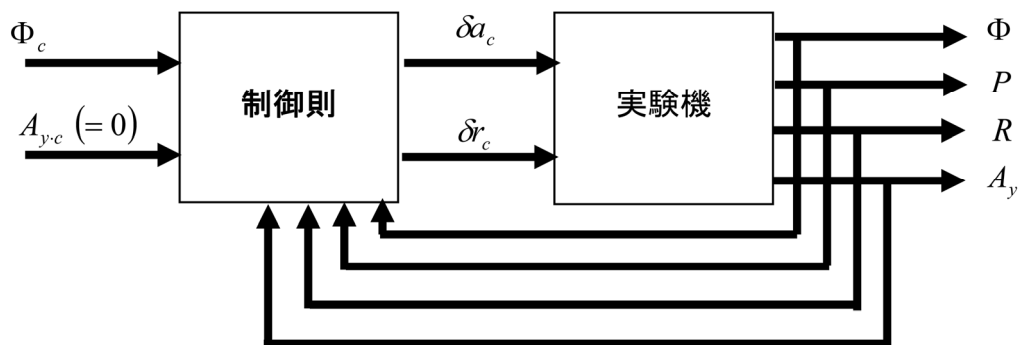


図 2-22 横制御則の構造

3 設計評価条件

システムの設計・評価の前提となる条件を示す。まず、システム評価を実施する際の、評価基準を示す。次に、様々な不確定パラメタを含めてシステム評価したが、その際に加えた不確定パラメタの種類、大きさ、挿入方法などについて記述する。

3.1 評価基準

本システムのミッションは、実験機の分離から滑空飛行を経て、滑走路に着陸させることである。この間に飛行条件の制約に加え、機体構造の制約も存在する。実験機が満足すべき条件として、飛行中及び接地時の飛行状態量で規定したが、これらを表 3-1 に示す。ノミナル状態の飛行に対して表 3-1 の条件を満たすことはもちろんであるが、様々な不確定性を含んだ状態でもこれらの条件を高い確率で満足することが求められる。

表 3-1 の飛行中の評価量で、 N_z と P_D の制限値は構造強度条件から設定されている。 α と β については、取得した空力モデルの有効範囲内という条件である。ここで飛行中の β は常に 0 となるように制御しており、 β が有効範囲の 10° を越えるような状態は明らかに異常な飛行状態といえる。次に接地状態量について、 X 及び Y は

滑走路に着陸するための条件を表し、 \dot{Z} は構造強度的にダメージのない着陸の条件である。また、 Θ の制限は着陸時に後部のエレボンが地面と接触しないための条件、 Φ の制限も左右端が地面と接触しない条件、 β_g は脚強度の制限を考慮して設定してある。

3.2 不確定パラメタ

ここでは不確定性を表すパラメタと、 3σ 相当値として設定した変動範囲を表 3-2 に示す。モンテカルロ評価では不確定パラメタの変動分布も必要であり、ここでは一様分布か正規分布を仮定した。これら変動分布も併せて、表 3-2 中に示す。

これらの不確定パラメタは、基本的には試験結果やハードウェアの仕様など、得られる情報を元に設定したものである。しかし、全ての不確定パラメタについて、その変動範囲と分布形を正確に見積もることは、現実には困難である。また空力誤差や慣性特性誤差のように実際には変動していないが、計測が困難であるために変動範囲を設定し、設計の余裕を確保する意味で設定する不確定パラメタも含む。したがって不確定パラメタの変動範囲及び分布形は、“システムにどの程度の余裕を見込むべきか”という観点で、設計の前提条件として設定したも

表 3-1 評価基準

	評価量	許容範囲	設定根拠
飛行中	N_z	$ N_z \leq 3$ [G]	構造強度上の制限
	P_D	$P_D \leq 2.83 \times 10^3$ [Pa]	同上
	α	$-10 \leq \alpha \leq 30$ [deg]	空力モデルの有効範囲
	β	$ \beta \leq 10$ [deg]	同上
接地時	X	$X \geq 0$ [m]	滑走路上である条件
	Y	$ Y \leq 15$ [m]	同上
	\dot{Z}	$\dot{Z} \leq 3$ [m/s]	構造強度の制限
	Θ	$0 \leq \Theta \leq 25$ [deg]	主脚での接地、及び尻スリ角の制限
	Φ	$ \Phi \leq 10$ [deg]	左右端高度の制限
	β_g	$ \beta_g \leq 8$ [deg]	脚強度の制限

のである。

不確定パラメタの種類は、慣性特性、空力特性、アクチュエータ、センサ出力、環境条件の5つの項目に分け、それぞれ表 3-2(a)～(e)に示した。これらの不確定パラメタは、1回の飛行シミュレーション試行において、初期値をランダムに設定し、飛行中は固定する。これに対してセンサのランダム誤差と連続突風は、1回の飛行シミュレーション試行の中で時系列的に不確定パラメタを変動させる。これらをランダム誤差としてまとめ、表 3-2(f)に示した。モンテカルロ評価においてランダム誤差を挿入するため、各飛行シミュレーション試行において、乱数発生関数の初期値（乱数の種）を渡すこととした。各試行で乱数の種を変更すれば、毎回異なる時系列の乱数を発生させることが可能である。

また空力誤差については、誤差の大きさが α 又は舵角に依存するとして設定したものがあり、それらは表 3-3に数表として 3σ 相当値を示した。ただし表 3-3では、 3σ 相当値の絶対値のみを示すものであり、最小値は-を付けた値、最大値は+の値である。これらをグラフに表したのが、図 3-1 であり、これはノミナルとの差分の絶対値を表している。表 3-2 に示す不確定パラメタの中で、挿入方法で工夫や注意を要する項目について以下に記す。

3.2.1 $C_{L\alpha}$ 、 $C_{m\alpha}$ 誤差

感度解析ではこれらの誤差は挿入せず、モンテカルロ評価では挿入方法を工夫して組み込んだ。以下ではその理由と、誤差挿入法について述べる。

感度解析で加えない理由

これらは空力係数の傾きに対する誤差である。以下 $C_{L\alpha}$ 誤差を例として述べるが、 $C_{m\alpha}$ 誤差についても同様である。発生させた誤差量を $C_{L\alpha_err}$ とし、これを挿入しようとするれば、迎角の基準点を α_0 とし、誤差による空力係数の変化分 $\Delta C_L[\alpha]$ は次式で表される。

$$\Delta C_L[\alpha] = C_{L\alpha_err} \cdot (\alpha - \alpha_0) \quad (3.1)$$

ほぼ平衡滑空時の値である $\alpha_0 = 5(\text{deg})$ としたときの、 3σ 相当値の $C_{L\alpha_err}$ を挿入した空力係数を図 3-2 に示す。ここで、図 3-1 に示されるように $C_{L\alpha_err}$ の 3σ 相当値は α に依存して異なるが、ここでは $\alpha = 5(\text{deg})$ 付近の値である $C_{L\alpha_err} = 0.0105$ を用いて図示した。図 3-2 から明らかのように、揚力係数の傾きだけ変化させることは不可能であり、揚力係数自体の値も α_0 から離れるにつれて大きく変化する。また、 α_0 の選び方によって誤差の影響はかなり異なる。

できるだけ傾きだけを変化させるためには、基準点 α_0 を釣合い状態の値に設定するのが適切である。しかし飛

表 3-2 (a) 不確定パラメタ： 慣性特性誤差

No.	変数名	記号	3 σ 相当値		(単位)	分布
			(-)	(+)		
[01]	質量	m	-3	2	(kg)	一様
[02]	慣性特性	I_X	-20	20	(%)	正規
[03]		I_Y	-20	20	(%)	〃
[04]		I_Z	-20	20	(%)	〃
[05]		I_{XZ}	-100	100	(%)	〃
[06]	重心位置	x_{CG}	-0.008	0.008	(m)	〃
[07]		y_{CG}	-0.0173	0.0173	(m)	〃
[08]		z_{CG}	-0.0148	0.0148	(m)	〃

表 3-2 (b) 不確定パラメタ： 空力モデル誤差

No.	変数名	記号	3σ相当値		(単位)	分布
			(-)	(+)		
[01]	空力係数	C_{L0}	表 3-3(a)		-	正規
[02]		C_{D0}	表 3-3(a)		-	〃
[03]		C_{m0}	表 3-3(a)		-	〃
[04]		C_{Y0}	-0.0022	0.0022	-	〃
[05]		C_{l0}	-0.0023	0.0023	-	〃
[06]		C_{n0}	-0.0013	0.0013	-	〃
[07]	静的空力微係数	$C_{L\alpha}$	表 3-3(b)		(1/deg)	〃
[08]		$\sigma_{0-CL\alpha}$	0	5	(1/deg)	一樣
[09]		$\alpha_{0-CL\alpha}$	0	10	(deg)	〃
[10]		$C_{m\alpha}$	表 3-3(b)		(1/deg)	正規
[11]		$\sigma_{0-Cm\alpha}$	0	5	(1/deg)	一樣
[12]		$\alpha_{0-Cm\alpha}$	0	10	(deg)	〃
[13]		$C_{Y\beta}$	表 3-3(c)		(1/deg)	正規
[14]		$C_{l\beta}$	表 3-3(c)		(1/deg)	〃
[15]		$C_{n\beta}$	表 3-3(c)		(1/deg)	〃
[16]	動的空力微係数	C_{m-q}	-100	100	(%)	一樣
[17]		C_{l-p}	-86.5	86.5	(%)	〃
[18]		C_{n-r}	-100	100	(%)	〃
[19]		C_{l-r}	-150	150	(%)	〃
[20]		C_{n-p}	-150	150	(%)	〃
[21]	舵効き	$C_L [\delta e]$	-24.5	24.5	(%)	正規
[22]		$C_m [\delta e]$	表 3-3(d)		-	〃
[23]		$C_{Y\delta\alpha}$	-0.00092	0.00092	(1/deg)	〃
[24]		$C_l [\delta\alpha]$	表 3-3(d)		-	〃
[25]		$C_n [\delta\alpha]$	-50	100	(%)	〃
[26]		$C_Y [\delta r]$	表 3-3(d)		-	〃
[27]		$C_l [\delta r]$	表 3-3(d)		-	〃
[28]		$C_n [\delta r]$	表 3-3(d)		-	〃
[29]		$C_L [\delta sb_{elv}]$	表 3-3(e)		-	〃
[30]		$C_D [\delta sb_{elv}]$	表 3-3(e)		-	〃
[31]		$C_m [\delta sb_{elv}]$	表 3-3(e)		-	〃
[32]		$C_L [\delta sb_{rd_aero}]$	表 3-3(e)		-	〃
[33]		$C_D [\delta sb_{rd_aero}]$	表 3-3(e)		-	〃
[34]		$C_m [\delta sb_{rd_aero}]$	表 3-3(e)		-	〃
[35]	地面効果	C_{GE}	-100	100	(%)	一樣

表 3-2 (c) 不確定パラメタ： アクチュエータ・モデル誤差

	[アクチュエータ特性]	3 σ 相当値		(単位)	分布	
		(-)	(+)			
[01]	エレボン (左上)	$T_{D\cdot ueL}$	-10	10	(msec)	一樣
[02]		$\varepsilon_{BL\cdot ueL}$ (片側)	-0.1	0.25	(deg)	〃
[03]		$K_{0\cdot ueL}$	-0.05	0	-	〃
[04]		$\omega_{0\cdot ueL}$	-12.57	37.70	(rad/s)	〃
[05]		$\zeta_{0\cdot ueL}$	-0.2	0.2	-	〃
[06]		$\Delta_{Q\cdot ueL}$	-0.05	0.05	(deg)	〃
[07]		$\delta_{B\cdot ueL}$	-0.35	0.35	(deg)	〃
[08]	エレボン (右上)	$T_{D\cdot ueR}$	-10	10	(msec)	〃
[09]		$\varepsilon_{BL\cdot ueR}$ (片側)	-0.1	0.25	(deg)	〃
[10]		$K_{0\cdot ueR}$	-0.05	0	-	〃
[11]		$\omega_{0\cdot ueR}$	-12.57	37.70	(rad/s)	〃
[12]		$\zeta_{0\cdot ueR}$	-0.2	0.2	-	〃
[13]		$\Delta_{Q\cdot ueR}$	-0.05	0.05	(deg)	〃
[14]		$\delta_{B\cdot ueR}$	-0.35	0.35	(deg)	〃
[15]	エレボン (左下)	$T_{D\cdot leL}$	-10	10	(msec)	〃
[16]		$\varepsilon_{BL\cdot leL}$ (片側)	-0.1	0.25	(deg)	〃
[17]		$K_{0\cdot leL}$	-0.05	0	-	〃
[18]		$\omega_{0\cdot leL}$	-12.57	37.70	(rad/s)	〃
[19]		$\zeta_{0\cdot leL}$	-0.2	0.2	-	〃
[20]		$\Delta_{Q\cdot leL}$	-0.05	0.05	(deg)	〃
[21]		$\delta_{B\cdot leL}$	-0.35	0.35	(deg)	〃
[22]	エレボン (右下)	$T_{D\cdot leR}$	-10	10	(msec)	〃
[23]		$\varepsilon_{BL\cdot leR}$ (片側)	-0.1	0.25	(deg)	〃
[24]		$K_{0\cdot leR}$	-0.05	0	-	〃
[25]		$\omega_{0\cdot leR}$	-12.57	37.70	(rad/s)	〃
[26]		$\zeta_{0\cdot leR}$	-0.2	0.2	-	〃
[27]		$\Delta_{Q\cdot leR}$	-0.05	0.05	(deg)	〃
[28]		$\delta_{B\cdot leR}$	-0.35	0.35	(deg)	〃
[29]	ラダー (左)	$T_{D\cdot rL}$	-2.5	2.5	(msec)	〃
[30]		$\varepsilon_{BL\cdot rL}$ (片側)	-0.5	0.25	(deg)	〃
[31]		$K_{0\cdot rL}$	-0.03	0.03	-	〃
[32]		$\omega_{0\cdot rL}$	-5	5	(rad/s)	〃
[33]		$\zeta_{0\cdot rL}$	-0.05	0.05	-	〃
[34]		$\Delta_{Q\cdot rL}$	-0.05	0.05	(deg)	〃
[35]		$\delta_{B\cdot rL}$	-0.0	0.0	(deg)	〃
[36]	ラダー (右)	$T_{D\cdot rR}$	-2.5	2.5	(msec)	〃
[37]		$\varepsilon_{BL\cdot rR}$ (片側)	-0.5	0.25	(deg)	〃
[38]		$K_{0\cdot rR}$	-0.03	0.03	-	〃
[39]		$\omega_{0\cdot rR}$	-5	5	(rad/s)	〃
[40]		$\zeta_{0\cdot rR}$	-0.05	0.05	-	〃
[41]		$\Delta_{Q\cdot rR}$	-0.05	0.05	(deg)	〃
[42]		$\delta_{B\cdot rR}$	-0.0	0.0	(deg)	〃

表 3-2 (d) 不確定パラメタ： センサ出力誤差

No.	変数名		3 σ 相当値		(単位)	分布
			(-)	(+)		
[慣性センサ]						
[1]	加速度	A_X バイアス	-0.015	0.015	(m/s ²)	正規
[2]		A_Y バイアス	-0.015	0.015	(m/s ²)	〃
[3]		A_Z バイアス	-0.015	0.015	(m/s ²)	〃
[4]		A_X スケールファクタ	-1.0	1.0	(%)	〃
[5]		A_Y スケールファクタ	-1.0	1.0	(%)	〃
[6]		A_Z スケールファクタ	-1.0	1.0	(%)	〃
[7]	角速度	P バイアス	-0.01	0.01	(deg/s)	〃
[8]		Q バイアス	-0.01	0.01	(deg/s)	〃
[9]		R バイアス	-0.01	0.01	(deg/s)	〃
[10]		P スケールファクタ	-1.0	1.0	(%)	〃
[11]		Q スケールファクタ	-1.0	1.0	(%)	〃
[12]		R スケールファクタ	-1.0	1.0	(%)	〃
[13]	姿勢角	Φ バイアス誤差	-0.015	0.015	(deg)	〃
[14]		Θ バイアス誤差	-0.015	0.015	(deg)	〃
[15]		Ψ バイアス誤差	-0.015	0.015	(deg)	〃
[16]	対地速度	v_n バイアス誤差	-1.0	1.0	(m/s)	〃
[17]		v_e バイアス誤差	-1.0	1.0	(m/s)	〃
[18]		v_d バイアス誤差	-1.0	1.0	(m/s)	〃
[19]	緯度	λ バイアス誤差	-5.9	5.9	(m)	〃
[20]	経度	η バイアス誤差	-5.9	5.9	(m)	〃
[21]	海拔高度	h_{alt} バイアス誤差	-11	11	(m)	〃
[22]	むだ時間		-5	5	(msec)	一様
[ADS]						
[23]	静圧	P_S バイアス	-60	60	(Pa)	正規
[24]	動圧	P_D バイアス	-34.07	34.07	(Pa)	〃
[レーザ距離計]						
[25]	地上までの距離	L_{LA}	-0.05	0.05	(m)	正規
[26]	むだ時間		-5	5	(msec)	一様

表 3-2 (e) 不確定パラメタ： 環境条件の変動

No.	変数名	3 σ 相当値		(単位)	分布	
		(-)	(+)			
[環境条件]						
[1]	海面上温度	-10	10	(°C)	一様	
[2]	海面上気圧	-2000	2000	(Pa)	〃	
[3]	重力加速度	-0.015	0.015	(m/s ²)	正規	
[4]	風モデル	定常風 強さ	0	1	(m/s)	一様
[5]		定常風 風向	0	360	(deg)	〃
[分離状態]						
[6]	位置	X	-100	100	(m)	一様
[7]		Y	-50	50	(m)	〃
[8]		Z	-50	50	(m)	〃
[9]	速度	V_{EAS}	-5	5	(m/s)	〃
[10]		χ	-5	5	(deg)	〃
[11]		γ	-5	5	(deg)	〃
[12]	姿勢角	Φ	-5	5	(deg)	正規
[13]		α	-5	5	(deg)	〃
[14]		β	-5	5	(deg)	〃
[15]	角速度	P	-10	10	(deg/s)	〃
[16]		Q	-10	10	(deg/s)	〃
[17]		R	-10	10	(deg/s)	〃

表 3-2 (f) 不確定パラメタ： ランダム誤差

No.	変数名	3 σ 相当値		(単位)	分布	
		(-)	(+)			
[慣性センサ]						
[01]	加速度	A_x	-0.015	0.015	(m/s ²)	正規
[02]		A_y	-0.015	0.015	(m/s ²)	〃
[03]		A_z	-0.015	0.015	(m/s ²)	〃
[04]	角速度	P	-0.4	0.4	(deg/s)	〃
[05]		Q	-0.4	0.4	(deg/s)	〃
[06]		R	-0.4	0.4	(deg/s)	〃
[07]	姿勢角	Φ	-0.01	0.01	(deg)	〃
[08]		Θ	-0.01	0.01	(deg)	〃
[09]		Ψ	-0.01	0.01	(deg)	〃
[10]	対地速度	v_n	-0.15	0.15	(m/s)	〃
[11]		v_e	-0.15	0.15	(m/s)	〃
[12]		v_d	-0.22	0.22	(m/s)	〃
[13]	緯度	λ	-0.4	0.4	(m)	〃
[14]	経度	η	-0.4	0.4	(m)	〃
[15]	海拔高度	h_{dt}	-0.4	0.4	(m)	〃
[ADS]						
[16]	静圧	P_s	-60	60	(Pa)	正規
[17]	動圧	P_d ($\alpha \leq 15^\circ$) ($\alpha > 15^\circ$)	-32.17 -56.55	32.17 56.55	(Pa)	〃
[レーザ距離計]						
[18]	地上までの距離	L_{LA}	-0.21	0.21	(m)	正規
[連続突風]						
[19]	連続突風	u_{GW}	式(3.15), 図 3-6		(m/s)	正規

表 3-3 (a) α 依存不確定パラメタの 3σ 相当値 : バイアス誤差

α (deg)	C_{L0}	C_{D0}	C_{m0}
-7.0	0.0289	0.0109	0.0060
-5.0	0.0277	0.0103	0.0055
-2.5	0.0321	0.0104	0.0069
0.0	0.0287	0.0103	0.0064
2.5	0.0280	0.0107	0.0061
5.0	0.0289	0.0107	0.0064
7.5	0.0288	0.0112	0.0065
10.0	0.0289	0.0117	0.0069
12.5	0.0290	0.0126	0.0061
15.0	0.0285	0.0121	0.0057
17.5	0.0319	0.0133	0.0049
20.0	0.0308	0.0139	0.0061
22.5	0.0346	0.0157	0.0057
25.0	0.0349	0.0170	0.0061
27.5	0.0431	0.0197	0.0065
30.0	0.0357	0.0198	0.0051

行状態によって釣合い状態の α 値は変化し, 平行滑空時には 5(deg)程度であるが, 着陸時には 15 (deg) 前後となる. 式(3.1)を用いれば, 着陸時の揚力係数の変動がバイアス誤差 C_{L0} の 3σ 相当値よりも大きくなってしまう. よって傾きの誤差として挿入する場合に, 現実的で適切な挿入方法とはいえない. 以上のことから, 式(3.1)を用いた空力誤差は, 感度解析には使用しないこととした. $C_{m\alpha}$ 誤差についても同様である.

モンテカルロ評価での挿入

ただしモンテカルロ評価においては, この静的微係数誤差の影響を組み込むため, 式(3.1)の代わりに, 次式による誤差量を考慮した.

$$\Delta C_L^{MC} [\alpha] = C_{L\alpha_err} \cdot (\alpha - \alpha_0) \cdot \exp\left\{-\frac{(\alpha - \alpha_0)^2}{(2\sigma_0^2)}\right\} \tag{3.2}$$

この式は, α_0 の近傍でのみノミナル値の C_L を変化させるものである. ここで誤差量 $C_{L\alpha_err} \cdot (\alpha - \alpha_0)$ は, α_0 付近を中心とした標準偏差 σ_0 の正規分布の形で加えられる. この式を用いれば C_L の変化量は格段に小さくなるが, α に対する傾きが変更されるのは, α_0 付近のみである. そこで, 多数回の試行というモンテカルロ評価の特徴を利用し, α_0 を各試行でランダムに変化させて評価した. σ_0 も同じくランダム変数とした. 具体的には,

α_0 と σ_0 の値を次の一様分布として, 各飛行シミュレーションの試行毎に変化させた.

$$\alpha_0 : U[0 \ 10]$$

$$\sigma_0 : U[0 \ 5]$$

式(3.2)において, $C_{L\alpha_err}$ は定数で与えられる誤差量であるので, 両辺を α で微分すると,

$$\frac{\partial \Delta C_L^{MC} [\alpha]}{\partial \alpha} = C_{L\alpha_err} \cdot \exp\left\{-\frac{(\alpha - \alpha_0)^2}{(2\sigma_0^2)}\right\} - C_{L\alpha_err} \cdot \left\{\frac{(\alpha - \alpha_0)^2}{\sigma_0^2}\right\} \cdot \exp\left\{-\frac{(\alpha - \alpha_0)^2}{(2\sigma_0^2)}\right\} \tag{3.3}$$

この式は, C_L 曲線の α に対する傾きを表す. 式(3.3)において, $\alpha = \alpha_0$ とすれば,

$$\frac{\partial \Delta C_L^{MC} [\alpha_0]}{\partial \alpha} = C_{L\alpha_err} \tag{3.4}$$

よって式(3.2)を用いれば, $\alpha = \alpha_0$ において C_L 曲線の傾きを $C_{L\alpha_err}$ だけ変化させることができる. また α 値が α_0 からある程度遠ざかると, 誤差分は消失していき, 誤差を含まない C_L 曲線と殆ど一致する.

ここで例として, $+3\sigma$ 相当値の $C_{L\alpha_err}$ を加えた場合の C_L 曲線の変化を図 3-3 に示す. この例では, $\alpha_0 = 5$ (deg), $\sigma_0 = 3$ (deg) としている. この例から明らかなように, $C_{L\alpha_err}$ により変化するのは α_0 の前後だけである. また式(3.1)を用いた図 3-2 と比べると, C_L 自体の変化量は

表 3-3(b) α 依存不確定パラメタの 3 σ 相当値：静的微係数誤差（その 1）

α (deg)	$C_{L\alpha}$ (1/deg)	$C_{m\alpha}$ (1/deg)
-6.00	0.0113	0.0015
-3.75	0.0104	0.0015
-1.25	0.0103	0.0014
1.25	0.0104	0.0014
3.75	0.0105	0.0014
6.25	0.0106	0.0014
8.75	0.0107	0.0014
11.25	0.0109	0.0014
13.75	0.0111	0.0014
16.25	0.0113	0.0015
18.75	0.0115	0.0015
21.25	0.0117	0.0015
23.75	0.0120	0.0016
26.25	0.0123	0.0016
28.75	0.0125	0.0017

表 3-3(c) α 依存不確定パラメタの 3 σ 相当値：静的微係数誤差（その 2）

α (deg)	$C_{Y\beta}$ (1/deg)	$C_{l\beta}$ (1/deg)	$C_{n\beta}$ (1/deg)
-4.5	0.0020	0.0014	0.0009
-2.5	0.0020	0.0014	0.0007
0.0	0.0021	0.0017	0.0009
2.5	0.0019	0.0014	0.0007
5.0	0.0021	0.0017	0.0008
7.5	0.0019	0.0014	0.0008
10.0	0.0025	0.0014	0.0010
12.5	0.0019	0.0015	0.0007
15.0	0.0021	0.0015	0.0007
17.5	0.0019	0.0015	0.0007
20.0	0.0019	0.0016	0.0008
22.5	0.0018	0.0015	0.0007

表 3-3(d) α 依存不確定パラメタの 3 σ 相当値：舵効き誤差（その 1）

舵角 (deg)	ΔC_m [δe]	ΔC_l [δa]	ΔC_Y [δr]	ΔC_n [δr]	ΔC_l [δr]
-30	0.0199	0.0081	0.0137	0.0123	0.0096
-20	0.0157	0.0022	0.0083	0.0072	0.0053
-10	0.0088	0.0019	0.0057	0.0034	0.0025
0	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
10	0.0111	0.0017	0.0052	0.0025	0.0023
20	0.0166	0.0023	0.0073	0.0064	0.0025
30	0.0130	0.0094	0.0147	0.0126	0.0057

表 3-3(e) α 依存不確定パラメタの 3 σ 相当値：舵効き誤差（その 2）

舵角 (deg)	ΔC_L [δb_{elv}]	ΔC_D [δb_{elv}]	ΔC_m [δb_{elv}]	ΔC_L [δb_{rd_aero}]	ΔC_D [δb_{rd_aero}]	ΔC_m [δb_{rd_aero}]
0	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
10	0.0030	0.0104	0.0019	0.0100	0.0031	0.0048
20	0.0102	0.0191	0.0046	0.0095	0.0051	0.0068
30	0.0412	0.0379	0.0162	0.0081	0.0141	0.0083

・ δb_{elv} は上下に開く方向が+

・ δb_{rd_aero} は内側に閉じる方向が+

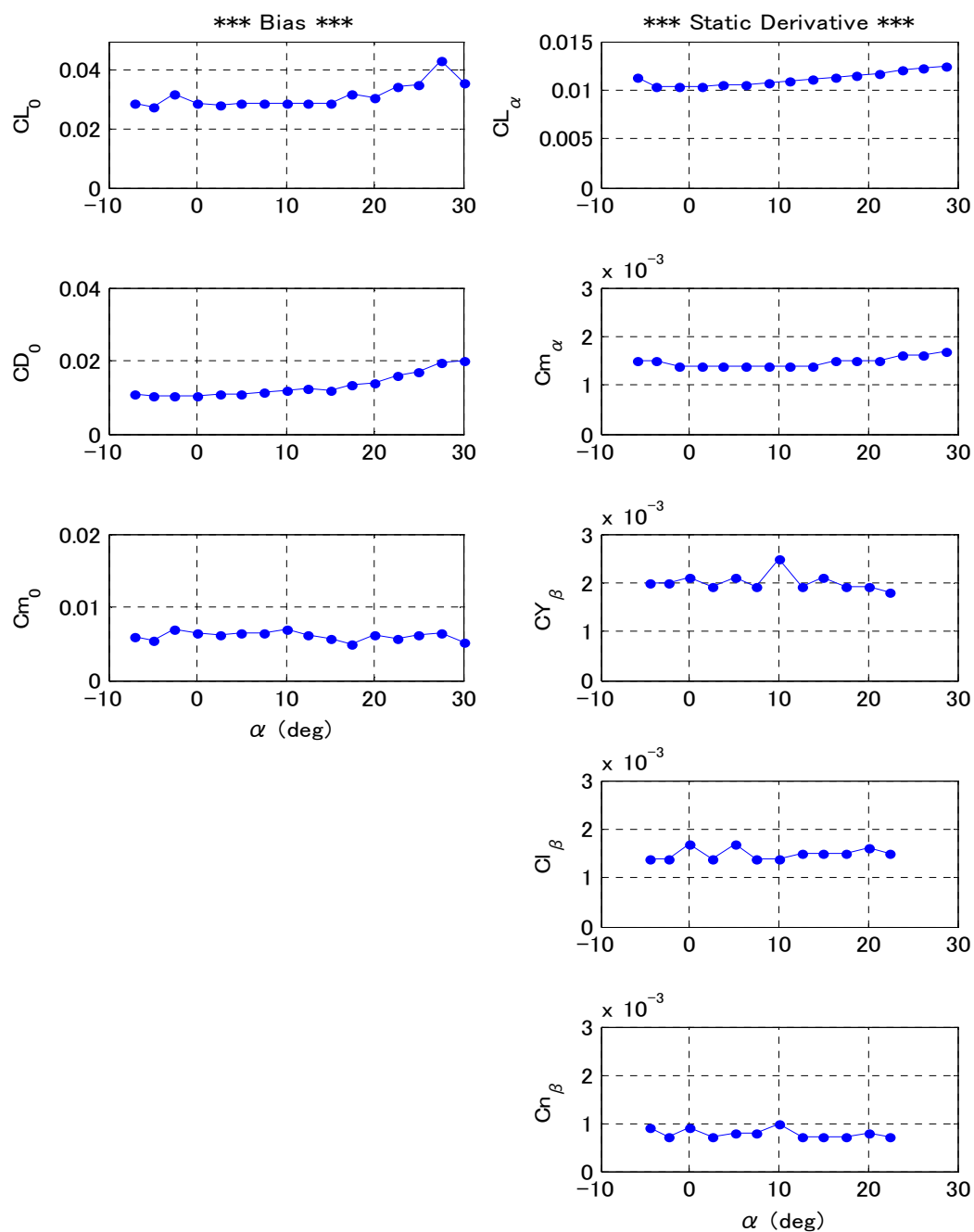


図 3-1 (a) α 依存の空力誤差 (バイアス誤差, 静的微係数誤差)

かなり小さく抑えられることがわかる。モンテカルロ評価においては、誤差の大きさ $C_{L\alpha_err}$ を飛行シミュレーション毎にランダムに設定する。図 3-1(a)又は表 3-3(b)に示す値が 3σ 相当値であり、 3σ 相当値に対する割合として $C_{L\alpha_err}$ の大きさをシミュレーション試行毎に設定した。 $C_{m\alpha}$ 誤差についても同様に、モンテカルロ評価におい

ては式(3.2)に相当する式を用いて挿入した。上記の α_0 , σ_0 は、 $C_{L\alpha}$ 誤差と $C_{m\alpha}$ 誤差で区別するために、表 3-2(b)の中ではそれぞれ $\alpha_{0CL\alpha}$, $\sigma_{0CL\alpha}$, 及び $\alpha_{0Cm\alpha}$, $\sigma_{0Cm\alpha}$ と表記している。ここで述べた方法は、HSFD⁸⁾の解析で用いられたものである。

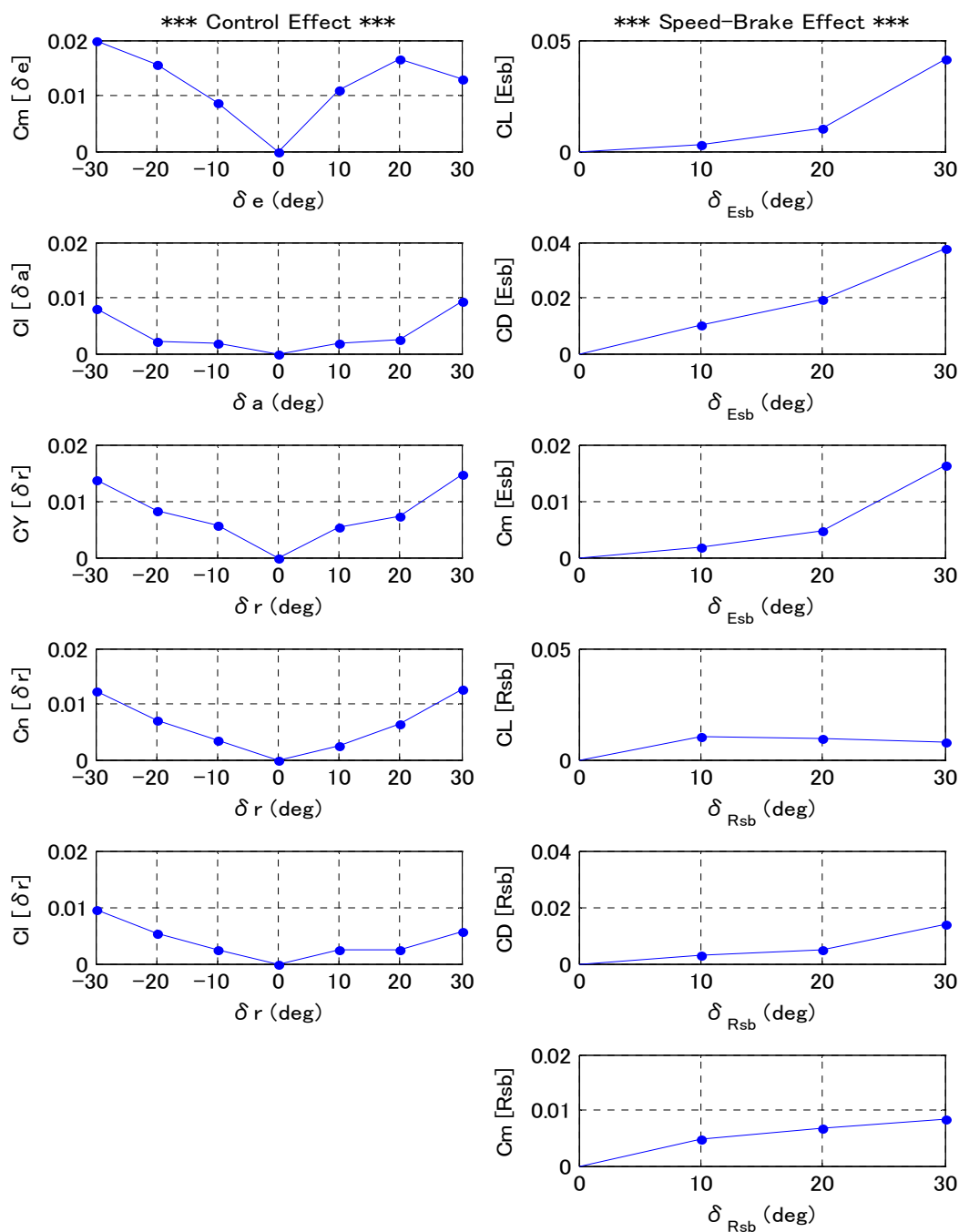


図 3-1 (b) 舵角依存の空力誤差 (舵効き誤差)

3.2.2 $C_{y,\beta}$, $C_{l,\beta}$, $C_{n,\beta}$ 誤差

これらの横運動に関する静的安定微係数については、基本的に式(3.1)と同様の式を用いて組み込み、感度解析、モンテカルロ評価共に使用した。それが妥当な理由は、

傾きを変更するための β の基準値を、0(deg)とすることができるからである。飛行中の β は0(deg)となるように制御しているため、 β は常に0(deg)の近傍にある。 $C_{y,\beta}$ を例とすれば、具体的には次式により C_y 曲線を変更する。

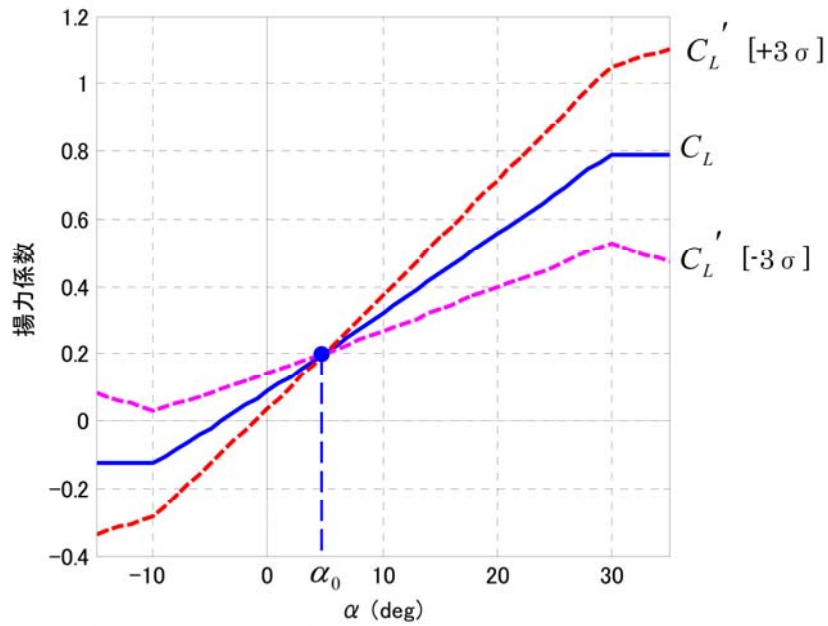


図 3-2 $C_{L\alpha}$ 誤差による C_L の変化 (基準点: $\alpha = 5^\circ$)

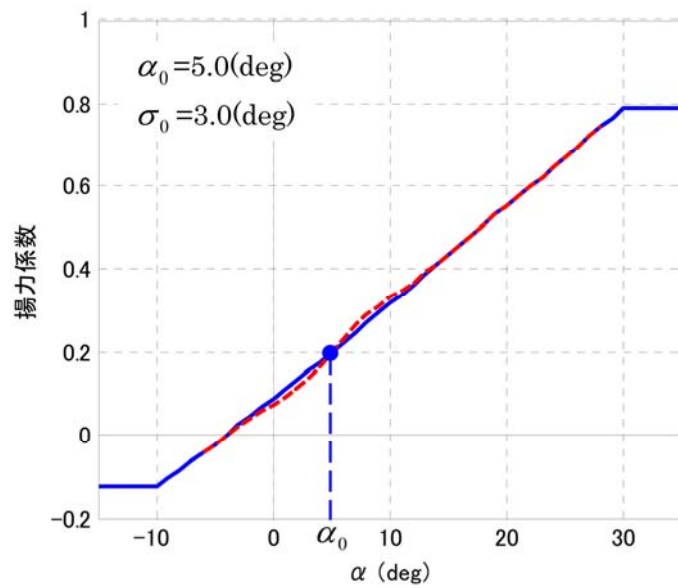


図 3-3 $C_{L\alpha}$ 誤差による C_L の変化 (モンテカルロ評価で適用)

$$\Delta C_Y[\beta] = C_{Y\beta_err} \cdot \beta \quad (3.5)$$

ここで、 $C_{Y\beta_err}$ は表 3-3(c) に示される誤差量、 $\Delta C_Y[\beta]$ は空力係数 C_Y の変化量である。 $C_{l\beta_err}$ 及び $C_{n\beta_err}$ も、式(3.5)と同様の方法で誤差を挿入した。

3.2.3 動的空力微係数の誤差

動的空力微係数は、単位が全て%表示である。動的微係数のノミナル値は定数で与えており、このノミナル値に対する割合を示すものである。ここで $C_{m\dot{q}}$ 誤差を例とすれば、ノミナル値が $C_{m\dot{q}_nom}$ 、誤差量が $C_{m\dot{q}_err}$ (%) であるとすると、このときモーメント係数に加える誤差量

ΔC_m は次式より算出される。

$$\Delta C_m = \frac{C_{m-q_err}}{100} \cdot C_{m-q_nom} \cdot \bar{Q} \quad (3.6)$$

その他の動的空力微係数誤差についても、同様である。

3.2.4 舵効き誤差

舵効き誤差の 3σ 相当値は、表 3-2(b) に示すとおりである。またこの中で、舵角に依存して 3σ 相当値が変化するものは表 3-3(d)(e)、及びそれを図示した図 3-1(b) に示す。これらの誤差は挿入方法が項目によって異なるため、3 種類に分けてそれぞれの挿入方法を以下に記す。

① $C_{Y,\dot{\alpha}}$ 誤差

空力係数の舵角に対する傾きの変化で誤差を表しているのは、舵効き誤差の中では $C_{Y,\dot{\alpha}}$ 誤差だけである。表中に示される誤差を $C_{Y,\dot{\alpha}_err}$ とすれば、この誤差による C_Y の変化分 $\Delta C_Y[\dot{\alpha}]$ は次式で表される。

$$\Delta C_Y[\dot{\alpha}] = C_{Y,\dot{\alpha}_err} \cdot \dot{\alpha} \quad (3.7)$$

誤差量 $C_{Y,\dot{\alpha}_err}$ は 3σ 相当値が定数として与えられている。この舵効き誤差による C_Y の誤差量は、式(3.7)より、エルロン舵角の大きさに比例する。

② $C_L[\delta e]$ 誤差, $C_n[\dot{\alpha}]$ 誤差

これらはそれぞれ、「エレベータ操舵により発生する C_L 誤差」、及び「エルロン操舵により発生する C_n 誤差」であり、表 3-2(b) において % 表示で示される。これは、「舵効き分に対する割合が誤差量」という意味である。

この誤差量を、 C_L を例として示す。 C_L はいくつかの変数の関数であるが、ここでは δe について着目し、その他の変数は変化しないとする。このとき C_L を δe の関数として $C_L(\delta e)$ 、また % 表示される誤差量を $C_{L,\delta e_err}$ とすれば、この誤差による揚力係数の変化分 $\Delta C_L[\delta e]$ は次式で表される。次式の右辺 { } 内は、エレベータの舵効き分である。

$$\Delta C_L[\delta e] = \frac{C_{L,\delta e_err}}{100} \cdot \{C_L(\delta e) - C_L(0)\} \quad (3.8)$$

③ その他の誤差

3σ 相当値を表 3-3(d)(e) に数表として示しており、図 3-1(b) はこれらをグラフとして示したものである。これらの舵効き誤差は、舵角に対する傾きではなく、直接空力係数の変化量として示してある。このとき、誤差を挿入することによって、場合によっては空力係数の符号が反転する可能性もある。しかし、その場合には空力係数の値を 0 とすることにし、符号を反転させるほどの誤差量は挿入しないこととした。また、表 3-3(e) における δb_{rd_aero} については、内側に閉じる方向を + として記述しており、式 (2.23) で定義した値と開閉の方向が逆である。

3.2.5 緯度・経度の誤差

表 3-2(d) では、緯度・経度のバイアス誤差及びランダム誤差が、角度ではなく距離で示されている。よって慣性センサ出力の誤差とするため、これらの距離で表された誤差を、緯度・経度の角度に変換して挿入する。以下バイアス誤差について記述するが、ランダム誤差も同様にして変換する。

① 緯度

距離を地球半径で割ることにより、距離に変換する。距離で表されたバイアス誤差は、次式により緯度に変換できる。 R_{E0} の値は表 2-4 に示す。

$$\lambda_{BIAS} = l_{\lambda_BIAS} / R_{E0} \quad (\text{rad}) \quad (3.9)$$

② 経度

経度に相当する距離は緯度によって異なるため、実験場の緯度を考慮して距離に変換する。次式の λ_0 も、表 2-4 に示される。

$$\eta_{BIAS} = l_{\eta_BIAS} / \{R_{E0} \cdot \cos(\lambda_0)\} \quad (3.10)$$

3.2.6 風条件

風条件として、定常風と連続突風を考慮した。基本的には ALFLEX の設計解析で用いたものと同様に、MIL-F-9490D で与えられるモデルを相似変換したものである⁴⁾。定常風、連続突風それぞれのモデルについて以

下に記す。なお、以下で必要となる定数を表 3-4 に示す。

定常風

滑走路座標系において $-X$ 軸方向の向風、 Y 軸方向の横風、 X 軸方向の追風について、高度 6.1m(20ft)の最大風速をそれぞれ U_{H0} 、 U_{C0} 、 U_{T0} とする。風向 ψ を図 3-4 に示すように、 $-X$ 軸方向の風（向風）が X 軸となす角として定義する。このとき高度 6.1m (20 ft)における風向 ψ の最大風速を、次式で表す。

$$U_{20\max} = U_{C0} + \frac{1}{2}(U_{H0} - U_{T0}) \cdot \cos\psi + \frac{1}{2}(U_{H0} + U_{T0} - 2 \cdot U_{C0}) \cdot \cos^2\psi \quad (3.11)$$

これを図示したものが、図 3-5(a)である。追風に比べて向風の風速が、かなり大きいモデルであることがわかる。次に、最大風速の高度分布は $U_{20\max}$ を用いて、次式で表される。

$$u_{SW\max} = \sqrt{L_{LFX}} \cdot U_{20\max} \cdot \{0.46 \cdot \log_{10}(H/L_{LFX}) + 0.64\} \quad (3.12)$$

L_{LFX} は、実験機のスケール長である。向風($\psi=0^\circ$)、横風($\psi=90^\circ$)、追風($\psi=180^\circ$)について、最大風速の高度分布を図 3-5(b)に示す。また、定常風の風速は次式のパラメタ R_{SW} により調節する。

$$u_{SW} = R_{SW} \cdot u_{SW\max} \quad (0 \leq R_{SW} \leq 1) \quad (3.13)$$

環境条件の変動を表す不確定パラメタの表 3-2(e)において、「定常風 強さ」は R_{SW} を変化させることで実現する。また同表中の「定常風 風向」は、 ψ を変化させるものである。

連続突風

連続突風のパワ・スペクトルは、滑走路座標の各軸に対して次式で与えられる^{4,9)}。

$$\phi(\Omega) = \sigma_{GW-i}^2 \cdot \frac{2 \cdot L_{GW-i}}{\pi} \cdot \frac{1}{(1 + \Omega^2 \cdot L_{GW-i}^2)} \quad (3.14)$$

$$(i = X, Y, Z)$$

ここで、

$$\Omega = \omega/V_{TAS} : \text{空間周波数(rad/m)}$$

表 3-4 風モデルに関する定数

	パラメタ	(単位)	定数値
1.	高度 6.1m の最大向風 : U_{H0}	m/s	12.86
2.	高度 6.1m の最大追風 : U_{T0}	m/s	5.144
3.	高度 6.1m の最大横風 : U_{C0}	m/s	7.716
4.	実験機のスケール長 : L_{LFX}	-	0.2

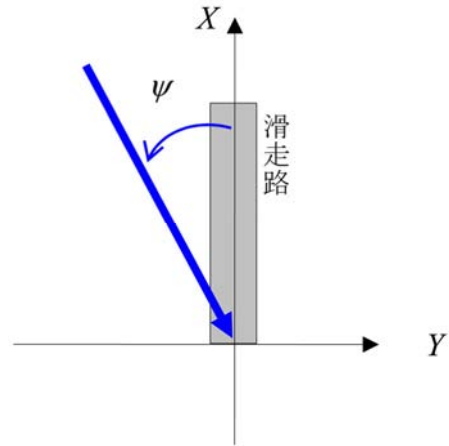


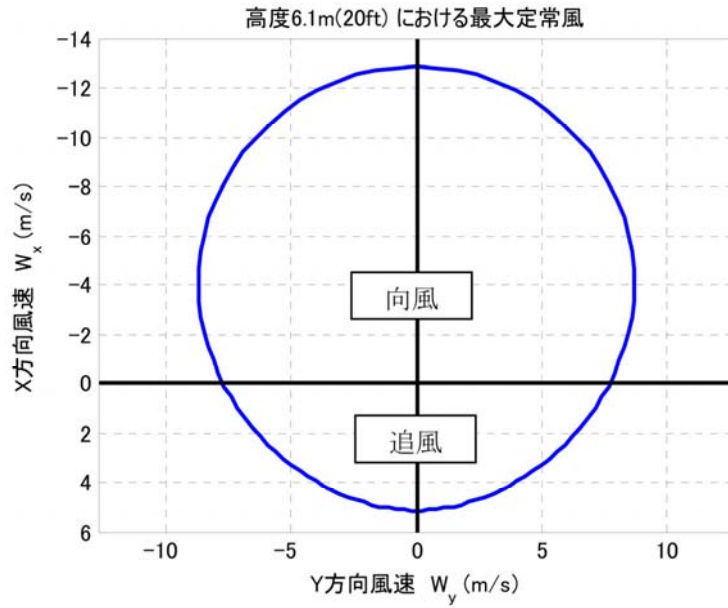
図 3-4 風向 ψ の定義

式(3.14)において σ_{GW-i} は各軸の連続突風の強さ (RMS 値) であり、 L_{GW-i} は各軸のスケール長である。これらは高度の関数として、図 3-6 のように与えられる。

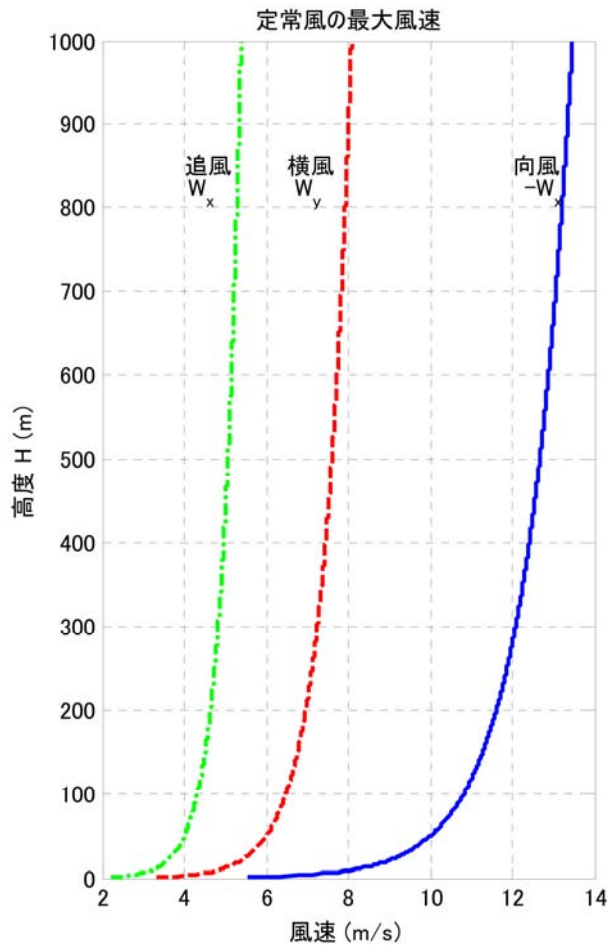
次に、連続系の伝達関数を求める。式(3.14)において、空間周波数 Ω を時間に関する周波数 ω で表すと、 $\phi(\omega) = \phi(\Omega)/V_{TAS}$

$$= \left\{ \sigma_{GW-i} \sqrt{\frac{2 \cdot L_{GW-i}}{\pi \cdot V_{TAS}}} \cdot \frac{1}{\left(1 + j \cdot \omega \cdot \left(\frac{L_{GW-i}}{V_{TAS}}\right)\right)} \right\} \cdot \left\{ \sigma_{GW-i} \sqrt{\frac{2 \cdot L_{GW-i}}{\pi \cdot V_{TAS}}} \cdot \frac{1}{\left(1 - j \cdot \omega \cdot \left(\frac{L_{GW-i}}{V_{TAS}}\right)\right)} \right\} \quad (3.15)$$

よって伝達関数 $G(s)$ は、



(a) 高度 6.1m における最大定常風モデル



(b) 最大定常風の高度方向分布

図 3-5 最大定常風モデル

$$G(s) = \sigma_{GW-i} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot L_{GW-i}}{\pi \cdot V_{TAS}}} \cdot \frac{1}{1 + \left(\frac{L_{GW-i}}{V_{TAS}}\right) \cdot s} \quad (3.16)$$

平均 0, 分散 1 の白色雑音を, 式(3.16)の一次フィルタに通したものを, 連続突風の風速 u_{GW} とした. モンテカルロ評価においては, 連続突風は表 3-2(f)に示す他のランダム誤差と同じ扱いとし, 常に加えることとした.

連続突風強さ

H	$\sigma_{GW \cdot x}$	$\sigma_{GW \cdot y}$	$\sigma_{GW \cdot z}$
0.00	1.15	1.15	0.58
30.5	1.15	1.15	0.58
122	1.15	1.15	1.15
500	1.15	1.15	1.15

(単位: m/s)

スケール長

H	L_x	L_y	L_z
0.00	61.0	36.6	0.910
1.83	61.0	36.6	0.910
61.0	61.0	36.6	32.0
122	107	64.0	64.0
500	107	64.0	64.0

(単位: m)

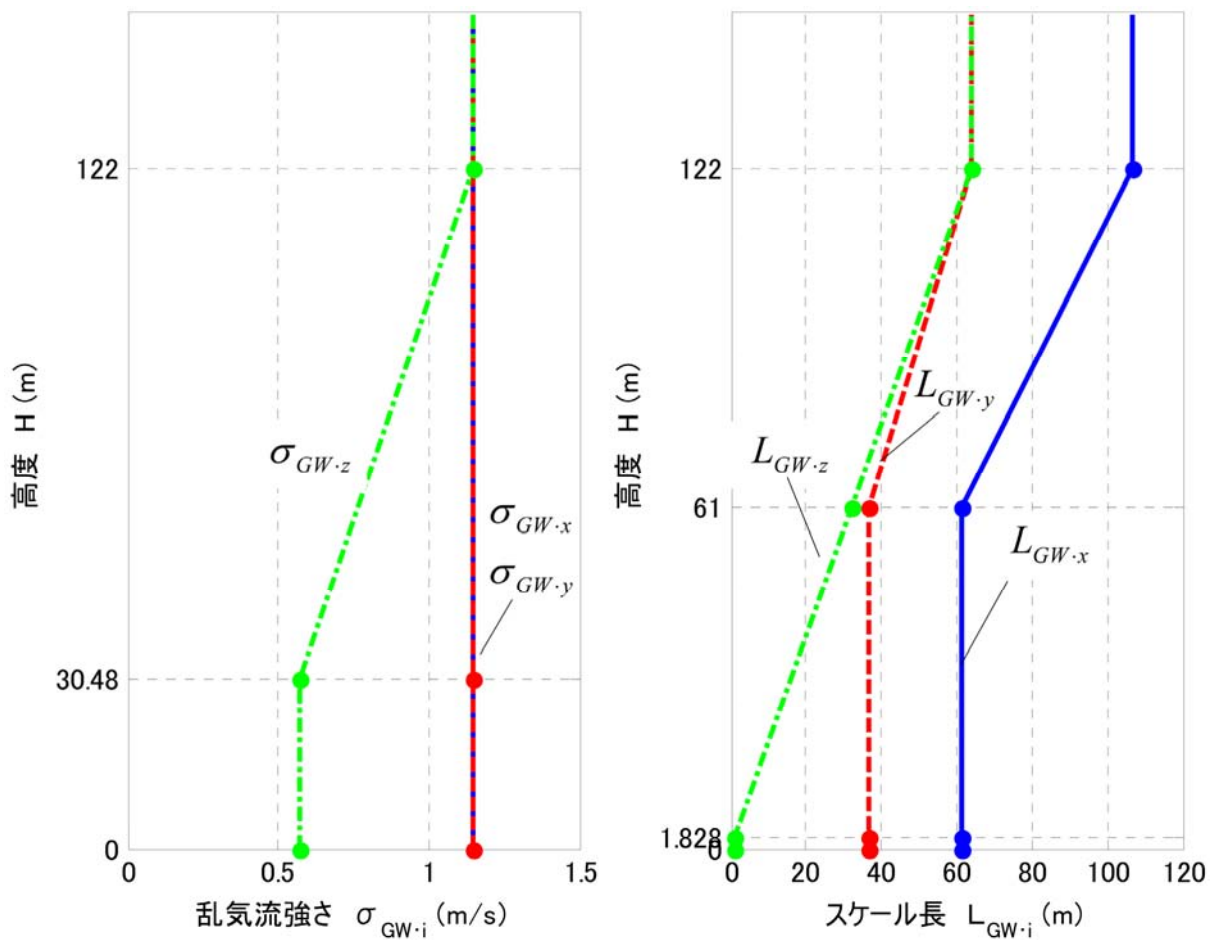


図 3-6 連続突風モデルのパラメタ

4 システム評価

LIFLEX 実験システムのミッション達成の可能性を確認するため、非線形モデルによる飛行シミュレーション評価を実施した。最初に、ノミナル・ケースと風外乱等を含むいくつかのケースを「基本ケース」として設定し、それらのケースに対してシステムの妥当性を確認した。設計の前提とした基本的な実験機モデルに対してはミッション達成可能であり、また誘導制御系の動作も問題ないことを確認した。

その後、表 3-2 に示した様々な不確定パラメタに対する、システムのロバスト性を確認した。これらの不確定パラメタは現実に想定されるものではあるが、あらゆる不確定パラメタに対するロバスト性を飛行実証で確認することは、現実問題として不可能である。よって、不確定要因に対するロバスト性の評価においては、飛行シミュレーション解析による確認が非常に重要となる。ロバスト性の確認手段として、次の 2 つの方法を用いた。

- ・ 不確定パラメタを 1 つずつノミナルモデルに加え、飛行シミュレーションを実行する感度解析。
- ・ 全ての不確定パラメタを同時に、かつ、その大きさもランダムに加えるモンテカルロ評価^{10,11)}。

以下では、基本性能の確認、感度解析、モンテカルロ評価について、順にその方法と結果を記す。

4.1 基本性能の確認

最初に設計の基本的な性能を確認するために、いくつかの「基本ケース」を設定し、時歴データを確認して飛行運動の性能と特徴を確認した。以下では、「基本ケース」の設定について述べた後に、それらのケースの評価結果について記す。

4.1.1 基本ケースの設定

誘導制御系の基本的な性能確認のため、ノミナルケースと不確定パラメタを含むいくつかのケースに対し、時歴データを確認しながら評価した。この評価のための「基本ケース」は、以下の考え方で設定した。

まず不確定パラメタを含まないノミナルケースについて、評価を行う。しかしノミナルケースでは、実験機は分離後から滑走路中心線を延長した $Y=0\text{m}$ の直線に沿って進むだけであるため、横運動が殆ど励起されない。よって横運動に関する性能を評価するために、分離位置 $Y=50\text{m}$ としたオフセット分離のケースを加えた。さらに、比較的その影響が大きいと想定され、誘導制御系の設計段階から考慮している風の影響も確認することとした。風の方向として、「向風」、「追風」、「横風」の 3 方向の風は、飛行運動に異なる影響を及ぼすため、これらの 3 ケースを含める。加える風の性質については、次のことを考慮した。

- ・ 連続突風は発生させる乱数によって時系列が異なり、評価結果が一般的に連続突風の影響といえるのか、或いは個別の時系列の影響なのか区別しにくい。
- ・ 定常風のみであれば、風向に対して飛行運動がどのような影響を受けるのか、その関係が分かりやすい。

以上より基本性能の評価において、時系列的にランダムな誤差である連続突風は考慮せず、定常風を対象とした。定常風の風速は、図 3-5 に示す最大風速を用いた。基本ケースをまとめると、「ノミナル」「Y 位置オフセット分離」「向風」「追風」「横風」の 5 ケースを対象として、性能を確認した。

4.1.2 基本ケースの評価結果

選定した 5 ケースのシミュレーション評価結果を示し、飛行運動の特徴について考察する。評価基準は表 3-1 に示すとおりであり、この基準を満たすことを確認すると共に、時歴データも含めて各ケースを比較することにより、飛行運動の特徴を確認する。

基本ケースの飛行中及び接地時における状態量を、表 4-1 に示す。これらの状態量は、評価基準の表 3-1 に対応するものである。評価量の中で、飛行中の最大値又は最小値を示すものは「飛行中」と明示し、それ以外は接地時の状態量を示す。また、縦運動に関する評価量を上 8 段に、横運動に関する評価量を下 5 段にまとめた。

表 4-1 基本ケースの評価結果

評価量		縦運動			横運動	
		ノミナル	向風	追風	Y 位置 オフセット分離	横風
縦 運 動	飛行中, $ N_z _{\max}$ (G)	1.69	1.67	1.76	1.68	1.68
	飛行中, $P_{D-\max}$ (Pa)	2.32×10^3	2.34×10^3	2.28×10^3	2.32×10^3	2.33×10^3
	飛行中, $\alpha_{\min}, \alpha_{\max}$ (deg)	1.0, 15.0	3.0, 17.3	-2.2, 14.7	1.0, 14.8	1.4, 14.8
	\dot{Z} (m/s)	0.86	0.70	0.97	0.88	0.87
	X (m)	398	345	420	399	396
	V_g (m/s)	36.3	32.7	37.8	36.3	36.2
	Θ (deg)	12.4	13.1	13.0	12.4	12.4
	α (deg)	13.7	14.2	14.6	13.8	13.8
横 運 動	飛行中, $ \beta _{\max}$ (deg)	-0.1	0.1	-0.1	-0.2	-0.3
	Y (m)	0.0	0.0	0.0	0.1	1.3
	Φ (deg)	0.0	-0.1	-0.0	0.1	-2.5
	β_g (deg)	0.0	-0.0	0.0	-0.0	4.5
	A_y (G)	0.0	0.0	-0.0	0.0	-0.3

基本 5 ケースの中で、縦運動に着目すべき「ノミナル」「向風」「追風」の 3 ケースを左 3 列に示す。これらのケースでは、横運動は殆ど励起されない。よって着目すべきは縦運動に関する評価量のみであり、表中に水色で示した。一方、「Y 位置オフセット分離」「横風」の 2 ケースは右 2 列に示すが、これらは主として横運動が励起されるケースであり、縦運動の特性はノミナルケースとほぼ同じである。よってこれら 2 ケースで着目すべき評価量は横運動に関するものであり、こちらも表中に水色で示した。

これら基本 5 ケースに対応する時歴データを図 4-1 に示す。縦運動に関する「ノミナル」「向風」「追風」の 3 ケースの時歴データを(a)~(c)図に示す。時歴データは、縦運動に関する状態量のみとした。一方、「Y 位置オフセット分離」「横風」のケースは、図 4-1(d)(e)に示す。こちらは横運動に関する状態量のみを示した。図中の赤線は基準軌道又は誘導制御指令を表し、青線で示す飛行運動が指令値と一致していれば、誘導制御系の意図通りの

制御ができていていることを示す。また各図の右上にある誘導フェーズの時歴は、表 2-6 に示すフラグ番号を示す。表 4-1 に示す基本ケースの結果は全て表 3-1 の評価基準を満足しており、全く問題はない。ただし各ケースでいくつか特徴があるため、以下に縦運動と横運動に分けて考察する。

4.1.2.1 縦運動について

ここでは「ノミナル」「向風」「追風」の 3 ケースに着目し、時歴と飛行性能を比較する。特徴を以下に記す。

- ・ 接地時沈下率
3 ケース共に 1m/s 弱であり、それほど大きな差はみられない。風条件を考慮した自動着陸の誘導制御系の設計が、十分に機能していることが確認できる。
- ・ 分離直後の挙動
分離直後は飛行状態が急激に変化するため、基準軌道への追従よりも飛行運動の安定化が重要となる。図 4-1

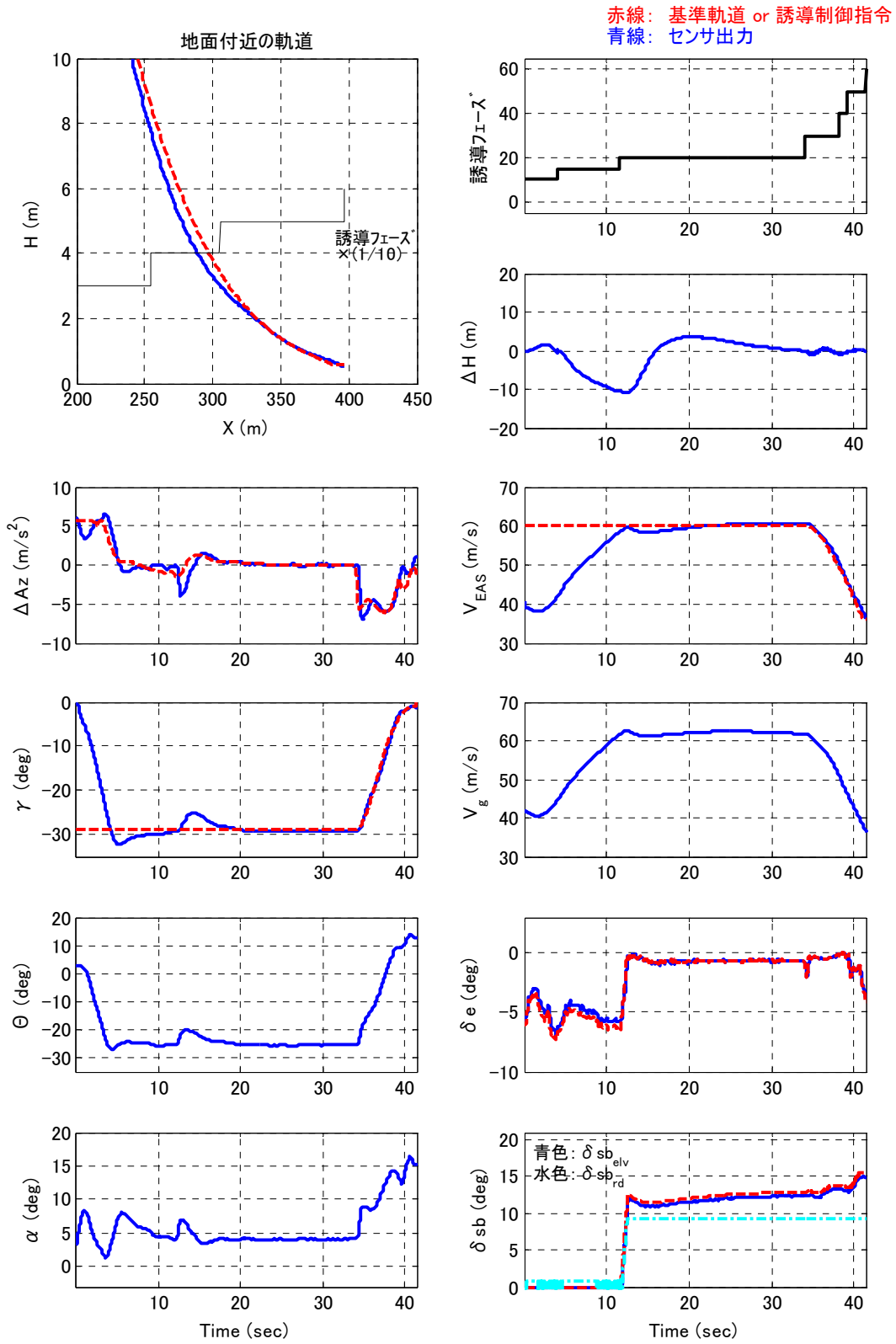


図 4-1 (a) ノミナルケースの時歴

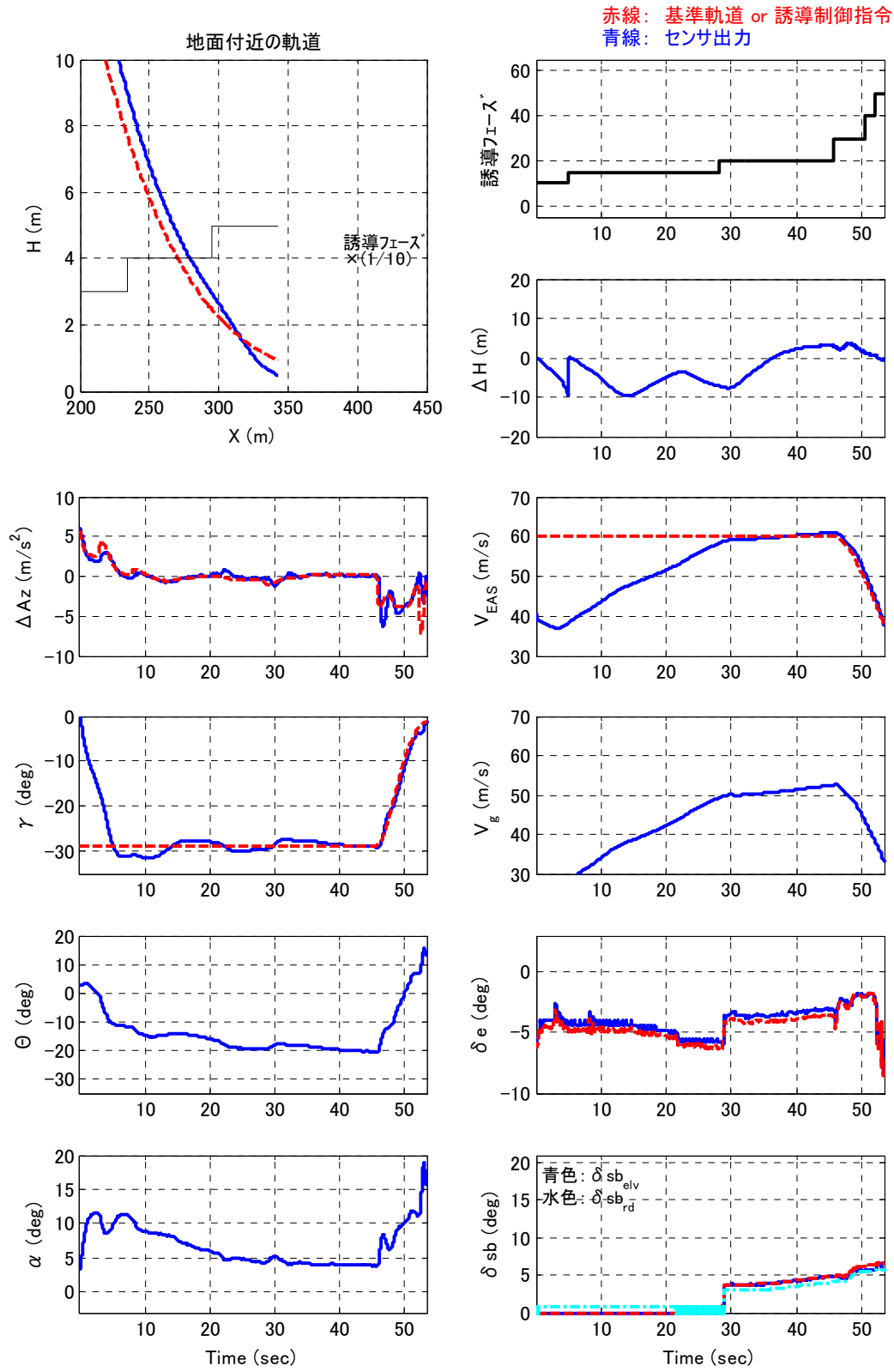


図 4-1 (b) 向風ケースの時歴

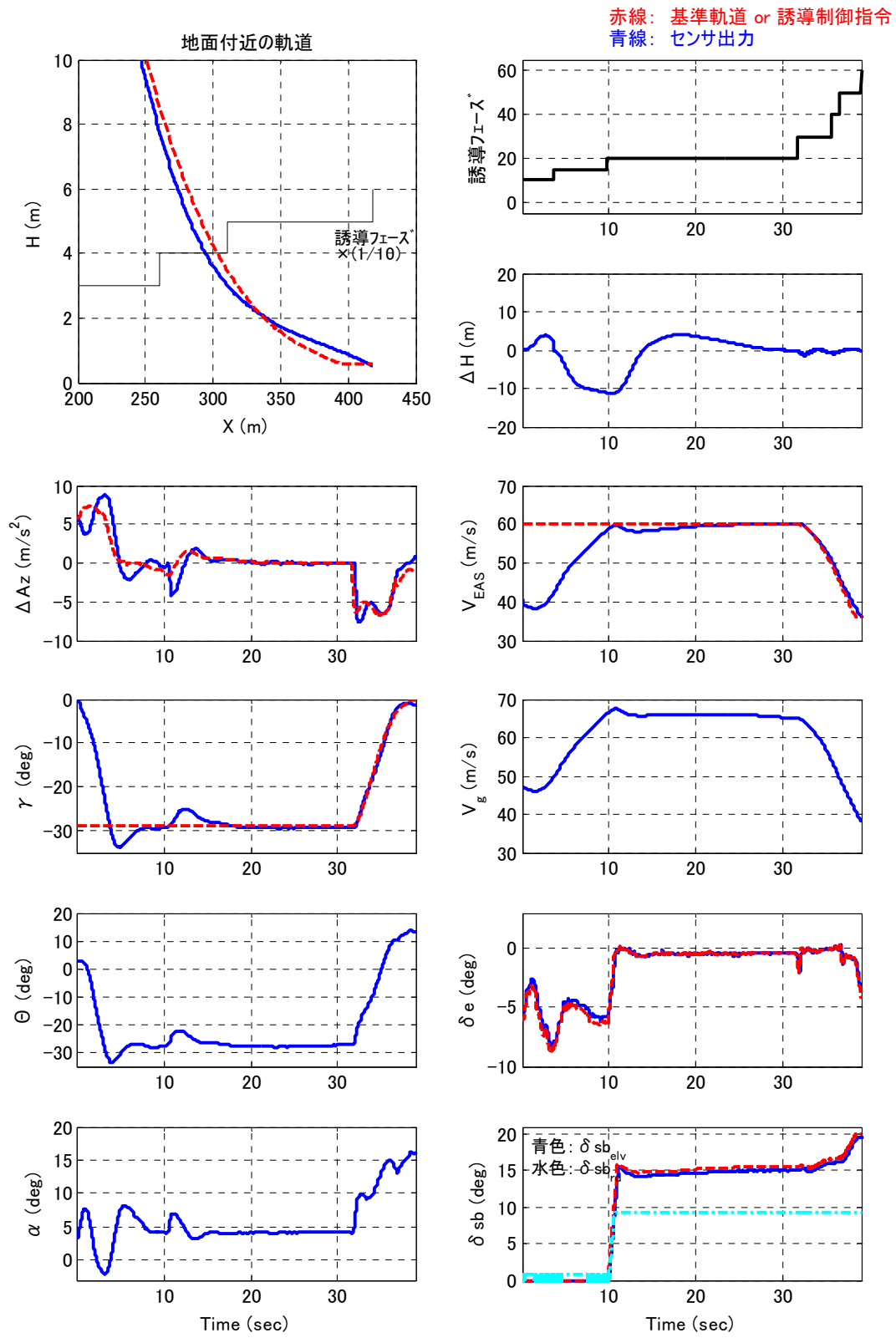


図 4-1 (c) 追風ケースの時歴

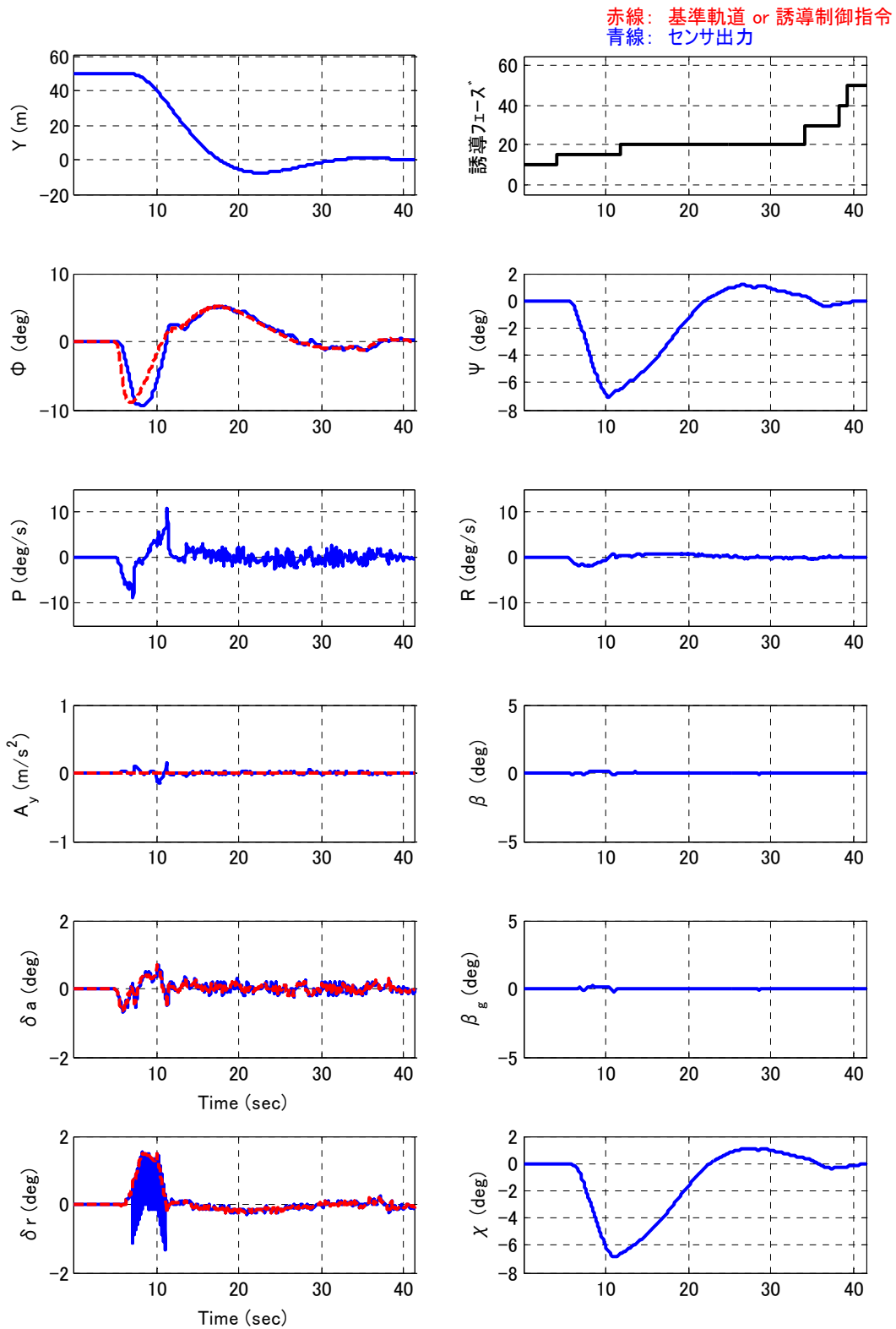


図 4-1 (d) Y 位置オフセット分離ケースの時歴

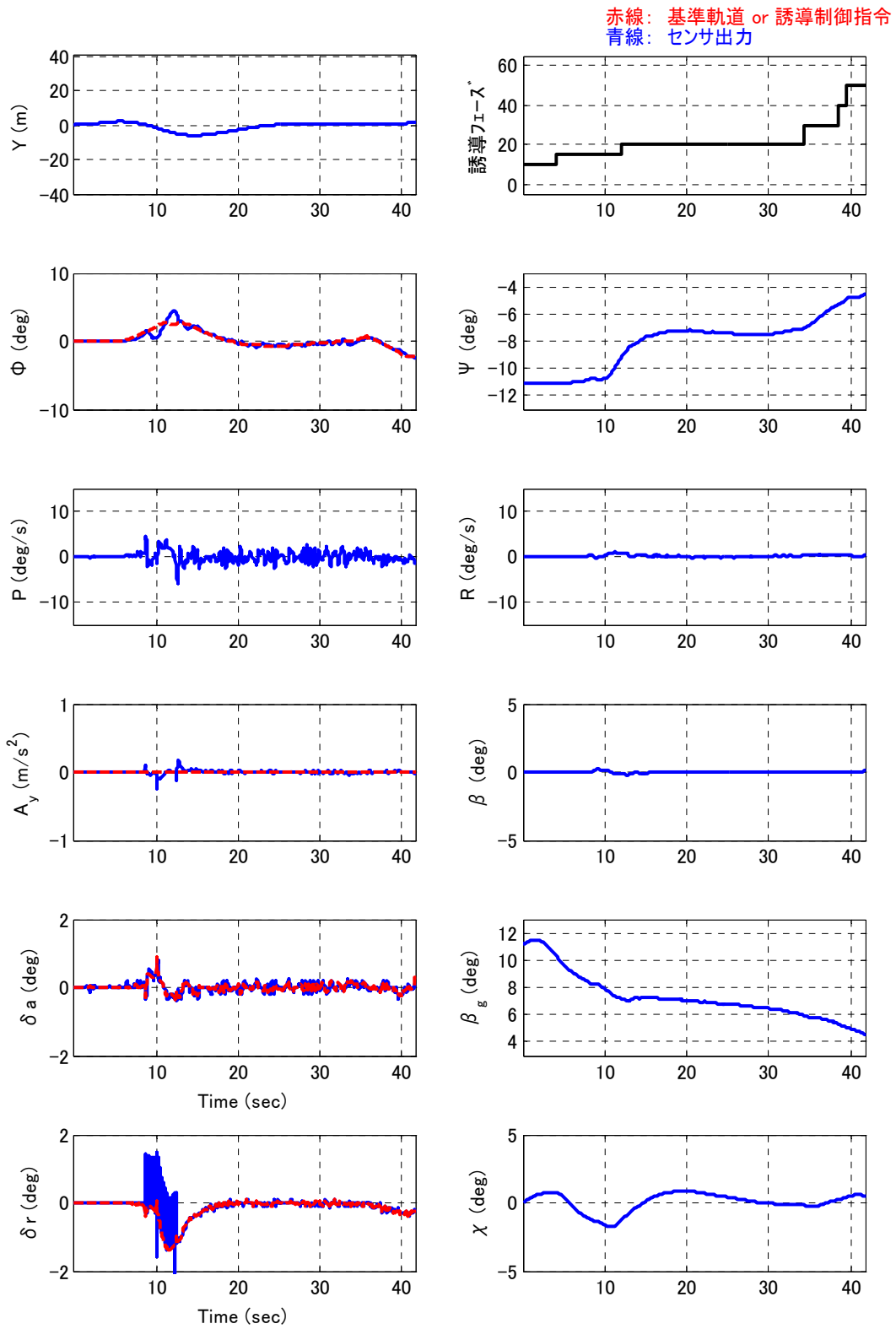


図 4-1 (e) 横風ケースの時歴

の ΔA_z , α のグラフで顕著であるが, 追風ケースでは分離直後の変動が大きい. 図 3-5 に示すように追風の風速は向風に比べてかなり小さいが, 飛行運動は大きく励起される. 追風は, 分離直後の挙動に対して厳しい条件といえる.

- 接地時 V_g の差

速度制御では対気速度 V_{EAS} を制御しているため, 対地速度 V_g は向風の時には小さくなり, 逆に追風の時には大きくなる. このため追風時の接地速度は大きくなり, 脚への負荷は大きくなる.

- 接地時 X 位置の差

追風ケースでは 420m, 向風ケースでは 345m と, 100m 程度の差がある. これは分離後の飛行状態に依存させて, 基準軌道を鉛直面内で平行移動させるロジックとしているためである. 基準軌道は基本的に地面固定であり, 分離後に頭を下げて経路角が -29° の直線軌道に移る. ところが, 直線軌道に移るまでの軌道はノミナルケースを前提として設計するため, 不確定パラメタの存在によって最適な軌道ではなくなる. この不都合を改善するために, 分離後の飛行で経路角が -29° となった時点で直線軌道を開始させるように, 基準軌道をオンラインで補正している. このため, 経路角が -29° となる位置によって基準軌道が移動し, 接地位置も異なってくる. 3 ケース共に, 分離後 5 秒程度で -29° の経路角に到達するが, 向風時は対地速度が小さいために X 軸上において手前で, 逆に追風時は遠方で -29° の経路角に達する. このため向風時の基準軌道の接地位置は手前で, 追風時は逆に遠方となっている.

- ΔH の不連続

向風ケースで顕著であるが, 分離後 5 秒程度で不連続的に $\Delta H = 0$ となっている. この理由は, 上記の基準軌道のオンライン補正のためである. 誘導フェーズが「軌道捕捉 2」となる瞬間に基準軌道を平行移動させて, 現在位置を基点として基準軌道を補正していることに起因するものである. つまり, 基準軌道を不連続的に実験機の状態に合わせて変化させているのであり, 飛行運動が不

連続となっているわけではない.

- スピードブレーキ舵角

一定の経路角 γ で平衡滑空するためには, スピードブレーキ舵角を向風時は小さく, 追風時には大きくする必要がある. これは風によって揚力ベクトル及び抗力ベクトルが変化することに伴うもので, 平衡滑空に必要な抵抗が異なるからである. この原理を, 図 4-2 を用いて以下に述べる.

- ① 揚力, 抗力は γ ではなく, 対気経路角 γ_a に対してそれぞれ垂直及び平行な方向に働く.
- ② 風の存在により V_g と V_{TAS} は一致しなくなり, 向風の場合, γ_a は γ よりも絶対値が小さくなる. この様子を図 4-2(a) に示す. 基準軌道の γ は風によらず一定であるが, γ_a は変化するため揚力及び抗力の方向が変化する.
- ③ 一定 γ の釣合い飛行を維持するためには, 風の存在に関わらず, 揚力と抗力が重力と釣り合う必要がある. このために, 風によって揚力と抗力の方向が変化するため, その大きさを調節して重力と釣り合わせる必要がある. 向風の場合を図 4-2(b) に赤線で示す. 釣合い飛行を維持するためには, 抗力 D_f をノミナルよりも小さくする必要がある. つまり, スピードブレーキ舵角は小さくする必要がある. (揚力の大きさは, α で調整する)
- ④ 同様の考え方で, 追風の場合には逆に抗力を増やす必要があり, スピードブレーキ舵角を大きくする必要がある. 追風ケースは, 図 4-2(b) に青線で示した.

なお, 図 4-1 のグラフ中に水色で示したラダーによるスピードブレーキ舵角 δb_{rd} は, 誘導則において最大舵角を 10(deg) に制限している. このためノミナルケースでも飽和しているが, これは設計でそのように意図しているものである. また 0(deg) 付近で細かく振動することがあるが, これはアクチュエータのバックラッシュモデルに起因するものである. ラダー舵角が 0(deg) 付近でヒンジモーメントの中立点となるため (図 2-10 参照), 微小な

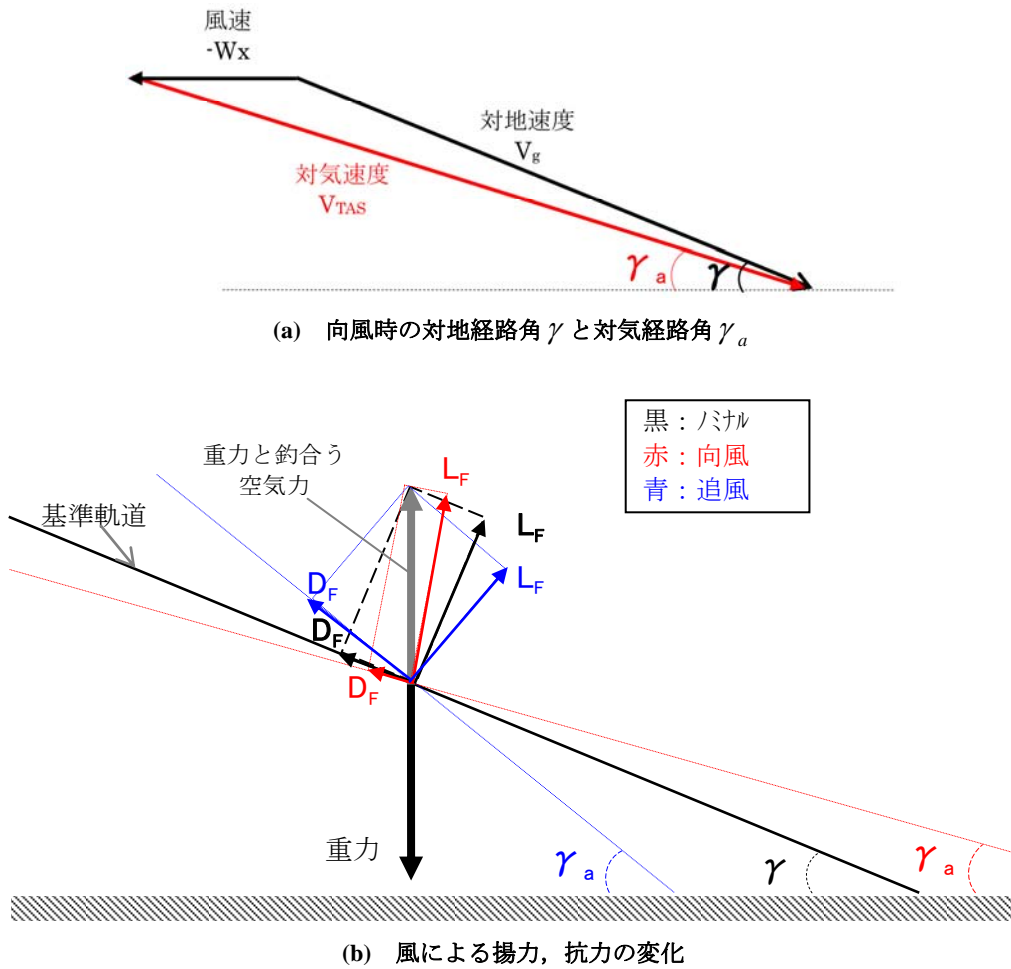


図 4-2 釣合い飛行時における, 風の影響

数値的誤差で振動している。しかし現実には、様々な外乱や不確実性が存在するため、完全にヒンジモーメントの中立点を継続することは起こり得ず、このグラフに現れている振動が実際に発生する可能性は小さい。

4.1.2.2 横運動について

次に「Y 位置オフセット分離」「横風」の 2 ケースについて、シミュレーション結果を考察する。

・ 横風時の接地性能

表 4-1 の結果において、接地時の β_g が 4.5(deg) となっており、他のケースと比べてかなり大きい。しかし図 4-1(e) の時歴データを確認すると、飛行中の β_g はさらに大きく、着陸に近づくにつれて次第に小さくなっている

ことがわかる。これは図 3-5(b) に示されるように、地上に近づくにつれて横風の風速が小さくなっていくためである。以下にその理由を述べる。

β_g は、B 系 y 軸成分速度 V を用いて、次式で表される。

$$\beta_g = \sin^{-1} \left(\frac{V}{V_g} \right) = \sin^{-1} \left(\frac{V_{y-a} + V_w}{V_g} \right) \tag{4.1}$$

ここで、 V_{y-a} は B 系 y 方向成分の対気速度、 V_w は B 系 y 方向成分の風速である。図 4-1(e) より、飛行中は $\beta = 0$ に制御されているため $V_{y-a} = 0$ である。よって、

$$\beta_g = \sin^{-1} \left(\frac{V}{V_g} \right) = \sin^{-1} \left(\frac{V_w}{V_g} \right) \tag{4.2}$$

ゆえに β_g が小さくなるためには、 V_w が小さくなるか、 V_g が大きくなる必要がある。しかし、 V_g は地上に近づくにつれて速度を落とすため、明らかに小さくなる。よって、それ以上に V_w が小さくなる必要がある。図 3-5(b) の風速プロファイルを確認すると、定常風の風速は高度 100m 以下付近から急激に小さくなっており、このために β_g は地上に近づくにつれて小さくなる。

・ ラダー舵角の振動

分離後の軌道捕捉フェーズにおいて、ラダー舵角の振動がみられる。これは先の「スピードブレーキ舵角」の項で述べた理由と同じく、バックラッシュモデルに起因するものである。平衡滑空フェーズ以降はスピードブレーキの使用を開始し、ラダー舵角を大きくとる。このためヒンジモーメント係数が 0 付近となることはなく、振動は収まっている。

4.2 感度解析

各不確定パラメタがシステムに及ぼす影響を、個別に調査する。表 3-2 に示す各不確定パラメタの 3σ 相当値を 1 つずつノミナル・モデルに加えて飛行シミュレーションを実行し、各不確定パラメタの影響を確認した。特に設計の初期段階では、各不確定パラメタに対するシステムの耐性が不十分であることが多く、原因となる不確定パラメタを特定する手段として、感度解析は非常に効果的である。感度解析による確認と、問題となる不確定パラメタに対する原因調査及び改善検討を繰り返し、不確定性に対するロバスト性を向上させていった。

最終的には、あらゆる不確定パラメタを同時に加えるモンテカルロ法による総合評価を実施する。しかしこれまでの経験から、感度解析結果において要求を満足出来ないケースが 1 つでも存在する場合には、モンテカルロ評価結果はあまり芳しくない。場合によっては、ミッション達成確率が 5~6 割となることもある。またモンテカルロ評価では、あらゆる誤差を同時に、かつ、その大きさもランダムに加えるため、その結果だけから直ちに主因となる不確定パラメタを検出することが困難であ

ることも多い。このため、解析作業が一手間必要となる。よってモンテカルロ評価実施前に、感度解析によって明らかとなる問題点は解消しておくことが、設計の進め方としては効率的である。

感度解析では、基本的には表 3-2(a)~(e) に示す不確定パラメタを、それぞれ単独で、 $+3\sigma$ 相当値、 -3σ 相当値を独立にノミナルモデルに加える。つまり、各不確定パラメタに対して+側と-側の 2 回のシミュレーション評価を実行する。ただし 3.2.1 項で述べた理由により、 $C_{L\alpha}$ 誤差と $C_{m\alpha}$ 誤差は除いている。また表 3-2(f) のランダム誤差は、時系列的に変動する性質を持ち、その変動が毎回異なるため、システムに及ぼす影響も試行の度に変動する。よって個別の不確定パラメタの影響確認という感度解析の目的にそぐわないため、ここではランダム誤差は含めずにモンテカルロ法でその影響を含めて評価することとした。

図 4-3 に、感度解析結果を示す。図 4-3(a) は接地状態量を、また図 4-3(b) は飛行中の最大・最小値を、ノミナルケースとの差として棒グラフで表したものである。縦軸に示すのがノミナルケースに加えた不確定パラメタで、ノミナルケースとの差が大きなものからそれぞれ上位 10 個ずつを示した。いずれのケースも許容範囲内に収まっていることがわかる。よって 3σ 相当値の大きさの不確定パラメタを単独でノミナルモデルに加えても、飛行要求を満足することが確認できる。次に個別の評価量に対する影響について考察する。最初に接地状態について、次に飛行中の最大・最小値について記す。

感度解析結果： 接地時の状態量
(ノミナルケースとの差)

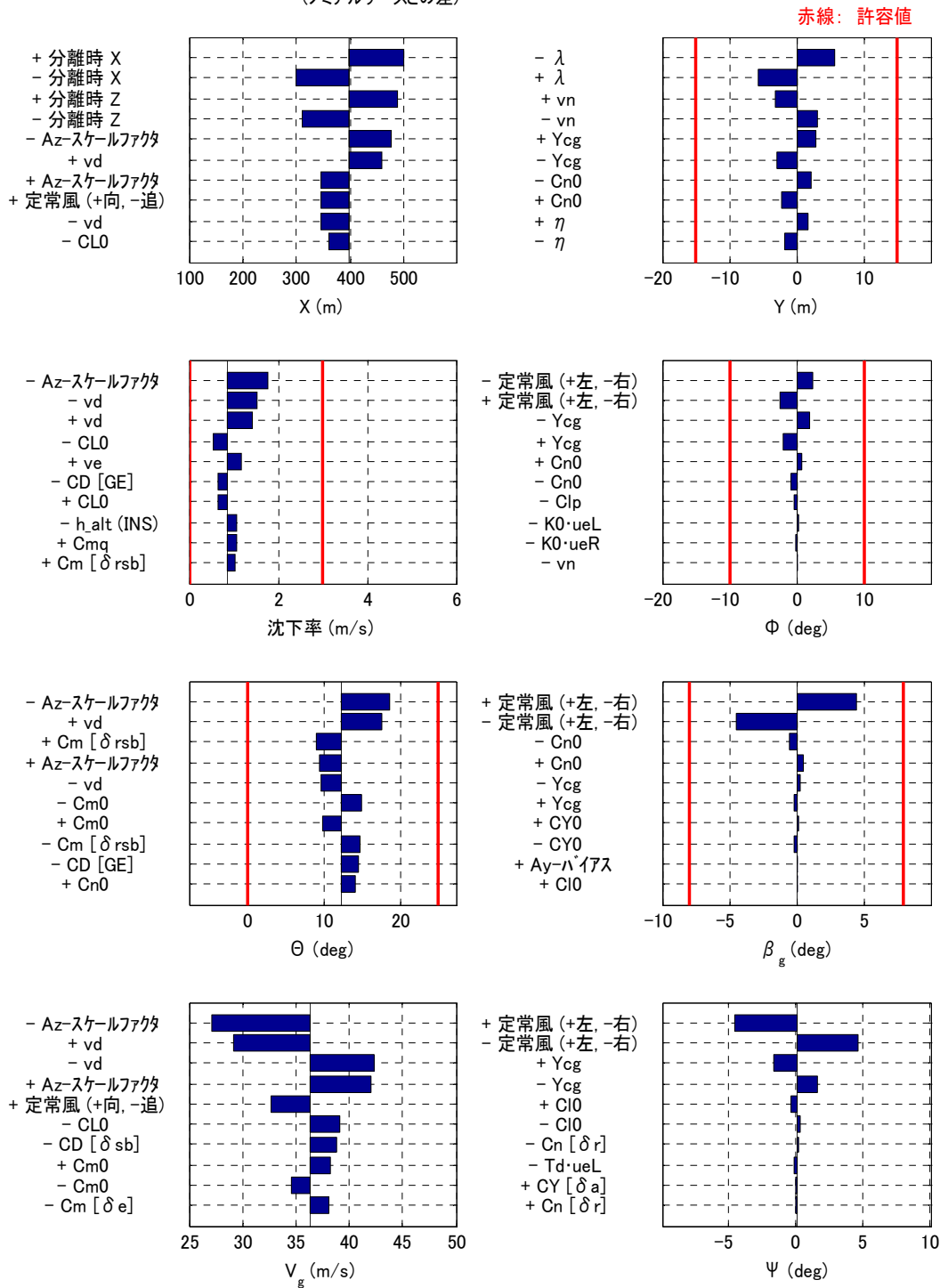


図 4-3 (a) 感度解析結果： 接地状態量

感度解析結果：飛行中の最大・最小値

(ノミナルケースとの差)

赤線：許容値

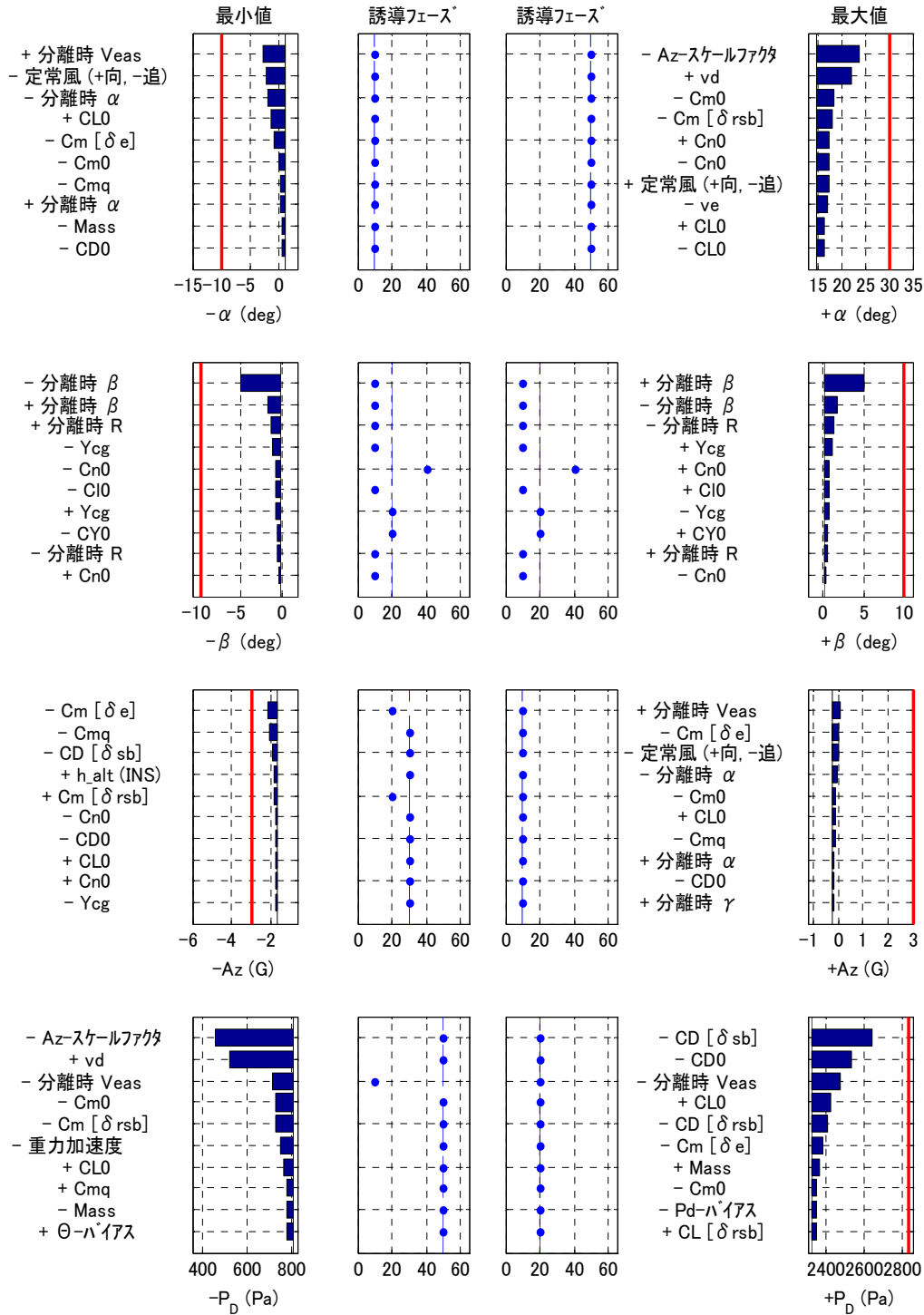


図 4-3 (b) 感度解析結果：飛行中の最大・最小値

4.2.1 接地状態

図 4-3 の結果から、定常風は接地状態量に大きく影響することがわかる。この影響については既に 4.2 節で述べた通りである。よって、ここではそれ以外の不確定パラメータで影響の大きなものについて、以下にそれぞれ考察する。

- ・ $-A_z$ 計測スケールファクタ誤差

$-A_z$ のスケールファクタ誤差は、加速度出力の絶対値が実際よりも小さめに計測され、出力の大きさに比例して誤差量も大きくなるものである。図 4-3 の結果より、接地時の \dot{Z} 、 Θ 、 V_g などへの影響が大きく、着陸時の縦運動への影響が大きい。誤差挿入時の、地面付近の実験機の軌道を図 4-4 に示す。着陸直前に基準軌道の上方に逸れ、浮き上がり気味になりながら、遠方に接地する。このため接地時の速度が小さく、迎角（ピッチ角）が大きくなる。ここで計測誤差は慣性センサ出力の誤差であり、方向は B 系 Z 軸方向である。機体を引き起こして経路角が 0° に近づくにつれて、加速度出力の絶対値は徐々に大きくなり $-1.0(G)$ に近づく。このためスケールファクタ誤差も、実験機の姿勢変化と共に大きくなる。このときに加速度の絶対値が少し小さめに計測されて制御されるため、実際にはやや負側に大きめの加速度指令が

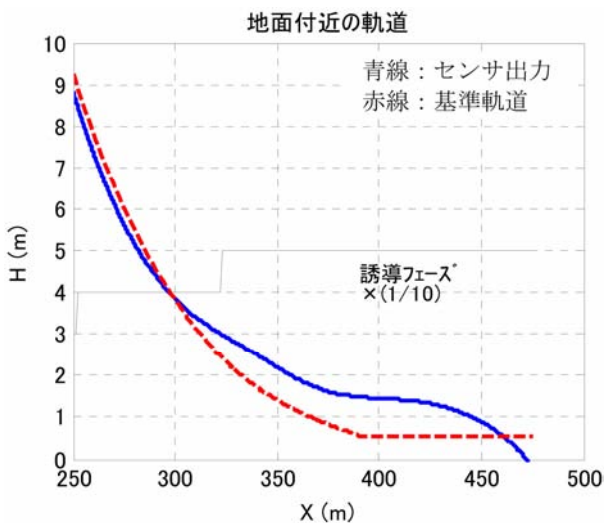


図 4-4 $-A_z$ スケールファクタ誤差挿入時の地面付近の軌道

出力される。このために、引き起こしが過大になりがちである。

- ・ v_d の計測誤差

この誤差は、慣性センサ出力で鉛直下向き速度の計測誤差である。高度 100m 以下からレーザ距離計の出力を用いた推定速度に徐々に切り替わるため、着陸直前までこの速度誤差が影響するわけではない。しかしそれまでの飛行における誤差の影響が、着陸時までには吸収できていない。+側の誤差は実際以上に速い速度として計測されるものであるが、このとき着陸時には浮き上がり、遠方に接地する。このため、接地速度は小さくなり、姿勢角が大きくなる。逆に、-側の誤差では基準軌道の下側を飛行し、手前に接地する。

- ・ 分離時 X 位置、Z 位置誤差

これらの誤差により、100m 近く接地 X 位置がずれる。これは分離位置の誤差の大きさに応じて、オンラインで基準軌道を前後及び上下に平行移動させているためであり、飛行運動としては特に問題はない。基準軌道を地面に固定せずに接地時 X 位置の変動を許容し、飛行運動に対する負荷を抑えるという考え方で、基準軌道を設計している。分離時 X 位置の 3σ 相当値は表 3-2(e)に示すように 100m であり、接地位置が 100m 程度変動することは合理的である。

- ・ 横風

基本ケースの評価で考察したとおり、横風は接地時 β_g に対する影響が大きい。感度解析の結果から、他の不確定パラメータに比べて β_g への横風の影響は非常に大きいことがわかる。また、 Φ への影響も最も大きいことがわかる。

- ・ 計測位置（緯度 λ ）、北方向の速度 (v_n) の計測誤差

滑走路の X 方向は図 2-14(b)に示すように、ほぼ西向きである。このため λ 及び v_n の計測誤差は、主として滑走路座標系 Y 軸方向に影響する。いずれも Y 位置への影響が大きい。表 3-2(d)より λ 誤差の大きさは約 6m であり、感度解析結果も λ 誤差に対して Y 位置に同程度

の偏差がある。よって、誤差と結果が整合していることが確認できる。

- 重心位置 y_{CG} 誤差

重心位置の Y 方向の誤差は、接地時の Y 位置、 Φ 、方位角など、横運動に関する状態量に広く影響している。

y_{CG} 誤差を加えたケースの時歴データを、図 4-5(a)に示す。分離直後から $+Y$ 方向に位置がずれ、ロール角を負とすることによって、 Y 位置を戻している。ラダー舵角は平衡滑空状態でも、常に負側となっている。重心位置のずれに伴うモーメントの釣り合いを、空力舵面の操舵によって維持していることがわかる。

また、制御系では A_y を 0 に維持することによって間接的に $\beta=0$ の実現を意図している。ところが、ここでは $A_y=0$ であるが $\beta \neq 0$ となっており、設計の意図とは異なる状況が発生している。空力データを確認すると $\delta r < 0$ のとき $C_y < 0$ となるが、一方で $\beta < 0$ のときには $C_y > 0$ となる。よって、 β が負の値を持つことによって、ラダー操舵でバランスのくずれた横力の釣り合いをとっているものと推測できる。 β が 0 ではないために、プリフレアでの引き起こしにより α が変化すると、横運動に関する空力係数も変化する。この結果プリフレアフェーズにおいて、横運動が励起されていることがわかる。特に、ロール運動が顕著である。以上より、 y_{CG} 位置の誤差は β を発生させるため、姿勢制御を困難にする。今回挿入した誤差量は 1.7cm 程度 [表 3-2(a)参照] であるが、搭載機器やウエイト等を調整し、できるだけ機体 X 軸上に保持することが望ましいことがわかる。

また分離後の 10 数秒間だけ、ラダーが指令値に一致していない現象がみられる。結論から言えば、原因はラダーアクチュエータのバックラッシュである。ラダー舵角と左右のラダーアクチュエータ舵角の関係は式 (2.23) の第 4 式で与えられるため、図 4-5(b)に左右のアクチュエータ舵角と指令値のグラフをそれぞれ示す。この図から明らかなように、各アクチュエータには常にバックラッシュ 1.5° が存在している。ところが、ラダーアクチュエータをスピードブレーキとして使用する 10 数秒以

降は、右アクチュエータのバックラッシュの符号が逆向きとなる。このために、式 (2.23) により算出される δr のバックラッシュ量は左右で相殺され、指令値と一致するようになる。

4.2.2 飛行中の最大・最小値

図 4-3(b)に、飛行中の最大・最小値を示す。最大値、最小値が発生した誘導フェーズも併せて示した。誘導フェーズの図において、ノミナルケースでの最大値・最小値の発生フェーズを青の破線で示している。以下に各評価量について、それぞれ特徴を記す。

- α の最大・最小値

最小値は分離直後に発生しており、一方で最大値は着陸直前のファイナルフレアフェーズで発生する。分離直後は姿勢が不安定なため最も最小値が発生しやすく、また着陸時には低速で大きな揚力を必要とするため最大値が発生しやすい。

- β の最大値

β は正・負の誤差に対して、左右対称であり最大値のみを考えればよい。飛行中の β として最も大きくなるケースは、分離時 β 誤差ケースとして挿入したケースであり、強制的に挿入した初期値である 5° 以上の β が発生するケースはない。姿勢制御系により、 β はよく抑えられているといえる。

- A_z の最大値

引き起こしにより負の値が大きくなるため、負側の最大値は通常プリフレアフェーズで発生する。ところが、 -3σ 相当値の $C_m[\delta e]$ 誤差が加わると、平衡滑空フェーズで負側最大となっている。このケースの縦運動の時歴を、図 4-6 に示す。平衡滑空フェーズに切り替わる部分で、 ΔA_z が指令値からはずれて大きく上下に振れていることがわかる。つまり、この舵効き誤差によって遷移運動が大きくなる。フェーズ切替えに伴う振れが原因で、引き起こし時ではなく平衡滑空フェーズの開始時に A_z の負側の値が最大となっているものである。一方で、正の加速度が最大となるのは、分離直後に頭を下げて降下する

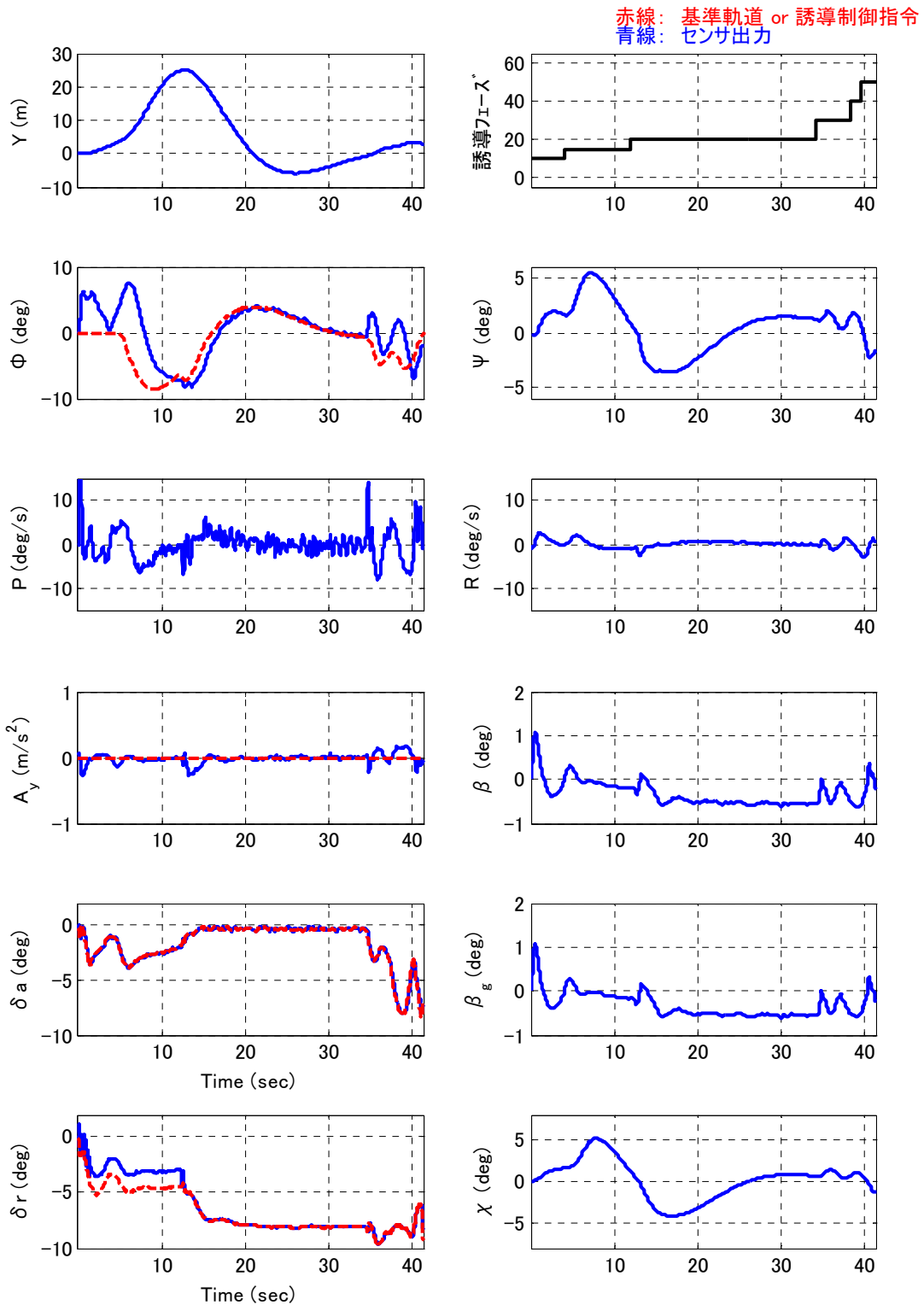


図 4-5 (a) $+Y_{CG}$ 誤差挿入時の横運動

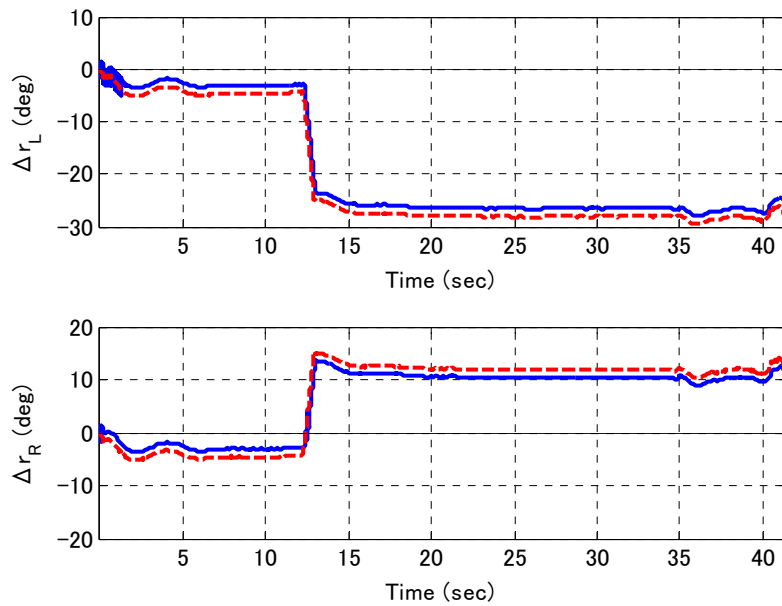


図 4-5 (b) ラダーアクチュエータの動作とバックラッシュ

軌道捕捉フェーズである。

- ・ P_D の最大値

構造上の制限から、最大動圧が問題となる。動圧が最大となるのは平衡滑空フェーズであり、ここで最も対気速度は大きくなる。速度制御により動圧（等価対気速度）は直接制御されており、制御指令通りであれば 60m/s に相当する 2200Pa 程度が最大値となるはずである。ところが不確定パラメタの存在によって、最大速度が 65m/s を超過するケースもあることが感度解析結果からわかる。影響が大きなパラメタは、抵抗係数の減少に関わるものが多い。

分離時の V_{EAS} 誤差については、ノミナルよりも小さい速度で分離された場合に平衡滑空における速度が大きめとなる。このケースの時歴を図 4-7 に示す。 V_{EAS} はノミナルよりも小さい 35m/s で分離され、その後平衡滑空フェーズにおいて指令値を超過する。分離後にノミナルと同程度の時間で 60m/s に達しており、加速が大きい。このため一旦速度が上がると、速度の抑制が追いついていない様子が確認できる。

4.3 モンテカルロ評価

不確定パラメタに対するロバスト性を総合的に確認するために、表 3-2 に示す全ての不確定パラメタを同時に、かつ、大きさもランダムに加えたモンテカルロ評価を実施した。

4.3.1 評価結果

各評価状態量に対して要求超過の割合をまとめたのが表 4-2 であり、これは 10,000 回の飛行シミュレーション試行の結果である。モンテカルロ評価の結果、飛行途中で姿勢が不安定となって接地に至らなかったケースが 2.1% であり、この不安定ケースを含め全要求項目のうち 1 項目でも要求を満足できなかったケースが 9.4% という結果となった。信頼区間を考慮すれば、「要求を超過する割合は、9.8% 以下」といえる^{10,12,13}。これはシステムの改善検討と設計評価を繰り返し、これまでで得られた最もロバスト性の高いシステムの評価結果である。また表 4-2 には、各評価項目に対する要求超過割合も個別に示している。なお、複数の評価量に対して要求を超過するケースが存在するため、表 4-2 における全体の要求超過割合は、各評価量に対する割合を単純に合計した値とは

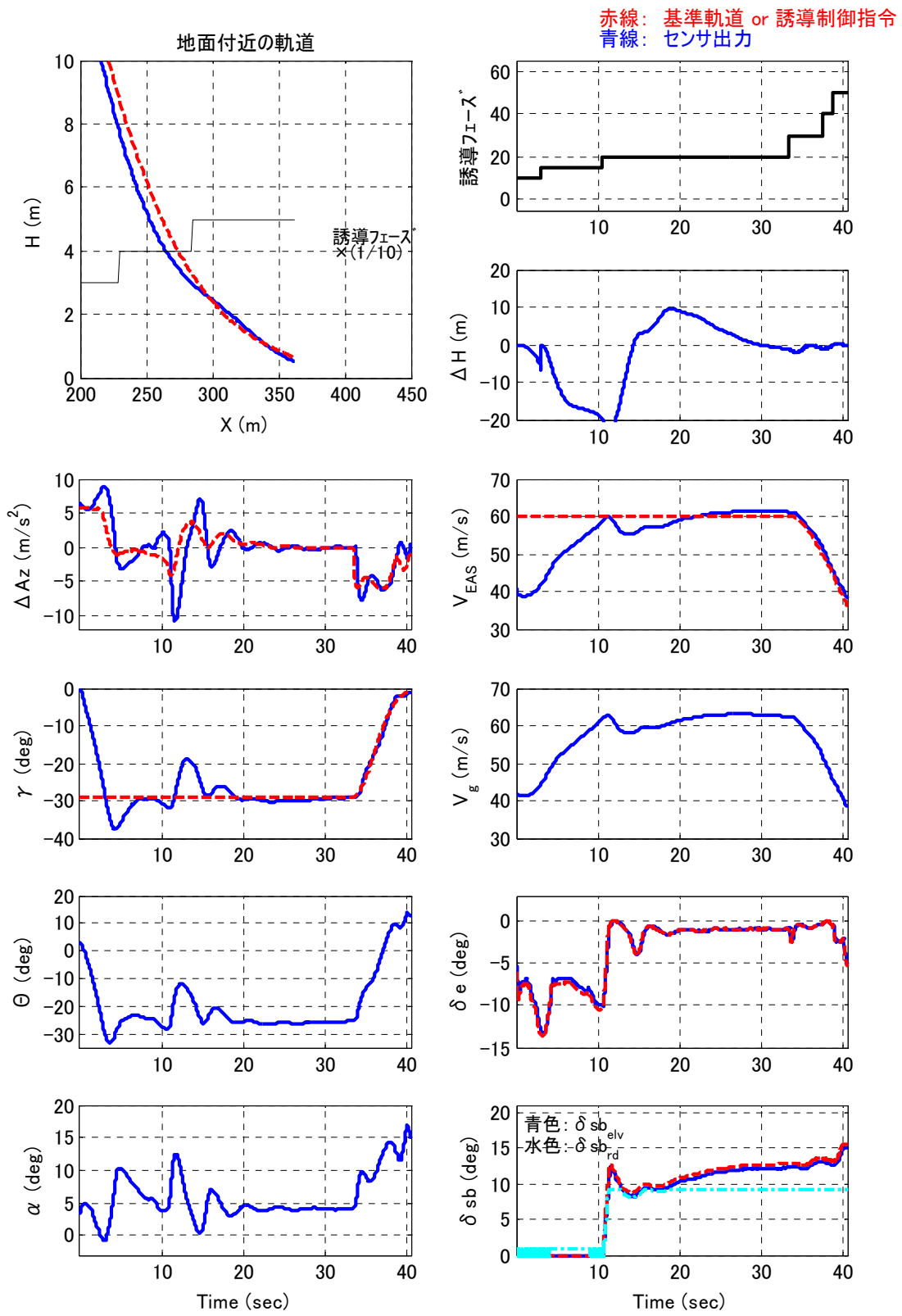


図 4-6 $-C_m [\delta_e]$ 誤差挿入時の縦運動

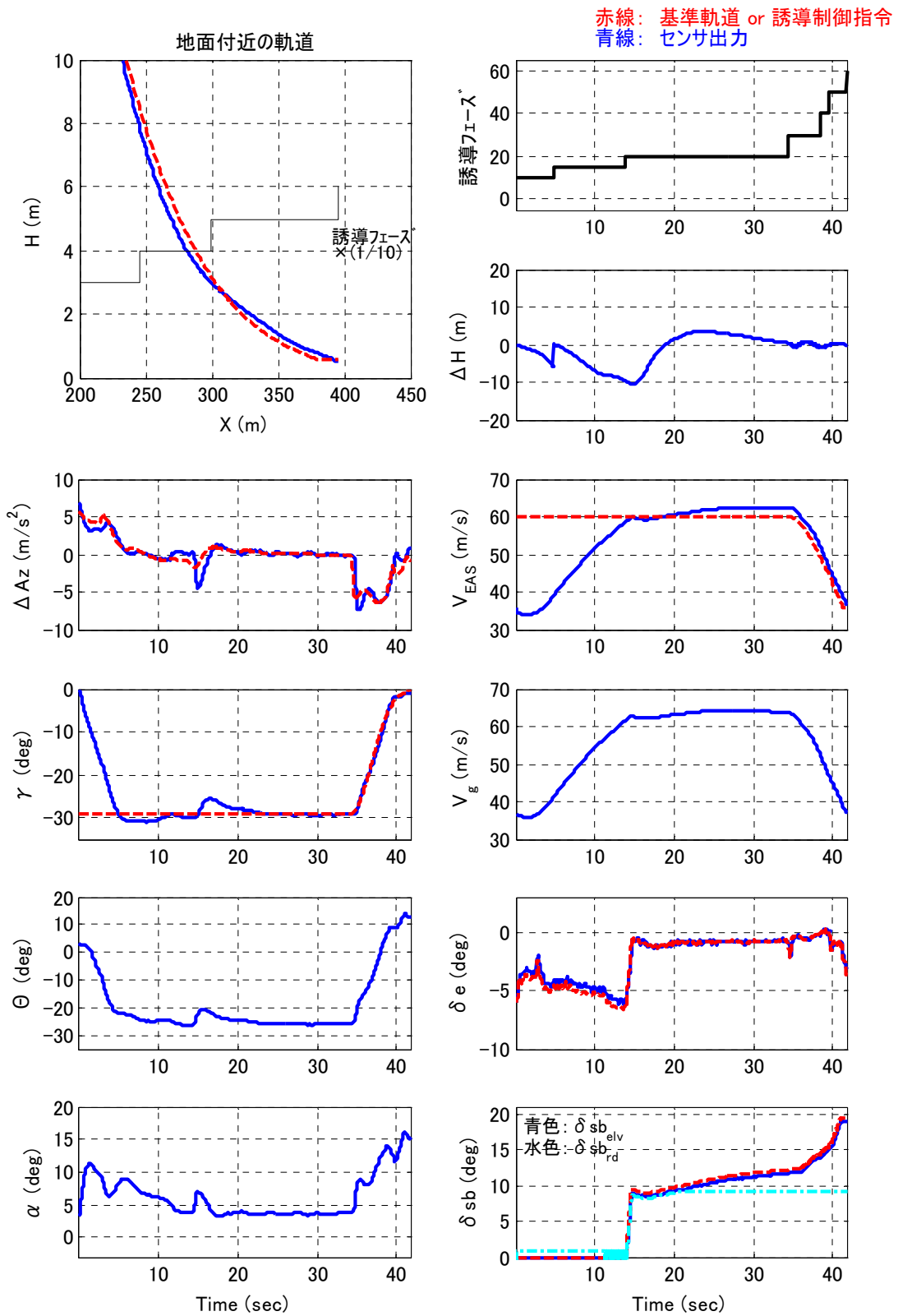


図 4-7 分離時 - V_{EAS} 誤差挿入時の縦運動

表 4-2 モンテカルロ評価結果^{*1)}

評価量	要求超過割合 (%)
[飛行中]	
飛行不安定 ^{*2)}	2.1
$ N_z $ 最大値	0.8
P_D 最大値	0.1
α 変動範囲	0.4
β 変動範囲	0.1
[接地時]	
X 位置	0.0
Y 位置	0.0
\dot{Z}	4.8
Θ	0.4
Φ	2.4
β_g	0.3
全体 [信頼区間] ^{*3)}	9.4 [0.0, 9.8]

*1) 10000 回の試行結果.

*2) 飛行中に姿勢が不安定となり、飛行不能となったケース. この場合、表 3-1 の評価基準は殆どの項目で要求超過となるため、他の項目の要求超過割合は不安定ケースを除いたものとして表示.

*3) 上限のみの片側信頼区間、信頼度 95%として算出.

異なっている.

要求超過割合は 1 割以下まで低減できたが、この数字は ALFLEX や HSF D などの他の実験システムと比較すると、不確定要因に対するロバスト性は見劣りする. この理由としては、リフティングボディ形状の空力特性に起因する誘導制御の困難さに加え、安価な小型模型/搭載機器の使用と試験の簡略化による不確定パラメタの増大が挙げられる. 実際に今回の設計評価で考慮した不確定パラメタの値は、他の実験で用いたものよりも大きい. 特に、空力モデルやアクチュエータモデルで、それは顕著である.

次に、被評価状態量のばらつきを確認する. 接地状態量を図 4-8(a)に、飛行中の最大・最小値を図 4-8(b)に示す. 赤線が許容値を示す. 以下、接地状態と飛行中の最大・最小値について、それぞれ結果を考察する.

接地状態

・ 接地位置

接地位置は、ノミナルケースの $X=400$, $Y=0$ (m) をほぼ分布の中心としており、殆ど全ケースが要求範囲内に収まっている.

・ 接地速度

沈下率は 4.8% が要求の 3.0 m/s を超過しており、複数の不確定パラメタの存在下では、着陸要求を満足することが容易ではないことがわかる. 本実験機は、推力を持たず揚抗比も小さい. このため、接地前に一定経路角で飛行して減速するための、緩滑空フェーズを十分に確保することが困難である. 特に不確定要因の存在下では、緩滑空フェーズが取れず、プリフレアフェーズから直接ファイナルフレアフェーズに移行するケースもある. また減速しすぎても、揚力が不足して沈下率が悪化する. 実験機が基準軌道の上方に逸れて浮き上がり、接地点がより遠方となるときに速度が低下しやすい.

・ 縦運動の姿勢

図 4-8(a)の右下図に、 Θ と α のばらつきを示す. この 2 つのパラメタは、強い相関を持つことがわかる. 接地状態に限れば、要求を超過するのは $\Theta < 0^\circ$ となるケースが多く、 α が要求超過するケースは殆どない. $\Theta < 0^\circ$ となるのは、引き起こしが不十分であり、着陸前に基準軌道の下側を飛行して、高速のまま滑走路に接地するケースが多い.

・ 横運動の姿勢

要求超過の割合は β_g に比べて Φ の方が圧倒的に大きく、2.4% 程度である. 図 4-3(a)の感度解析結果は、 β_g も Φ も共に横風の影響を受けやすいことを示すが、モンテカルロ評価では Φ のほうがより大きく影響を受ける結果となった. あらゆる不確定パラメタを考慮した場合には、ロール角要求を満足することの方がより困難であることがわかる.

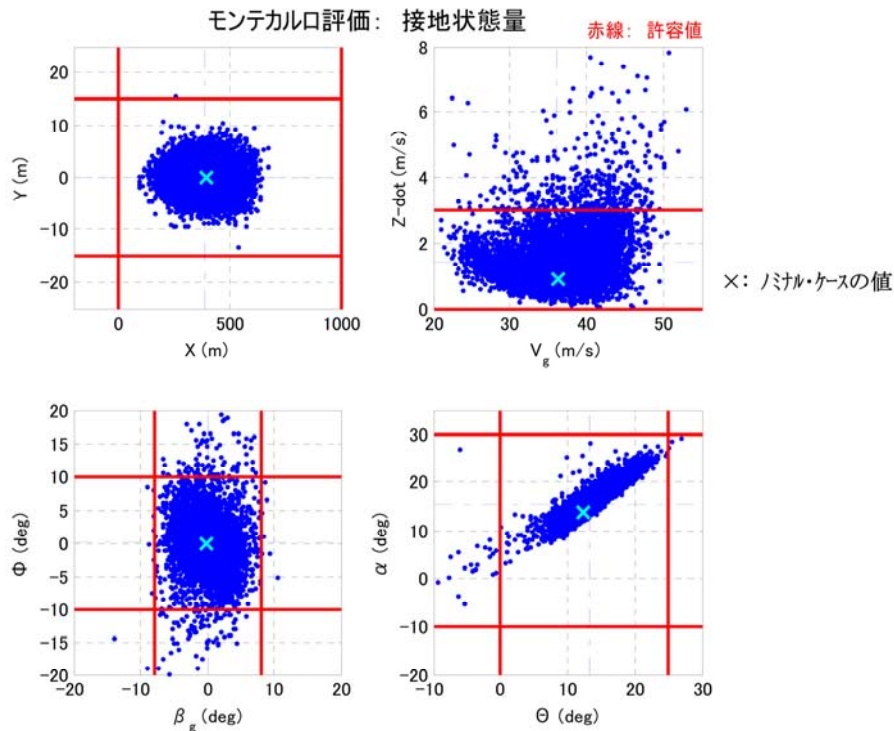


図 4-8 (a) モンテカルロ評価： 接地状態量

飛行中の最大・最小値

図 4-8(b)には、飛行中の N_z と P_D 、及び α と β の最大・最小値の関係を示す。飛行中の最大値を黒、最小値を青で示した。また、最大値・最小値が発生した誘導フェーズも、それぞれの状態量について示してある。

・ N_z の最大・最小

N_z が最小値となるのは、通常は基準軌道を捕捉するために頭を下げて降下を始める軌道捕捉フェーズである。ところがモンテカルロ評価結果では、軌道捕捉フェーズからファイナルフリアフェーズまでの様々な誘導フェーズにおいて、最小値が発生している。一方で、最大値は通常、平衡滑空から引き起こしを始めるプリフリアフェーズである。しかしモンテカルロ評価ではこちらも、様々な誘導フェーズで最大値が発生していることがわかる。これは、飛行中に振動が発生するケースがあり、そのため通常の飛行とは異なる誘導フェーズにおいて N_z の最大・最小値が発生しているケースが多いと推測される。

・ P_D の最大・最小

P_D については構造上の制約から最大値が重要となるが、通常は速度が最大となる平衡滑空フェーズで最大値をとる。ところが、モンテカルロ評価では、プリフリアフェーズで最大となるケースもかなり存在することがわかる。これらのケースでは、増速が遅く平衡滑空に基準速度に達しておらず、プリフリアフェーズに切り替わった直後に速度が最大となるものである。

・ α の最大・最小

α が最大となるのは、通常は減速して着陸する前である。ところがモンテカルロ評価結果では、あらゆる誘導フェーズにおいて最大となる値が発生している。着陸時以外で最大となるのは、 N_z と同様に振動が発生する場合であると推測される。

・ β の最大・最小

β の分布は 0 を中心としてほぼ対称であり、絶対値の大きさが問題となる。全ての誘導フェーズで最大値が発生しているが、特に大きな β が発生するケースは、着陸直前であることが多い。

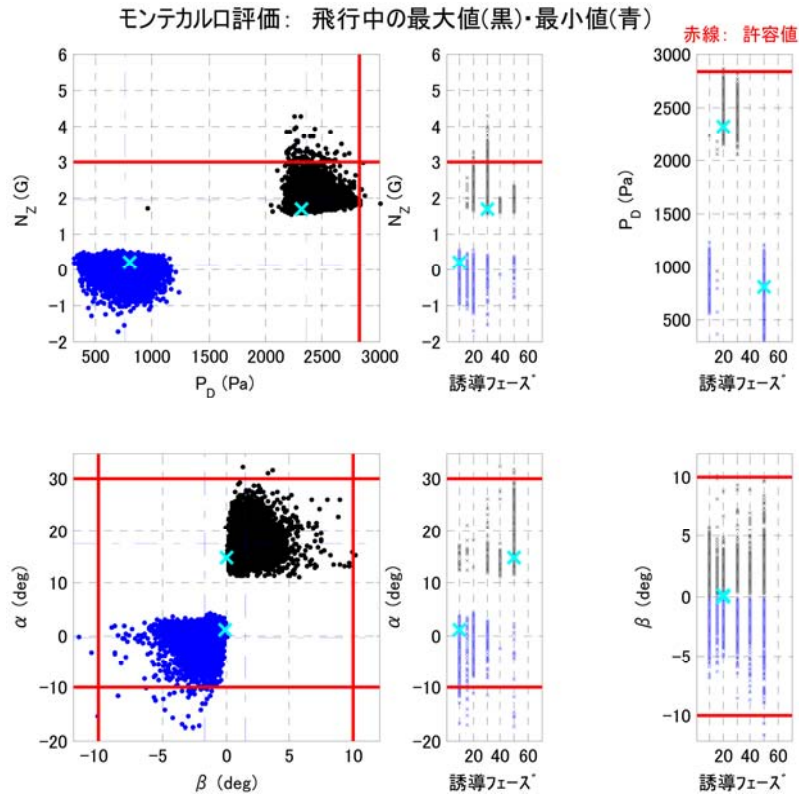


図 4-8 (b) モンテカルロ評価： 飛行中の最大・最小値

4.3.2 危険不確定パラメタの検出

感度解析結果から明らかなように、不確定パラメタ単独で要求超過となるケースは解消されている。しかしモンテカルロ評価では少なからぬケースが要求を超過していることから、複数の不確定パラメタの組み合わせの影響によって、重大な結果が引き起こされているといえる。

ここで複数の不確定パラメタは、要求超過に対して全て同程度に寄与していることもありうるが、いずれかのパラメタの影響が特に大きい場合もある。よってパラメタ検出において重要なのは、その不確定パラメタが存在しなかった場合に要求超過割合が大きく低下するような、システム性能に対して大きく影響する不確定パラメタを検出することである。ここでは、影響の大きな不確定パラメタを検出するために開発した手法^{14,15)}を用いて、要求超過に大きく寄与している不確定パラメタを検出する。

本検出法の内容については付録Bに示すが、簡単に言

えば仮説検定を利用する方法である。帰無仮説「全ての不確定パラメタは要求超過に影響しない」の下で、各不確定パラメタをテストしたときの、結果の妥当性を確率 $P_{F,j}$ で表す。 $P_{F,j}$ の値が極端に小さいとき、前提とした帰無仮説が誤りであると判断し、対応する不確定パラメタ j は要求超過に対して大きく影響していると判定する。ここでは比較的求め超過の割合が大きかった評価項目を取り上げ、「飛行中の不安定」、「接地時の \dot{Z} 要求超過」、「接地時の Φ 要求の超過ケース」の3項目について、主因となる不確定パラメタを検出した。その結果を表 4-3(a)~(c)に、それぞれ示す。表中の $Z_{F,j}$ は、正規分布近似した場合の“ σ 値”を表し、 $P_{F,j}$ に対応する値を持つ。つまり、上側累積確率が $P_{F,j}$ に相当するような、標準正規分布における確率変数の値である。

検出の結果、「飛行中の不安定」に対しては $C_{l,p}$ 誤差が帰無仮説を否定するのに十分小さな値であることがわかる。また $C_{l,p}$ 誤差ほどではないが、風条件もかなり影響

しているという結果である。「接地時の \dot{Z} 要求超過」, 「接地時の Φ 要求の超過ケース」に対しては, いずれも風条件の影響が最も大きいという結果となった. Φ 要求に対しては, $C_{l,p}$ 誤差の影響も比較的大きいことがわかる. 一方, \dot{Z} 要求に対しては, 定常風には及ばないが A_Z 計測スケールファクタ誤差の影響もある程度大きいことがわかる.

以上をまとめると, 風条件, $C_{l,p}$ 誤差, A_Z 計測スケールファクタ誤差が特に影響の大きい不確定パラメタであるといえる. 次に, これら検出された不確定パラメタが, 実際にどの程度の影響を及ぼしているかを確認する. このために, 検出された各不確定パラメタを1つずつ削除

し, その他の条件は全く変えることなくモンテカルロ評価を再度実行した. なお, 風条件については, 定常風と連続突風を一つの不確定要因として扱い同時に削除した. この結果を表 4-4 に示し, 各要求超過の項目について検出結果を考察する.

・ 飛行不安定

$C_{l,p}$ 誤差を削除 (つまり $C_{l,p}$ はノミナル値で固定) することにより, 飛行不安定の発生割合は 2.1% から 0.3% に大幅に減少している. また風条件を削除することによっても, 0.9% まで発生割合が減少しており, 検出された $C_{l,p}$ 誤差及び風条件の影響が非常に大きいことが確認できる.

表 4-3 (a) 飛行不安定ケースに対する検出結果

($N_T = 3000, N_F = 417$)

No.	不確定パラメタ	$P_{F,j}$ (発生確率)	$Z_{F,j}$ (σ 値)	$M_{F,j}$	$M_{T,j}$
1.	$C_{l,p}$	2.5×10^{-35}	12.3	401	2113
2.	連続突風	2.1×10^{-13}	7.24	352	2072
3.	定常風	5.0×10^{-13}	7.12	353	2089

表 4-3 (b) 接地時 \dot{Z} 要求超過に対する検出結果

($N_T = 3000, N_F = 542$)

No.	不確定パラメタ	$P_{F,j}$ (発生確率)	$Z_{F,j}$ (σ 値)	$M_{F,j}$	$M_{T,j}$
1.	定常風	1.5×10^{-10}	6.30	439	2089
2.	A_Z スケールファクタ	4.7×10^{-6}	4.43	417	2066

表 4-3 (c) 接地時 Φ 要求超過に対する検出結果

($N_T = 3000, N_F = 278$)

No.	不確定パラメタ	$P_{F,j}$ (発生確率)	$Z_{F,j}$ (σ 値)	$M_{F,j}$	$M_{T,j}$
1.	定常風	3.1×10^{-19}	8.89	259	2089
2.	連続突風	8.6×10^{-18}	8.51	255	2072
3.	$C_{l,p}$	5.0×10^{-13}	7.13	248	2113

表 4-4 パラメタ検出結果の確認

評価量	全パラメタ (要求超過, %)	風条件削除	$C_{l,p}$ 誤差削除	A_z スケールファクタ 誤差削除
[飛行中]				
飛行不安定	2.1	0.9	0.3	2.0
$ N_z $ 最大値	0.8	0.7	1.0	0.9
P_D 最大値	0.1	0.0	0.1	0.1
α 変動範囲	0.4	0.2	0.4	0.4
β 変動範囲	0.1	0.0	0.0	0.1
[接地時]				
X 位置	0.0	0.0	0.0	0.0
Y 位置	0.0	0.0	0.0	0.0
\dot{Z}	4.8	3.2	4.3	4.2
Θ	0.4	0.2	0.2	0.4
Φ	2.4	0.4	1.4	2.3
β_g	0.3	0.0	0.2	0.4
全体 [信頼区間]	9.4 [0.0, 9.8]	4.9 [0.0, 5.3]	6.7 [0.0, 7.2]	8.7 [0.0, 9.2]

- ・ 接地時の \dot{Z} 要求超過

検出結果では風条件の影響が最も大きいという結果であり、風条件を削除した場合の要求超過割合は、4.8%から3.2%へと確かに減少している。 A_z 計測スケールファクタ誤差を削除した場合には、4.2%へと要求超過割合は減少している。よって、確かに検出された誤差の影響は大きいといえる。しかし、この要求超過割合の減少幅は、飛行不安定に対する影響と比べると、それほど大きくはない。 \dot{Z} 要求超過に影響するパラメタは、ある程度広い範囲のパラメタに分散していると推測される。

- ・ 接地時の Φ 要求の超過ケース

最も影響が大きいとして検出された風条件を削除すると、要求超過の割合は2.4%から0.4%に大きく減少している。またこのとき、 β_g 要求超過の割合も0.3%から0.0%に減少している。よって、横運動に関する要求に対して、

風条件の影響はかなり大きいことがわかる。風条件の次に影響が大きいとして検出された $C_{l,p}$ 誤差を削除した場合、要求超過の割合は1.4%に減少しており、確かに $C_{l,p}$ 誤差の影響も大きいことがわかる。

5 飛行制御パラメタの最適化

これまでの設計方法では表 4-2 の評価結果が最終的なものとなり、1割程度が要求を満足できないという結果で設計は終了していた。ここではさらにこの結果を改善することを目指し、誘導制御パラメタのチューニングを実施した。直接モンテカルロ評価結果を改善するために開発した、誘導制御パラメタ探索のための最適化アルゴリズムを用いた。本最適化手法は、文献 16)に記されるものである。このモンテカルロ評価結果を直接最適化する手法を、以下では「統計的最適化」と呼ぶ。

5.1 統計的最適化法の概要

統計的最適化の概念を、図 5-1 に示す。システムの設計パラメタを変更しながら繰り返しモンテカルロ評価を実行し、ミッション達成確率を改善していく。最適化計算に用いたアルゴリズムは、Downhill-SIMPLEX 法に焼

鈍し法(Simulated Annealing)を組み合わせた方法を用いている¹⁶⁾。統計的最適化が他の一般的な最適化と異なる点は、評価関数が「要求超過割合」という統計量となることである。このため、ある程度信頼性の高い評価関数を得るためには、モンテカルロ評価の試行回数をそれなりに大きく設定する必要がある。しかし一方で、試行回数を大きくすれば計算負荷が増大し、結果を得るまでに多くの時間(日数)を要して、作業効率が落ち、実用性が低下する。ゆえにできるだけ少ない試行回数で、かつ、結果に必要な信頼性を確保するような試行回数とする工夫が必要である。

本手法では繰り返しモンテカルロ評価を実行するため、計算負荷はかなり大きくなる。本実験は実験機の分離から着陸まで実時間でも1分以下であり、1回当たりのシミュレーション計算時間は10数秒程度である。しかし、それでも繰り返しモンテカルロ評価を実行するとなれば、

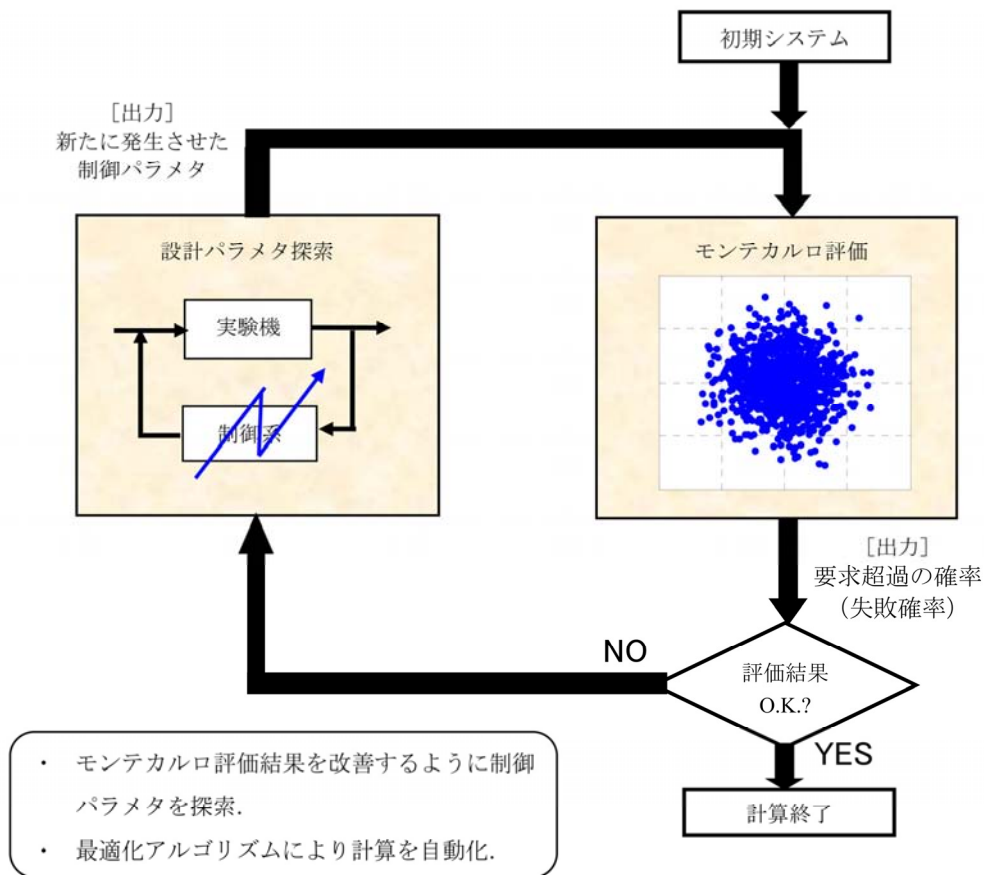


図 5-1 制御パラメタの統計的最適化

多大な計算時間を要する。そこで、モンテカルロ評価は並列計算が可能である性質を利用し、多数のPCを接続した並列計算機システムを構築して、計算を高速化した^{17,18)}。並列計算システムを概念を、図5-2に示す。

誘導制御系は表2-6に示すように、実験機の分離から着陸までに、いくつかの飛行フェーズに分けて設計している。また縦運動と横運動に関する設計パラメタもそれぞれ異なる。本誘導制御系では、縦誘導6、速度制御3、縦制御3、横誘導3、横制御3の合計18組の設計パラメタがある。このうち速度制御の設計パラメタは、縦誘導と同時に最適化した。また縦誘導の緩滑空フェーズとファイナルブレイクフェーズのパラメタも、同時に最適化した。この結果、実際には14組の設計パラメタに分割して、最適化計算を実行した。実験機分離から時間的に先となる設計パラメタの組から順番に、結果を確認しながら統計的最適化の計算を繰り返し実行した。このため並列計算システムを用いても、全ての最適化計算完了までには約1ヶ月程度の期間を要した。

5.2 最適化法の適用

最適化計算は、表2-8に示す各誘導制御パラメタの組に適用した。時間的に先となる分離後のパラメタの組から順に最適化計算を実行したが、速度制御パラメタは並進運動のコントロールであり縦誘導の一部であるため、縦誘導パラメタと一緒に最適化した。よって、全部で14組の誘導制御パラメタに対して最適化計算を順に適用し、

最適化の効果が現れた組についてのみ、誘導制御パラメタを更新した。また分離直後のフェーズである「軌道捕捉1」では、接地性能よりは飛行の安定性への影響が大きいため、評価関数を「飛行不安定の割合」と設定し、これを最小化した。その他の飛行フェーズでは、全評価項目を含めた「要求超過の割合」を評価関数として最小化した。

更新した誘導制御パラメタを、表5-1に水色の網掛けで示す。最適化計算の結果、改善効果が現れた7組の誘導制御パラメタについて更新した。主に平衡滑空フェーズ、プリブレイクフェーズのパラメタを更新していることがわかる。最適化計算により更新したパラメタは主としてフィードバックゲインであり、表5-2に最適化計算前後のパラメタ値を示す。更新前後でパラメタの絶対値が20%以上増加した場合は赤字で、逆に減少した場合は青字で示した。さらに50%以上増減したものについては、太字で示している。各誘導制御パラメタと最適化結果について、表5-1中に数字で示した順番に、以下に記す。

5.2.1 縦制御パラメタ

表5-1中に①②で示した、縦制御パラメタの更新について述べる。縦制御の主たる計算式は、次式で表される。

$$\delta e_c = K_{AZ_I} \cdot \int (\Delta A_z - \Delta A_{z_c}) dt + K_{AZ} \cdot (\Delta A_z - \Delta A_{z_c}) + K_{AZ_c} \cdot \Delta A_{z_c} + K_Q \cdot (Q - Q_c) \quad (5.1a)$$

「軌道捕捉フェーズ」では、 ΔA_{z_c} のフィードフォワードゲインを用いておらず、次式となる。



図5-2 並列計算システム

表 5-1 最適化計算により，更新した誘導制御パラメタ

誘導フェーズ	縦運動			横運動	
	縦誘導	速度制御	縦制御	横誘導	横制御
1 軌道捕捉 1	縦誘導 1	—	① 縦制御 1	横誘導 1	横制御 1
2 軌道捕捉 2	縦誘導 2	—			
3 平衡滑空	③ 縦誘導 3	速度 1	② 縦制御 2	⑤ 横誘導 2	⑥ 横制御 2
4 プリフレア	④ 縦誘導 4	速度 2			
5 緩滑空	縦誘導 5	速度 3	縦制御 3	横誘導 3	⑦ 横制御 3
6 ファイナル・フレア	縦誘導 6				

$$\delta e_c = K_{AZ-I} \cdot \int (\Delta Az - \Delta Az_c) dt + K_{AZ} \cdot (\Delta Az - \Delta Az_c) + K_Q \cdot (Q - Q_c) \quad (5.1b)$$

縦制御則の最適化は， K_{AZ-I} ， K_{AZ} ， K_{AZ-c} ， K_Q の 4 パラメタ，又は K_{AZ-c} を除く 3 パラメタのチューニングとなる．ここで ΔAz_c は縦誘導則の出力であり，基準軌道に対して垂直方向の運動加速度を表す． ΔAz_c に相当する計測量が ΔAz であり，これは加速度計出力を用いて次式より算出している．

$$\Delta \mathbf{a} = R_{R \rightarrow \gamma}(\gamma_{ref}) \cdot \{ R_{B \rightarrow R}(\Phi, \Theta, \Psi) \cdot \mathbf{a}_{CG-m} + \mathbf{g} \} \quad (5.2)$$

ここで，

$$\Delta \mathbf{a} = \begin{bmatrix} \Delta Ax \\ \Delta Ay \\ \Delta Az \end{bmatrix},$$

$$R_{R \rightarrow \gamma}(\gamma_{ref}) = \begin{bmatrix} \cos \gamma_{ref} & 0 & -\sin \gamma_{ref} \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \gamma_{ref} & 0 & \cos \gamma_{ref} \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{a}_{CG-m} = \begin{bmatrix} A_{x-CG} \\ A_{y-CG} \\ A_{z-CG} \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{g} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g_0 \end{bmatrix}$$

重心位置の加速度計測値 \mathbf{a}_{CG-m} は，基本的に式 (2.41) を \mathbf{a}_{CG} について解けば得られる．しかし $\dot{\omega}$ の計測値は存在しないため，この項は無視して次式により近似的に求め

た．また γ_{ref} は基準経路角であり，設計された基準軌道により決まる．

$$\mathbf{a}_{CG-m} = \mathbf{a} - \boldsymbol{\omega} \times \{ \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_{INS}^{(B)} \} \quad (5.3)$$

式(5.2)で ΔAz を算出して，縦制御則の式(5.1)に使用する．

表 5-1 に示すように，最適化計算によって縦制御則のパラメタは「軌道捕捉」「平衡滑空」の飛行フェーズで更新している．更新前後のパラメタ値を表 5-2(a)(b)に示す．全体的に制御ゲインが増加しており，制御を強化することによって分離直後から平衡滑空までに飛行のロバスト性を高めていることがわかる．

5.2.2 縦誘導／速度制御パラメタ

ここでは表 5-1 中に③④で示した，縦誘導と速度制御パラメタの更新について述べる．縦誘導指令及び速度制御のフィードバック部分は，次式で表される．

$$\Delta z_{FB-c} = K_{H-I} \cdot \int (H - H_{ref}) dt + K_H \cdot (H - H_{ref}) + K_{H-D} \cdot (\dot{H} - \dot{H}_{ref})$$

$$\delta sb_{FB-c} = \left\{ K_{S-I} \cdot \int (V_{EAS} - V_{ref}) dt + K_S \cdot (V_{EAS} - V_{ref}) \right\} \cdot (46^2 / V_{EAS}^2) \quad (5.4)$$

縦誘導／速度制御の最適化は， K_{H-I} ， K_H ， K_{H-D} ， K_{S-I} ， K_S の 5 パラメタ，又は速度制御パラメタを除いた 3 パラメタの最適化計算となる．

表 5-1 に示すように，縦誘導のパラメタは「平衡滑空」「プリフレア」の飛行フェーズで更新した．更新前後のパラメタはそれぞれ，表 5-2(c)(d)に示す．平衡滑空フェーズでは，高度誤差を抑えるためのゲインが，やや小さ

表 5-2 (a) 軌道捕捉 1・縦制御パラメタの最適化

パラメタ	最適化前	最適化後
K_{AZI}	-0.00675	-0.0105
K_{AZ}	-0.00969	-0.0132
K_Q	0.348	0.318

表 5-2 (b) 平衡滑空・縦制御パラメタの最適化

パラメタ	最適化前	最適化後
K_{AZI}	-0.00824	-0.00998
K_{AZ}	-0.00801	-0.0100
K_{AZC}	-0.000420	-0.00890
K_Q	0.310	0.308

表 5-2 (c) 平衡滑空・縦誘導パラメタの最適化

パラメタ	最適化前	最適化後
K_{H-I}	0.00908	0.00558
K_H	0.120	0.0878
K_{H-D}	0.504	0.452
K_{S-I}	0.00160	0.00167
K_S	0.0185	0.0723

表 5-2 (d) プリフレア・縦誘導パラメタの最適化

パラメタ	最適化前	最適化後
K_{H-I}	0.0346	0.0289
K_H	0.224	0.424
K_{H-D}	0.578	0.768
K_{S-I}	0.00116	0.00531
K_S	0.0205	0.0239

表 5-2 (e) 平衡滑空・横誘導パラメタの最適化

パラメタ	最適化前	最適化後
K_{Y-I}	0.0	0.0
K_Y	0.00599	0.0127
K_{Y-D}	0.0271	0.0576

くなっている。平衡滑空フェーズは直線軌道であり、その軌道からの偏差を抑えることが制御系の主たる目的である。不確定パラメタによるシステムの変動に対して、高度偏差を抑制するのに十分なフィードバックゲインがあれば、安定性確保の面からできるだけゲインは小さい方がよい。高度の偏差抑制に関しては、安定余有確保のためゲインが減少しているものと推測される。これに対して、速度制御のフィードバックゲインは大幅に増加している。速度制御では偏差を抑制するためのゲインが不十分であったと考えられ、結果として比例ゲインが約 4 倍に増加している。

一方のプリフレアフェーズでは、全体的にゲインが増加している。曲線の基準軌道に追従させるため、フィードフォワード指令が優勢な飛行フェーズであるが、フィードバック指令を強化して不確定パラメタに対するロバスト性を高めているものと推測できる。

5.2.3 横誘導パラメタ

表 5-1 中に⑤で示す、横誘導パラメタの更新について述べる。横誘導指令は、次式で表される。

$$\Phi_c = -K_{Y-I} \cdot \int Y \cdot dt - K_Y \cdot Y - K_{Y-D} \cdot \dot{Y} \quad (5.5)$$

横誘導の最適化は、 K_{Y-I} 、 K_Y 、 K_{Y-D} の 3 パラメタのチューニングとなる。

横誘導パラメタは、最適化計算によって「平衡滑空」フェーズにおいて更新しており、最適化前後の値を表 5-2(e)に示す。ここで積分ゲインは実質的に 0 であり、比例及び微分制御により $Y_{ref} = 0$ からの偏差を抑えている。比例ゲイン、微分ゲイン共にかなり大きくなっており、最適化前に安定余有がかなり確保されていたといえる。またゲインを大きくすることで、平衡滑空フェーズにおいて不確定性に対するロバスト性を高めている。

5.2.4 横制御パラメタ

最後に表 5-1 中に⑥⑦で示した、横制御パラメタの更新について述べる。横制御はロール運動とヨー運動が連成しているため、エルロン指令とラダー指令を次式によ

り同時に算出している。

$$\begin{aligned} \delta\alpha_c &= K_{aAy} \cdot A_y + K_{aP} \cdot P + K_{aR} \cdot R \\ &+ K_{a\Phi} \cdot (\Phi - \Phi_c) + K_{a\Phi I} \cdot \int (\Phi - \Phi_c) dt \\ &+ K_{a\Phi c} \cdot \Phi_c \\ \delta r_c &= K_{rAy} \cdot A_y + K_{rP} \cdot P + K_{rR} \cdot R \\ &+ K_{r\Phi} \cdot \Phi + K_{rAyI} \cdot \int A_y dt \end{aligned} \quad (5.6)$$

横制御則の最適化は、 K_{aAy} 、 K_{aP} 、 K_{aR} 、 $K_{a\Phi}$ 、 $K_{a\Phi I}$ 、 $K_{a\Phi c}$ 、 K_{rAy} 、 K_{rP} 、 K_{rR} 、 $K_{r\Phi}$ 、 K_{rAyI} の合計 11 パラメタの最適化計算となる。

表 5-1 に示すように、横制御パラメタの最適化は「平衡滑空」「プリフレア以降」の飛行フェーズにおいて更新しており、接地性能を改善している。最適化前後のパラメタ値は、平行滑空フェーズについて表 5-2(f)に、プリフレアフェーズ以降について表 5-2(g)に、それぞれ示す。最適化前と比較すると、誘導出力である Φ_c に対するフ

ィードフォワードを活用するようになっており、これは追従性改善に寄与するものと推測できる。また全体的にゲインは増加しており、ロバスト性改善のために制御力が強化されているといえる。

5.3 最適化システムの評価

最適化計算によって得られたシステムの評価結果を、表 5-3 に示す。これは最適化前の表 4-2 に対応するものであり、要求超過割合は 1 割弱であったものから、6.3% 以下まで改善することができた。特に改善がみられた項目は、飛行不安定と接地時の沈下率であり、要求超過割合は半減程度、又はそれ以下まで改善できている。また接地時 Φ の要求超過割合も、かなりの改善効果が見られる。このときの状態量のばらつきを、図 5-3 に示す。

一般に、最適化計算によって全体的に誘導制御系のフィードバックゲインは大きくなり、余有を削ることによって制御性能は向上する。この結果、指令値への追従性能が向上して、不確定要因に対する耐性も高まる。余有

表 5-2 (f) 平衡滑空フェーズ・横制御パラメタの最適化

パラメタ	最適化前	最適化後	パラメタ	最適化前	最適化後
K_{aAy}	-0.00905	-0.0595	K_{rAy}	-0.0480	-0.0716
K_{aP}	-0.0781	-0.0665	K_{rP}	-0.0184	-0.0382
K_{aR}	-0.670	-0.763	K_{rR}	0.756	0.865
$K_{a\Phi}$	-0.500	-0.428	$K_{r\Phi}$	-0.112	-0.233
$K_{a\Phi I}$	-0.278	-0.451	K_{rAyI}	0.186	0.00343
$K_{a\Phi c}$	0.00	0.107	—	—	—

表 5-2 (g) プリフレア以降・横制御パラメタの最適化

パラメタ	最適化前	最適化後	パラメタ	最適化前	最適化後
K_{aAy}	-0.0234	-0.0154	K_{rAy}	-0.0137	-0.0871
K_{aP}	-0.0826	-0.0624	K_{rP}	0.00517	0.0106
K_{aR}	-0.691	-1.14	K_{rR}	1.23	1.16
$K_{a\Phi}$	-0.596	-0.515	$K_{r\Phi}$	0.0966	0.168
$K_{a\Phi I}$	-0.313	-0.292	K_{rAyI}	0.536	0.302
$K_{a\Phi c}$	0.00	0.0390	—	—	—

表 5-3 最適化後のモンテカルロ評価結果

評価量	要求超過割合 (%)
[飛行中]	
飛行不安定	0.6
$ N_z $ 最大値	1.0
P_p 最大値	0.0
α 変動範囲	0.2
β 変動範囲	0.0
[接地時]	
X 位置	0.0
Y 位置	0.0
\dot{Z}	2.8
Θ	0.2
Φ	1.8
β_g	0.2
全体 [信頼区間]	5.9 [0.0, 6.3]

を必要以上に削ると飛行不安定の危険性が高まるが，制御パラメタ最適化の中でモンテカルロ評価を用い，あらゆる不確定要因の影響を反映させているために，過度に余有が削られることを防いでいる．その結果，必要な余有を確保した上で，より高性能なシステムを実現できる．

最適化後のシステムにおいて，性能に影響する不確定パラメタに変化があるか確認するため，感度解析を実施した．その結果を図 5-4 に示す．これは最適化前の図 4-3 に対応するものであるが，影響の大きなパラメタは，若干の順位の変化はあるものの，その項目は殆ど変わらない．このことは，単独の不確定パラメタの影響を調査しただけでは，正しくシステムのロバスト性を評価することはできないことを示すともいえる．

次に，最適化後のシステムに対して，危険不確定パラメタを検出した．その結果を，表 5-4 に示す．これは，最適化前のシステムにおける表 4-3 に対応するものであ

る．結果を比較すると依然として風の影響は大きい，誘導制御パラメタが変更されたことにより，相対的に風の影響は低下している．飛行不安定に影響を及ぼすと判定された不確定パラメタは C_{m-q} ， C_{l-p} ， $C_{m-\dot{\alpha}}$ ，風条件である．また接地時 \dot{Z} と Φ の要求超過に影響する不確定パラメタは， v_d 計測誤差， $C_{n-\dot{\alpha}}$ ， $Y_{c.g.}$ ，風条件である．

これらの不確定パラメタの影響を確認した結果を，表 5-5 に示す．飛行不安定に影響するパラメタは，主として表 5-5(a)に示した．検出された C_{m-q} ， C_{l-p} ， $C_{m-\dot{\alpha}}$ 誤差をそれぞれ削除した場合，飛行不安定の割合は半減かそれ以下になっており，確かにこれらの誤差パラメタの影響はいずれも大きいことが確認できる．特に C_{m-q} 誤差を削除することで，飛行不安定に加えて飛行中の $|N_z|$ 超過の割合も大きく減少している．このことから， C_{m-q} 誤差は分離直後の安定性に大きく影響しているといえる．

次に接地時 \dot{Z} 及び Φ の要求超過ケースに対して，不確定パラメタの影響を確認した結果を表 5-5(b)に示す．まず接地時 \dot{Z} 要求に対しては， v_d 計測誤差， $C_{n-\dot{\alpha}}$ 誤差， $Y_{c.g.}$ 誤差が検出されているが，これらを削除すると要求超過割合は確かにある程度減少している．全ての不確定パラメタを含む場合の要求超過割合が 2.8%であるのに対し，1.8~2.0%まで減少している．しかし，それほど大きく改善しているわけではなく，単独の不確定パラメタの影響としてはこの程度である．よって，接地時 \dot{Z} 要求に対して影響を及ぼすパラメタは，特に大きな影響を持つものが存在するというよりは，いくつかの不確定パラメタに分散しているといえる．

接地時 Φ 要求に対しては，検出結果に現れているとおり風の影響が最も大きく，風条件を取り除くことにより要求超過割合は 1.8%から 0.3%へと大きく改善する．また併せて β_g 要求超過割合も 0.0%となる．風条件以外に検出されたパラメタは， $C_{n-\dot{\alpha}}$ 誤差， $Y_{c.g.}$ 誤差であるが，これらを削除した場合もそれぞれ 1.3%，1.2%まで改善され，ある程度接地時 Φ 要求に影響を及ぼしていることが確認できる．

個別の評価項目については以上であるが，全評価項目

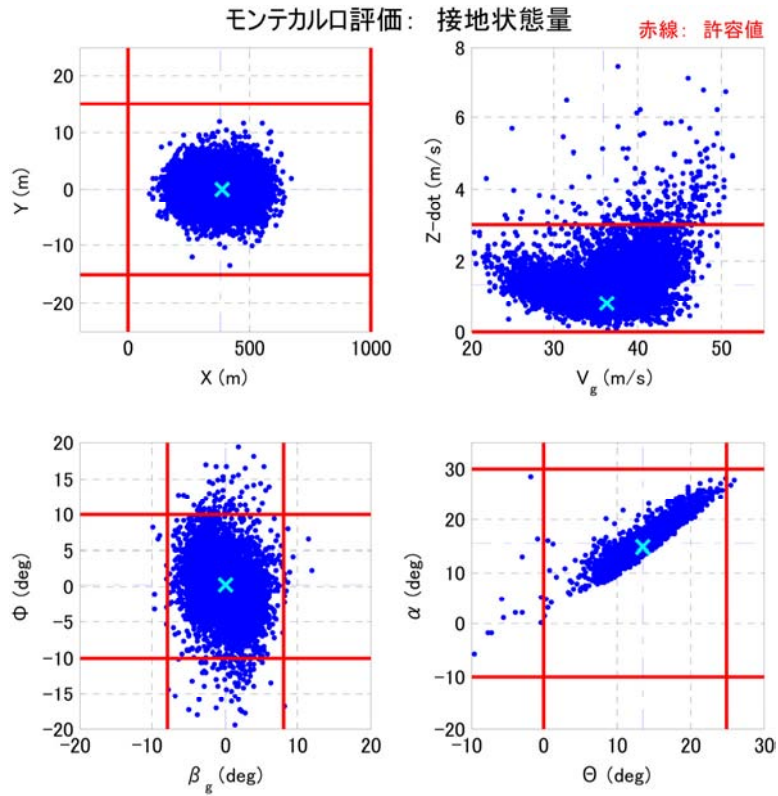


図 5-3 (a) 最適化後のモンテカルロ評価： 接地状態量

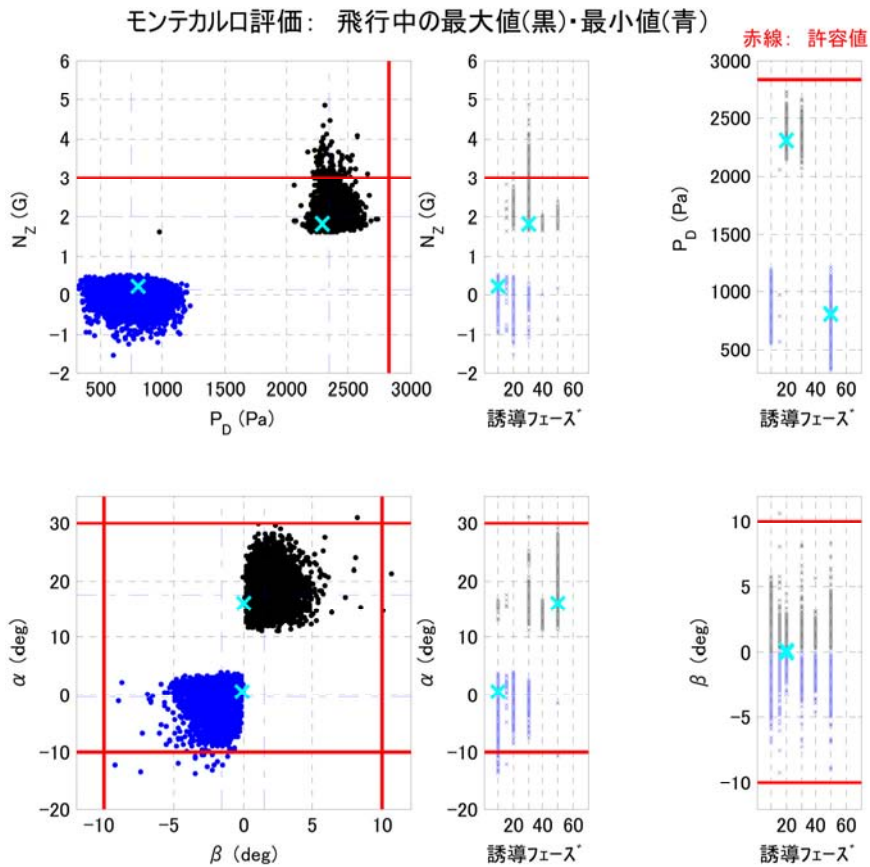


図 5-3 (b) 最適化後のモンテカルロ評価： 飛行中の最大・最小値

感度解析結果： 接地時の状態量
(ノミナルケースとの差)

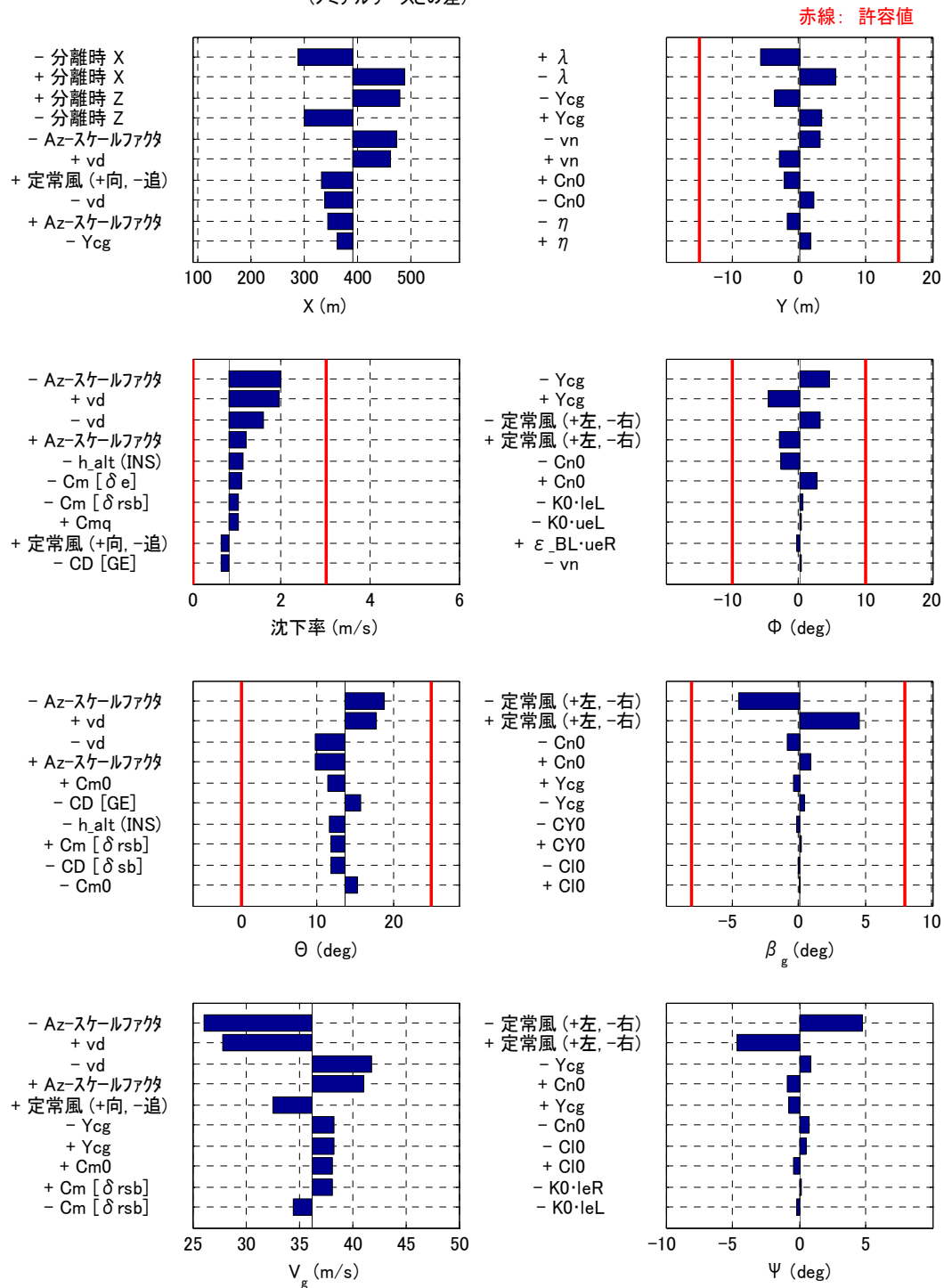


図 5-4 (a) 感度解析結果： 接地状態量

感度解析結果：飛行中の最大・最小値

(ノミナルケースとの差)

赤線：許容値

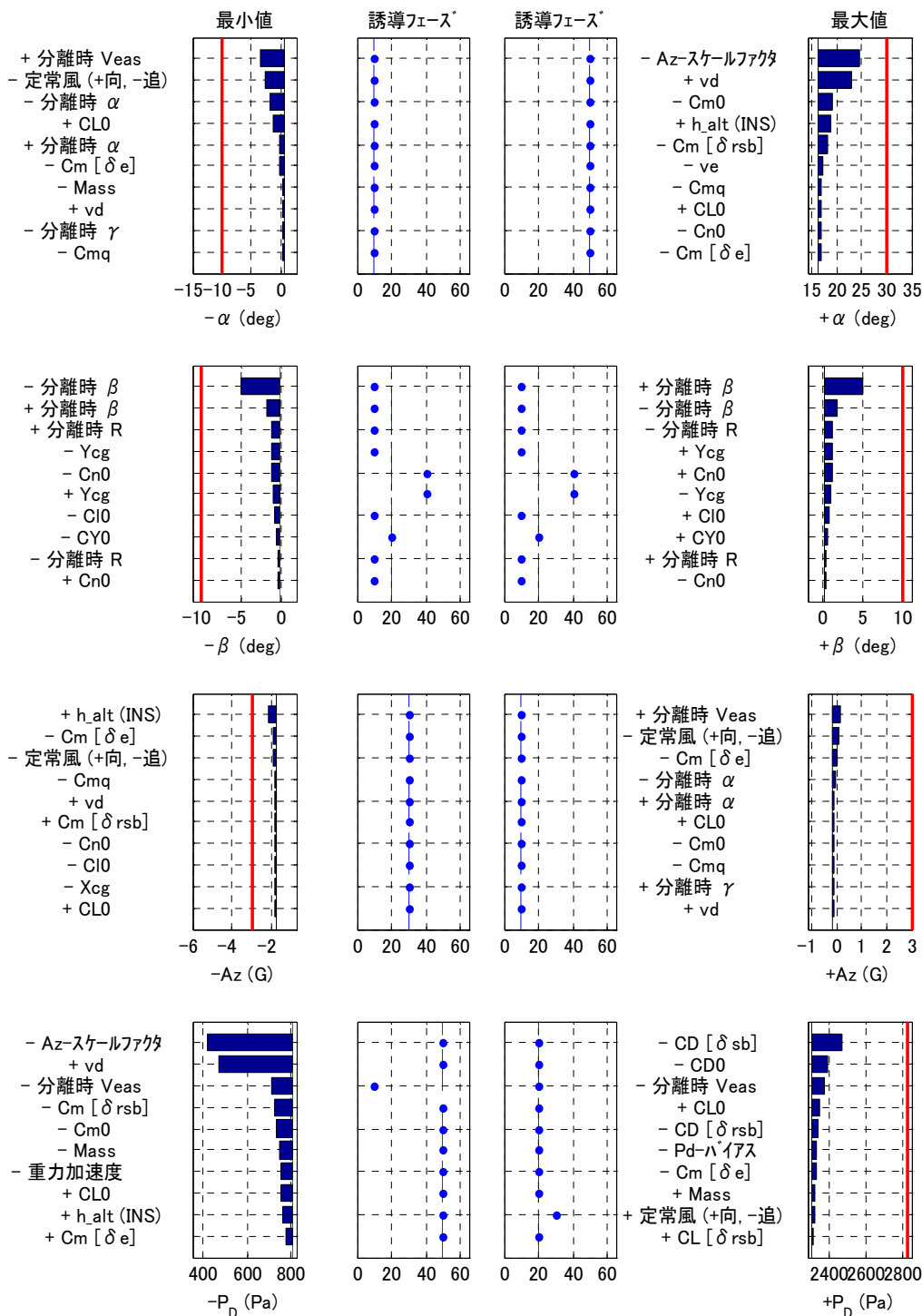


図 5-4 (b) 感度解析結果：飛行中の最大・最小値

表 5-4 (a) 飛行不安定ケースに対する検出結果 (最適化後)

($N_T = 3000, N_F = 233$)

No.	不確定 パラメタ	$P_{F,j}$ (発生確率)	$Z_{F,j}$ (σ 値)	$M_{F,j}$	$M_{T,j}$
1.	C_{m-q}	7.1×10^{-14}	7.40	202	1925
2.	C_{l-p}	3.9×10^{-10}	6.15	197	1980
3.	$C_{m-\delta e}$	5.7×10^{-9}	5.71	192	1952
4.	定常風	2.7×10^{-5}	4.04	180	1947

表 5-4 (b) 接地時 \dot{Z} 要求超過に対する検出結果 (最適化後)

($N_T = 3000, N_F = 381$)

No.	不確定 パラメタ	$P_{F,j}$ (発生確率)	$Z_{F,j}$ (σ 値)	$M_{F,j}$	$M_{T,j}$
1.	v_d ハイス	1.3×10^{-11}	6.67	305	1940
2.	$C_{n-\delta r}$	3.0×10^{-11}	6.54	306	1958
3.	$Y_{c.g.}$	7.1×10^{-11}	6.05	303	1969

表 5-4 (c) 接地時 Φ 要求超過に対する検出結果 (最適化後)

($N_T = 3000, N_F = 198$)

No.	不確定 パラメタ	$P_{F,j}$ (発生確率)	$Z_{F,j}$ (σ 値)	$M_{F,j}$	$M_{T,j}$
1.	定常風	5.7×10^{-16}	8.01	181	1947
2.	連続突風	2.8×10^{-13}	7.21	174	1915
3.	$C_{n-\delta r}$	2.6×10^{-8}	5.45	165	1958
4.	$Y_{c.g.}$	1.0×10^{-5}	4.26	158	1969

の超過割合については最適化計算によって 6.3%以下まで改善することができた。このリスクは実験実施にあたって、必ずしも小さいとは言えない。ただし飛行不安定となる確率は 1.0%以下であること、及び空中模擬着陸での実験であること、を考慮すれば ALFLEX や HSFD の例を考えても、実験の実施自体が不可能なレベルというほどではない。

先に述べたように、本実験システムでは低コスト化によるいくつかの試験の省略・簡略化と、アクチュエータ性能が十分ではない小型模型による実験計画としたがゆ

えに、これまでに実施した他の実験よりも不確定パラメタを大きく設定せざるを得なかった。このため誘導制御系の設計では、リフティングボディ形状に起因する空力特性の厳しさに加えて、不確定要因に対する余有を大きくとる必要があり、飛行/着陸性能と不確定要因に対するロバスト性の両立が特に厳しいものとなった。そこで次に、今後の参考とするために、仮に他の実験システム^{8,10,19)}と同等の不確定パラメタとした場合に、要求超過割合はどの程度改善されるかを確認した。変更後の設計モデルを、以下では「一般化モデル」と呼ぶこととする。

表 5-5 (a) 最適化システムにおける主要不確定パラメタの影響 (飛行不安定)

評価量	全パラメタ (要求超過, %)	$C_{m\dot{q}}$ 誤差削除	$C_{l,p}$ 誤差削除	$C_{m\dot{\alpha}}$ 誤差削除
[飛行中]				
飛行不安定	0.6	0.3	0.2	0.3
$ N_z $ 最大値	1.0	0.3	0.9	0.6
P_D 最大値	0.0	0.0	0.0	0.0
α 変動範囲	0.2	0.1	0.2	0.1
β 変動範囲	0.0	0.0	0.0	0.0
[接地時]				
X 位置	0.0	0.0	0.0	0.0
Y 位置	0.0	0.0	0.0	0.0
\dot{Z}	2.8	2.5	2.5	2.3
Θ	0.2	0.2	0.1	0.1
Φ	1.8	1.6	1.4	1.5
β_g	0.2	0.2	0.2	0.2
全体 [信頼区間]	5.9 [0.0, 6.3]	4.4 [0.0, 4.8]	5.0 [0.0, 5.3]	4.4 [0.0, 4.8]

表 5-5 (b) 最適化システムにおける主要不確定パラメタの影響 (接地時 \dot{Z} , Φ)

評価量	全パラメタ (要求超過, %)	v_d 誤差削除	$C_{n-\delta r}$ 誤差 削除	$Y_{c.g.}$ 誤差 削除	風条件削除
[飛行中]					
飛行不安定	0.6	0.5	0.6	0.4	0.4
$ N_z $ 最大値	1.0	0.9	0.9	0.7	0.5
P_D 最大値	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
α 変動範囲	0.2	0.2	0.2	0.2	0.1
β 変動範囲	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
[接地時]					
X 位置	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
Y 位置	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
\dot{Z}	2.8	2.0	1.8	1.9	2.0
Θ	0.2	0.1	0.1	0.1	0.2
Φ	1.8	1.7	1.3	1.2	0.3
β_g	0.2	0.2	0.0	0.2	0.0
全体 [信頼区間]	5.9 [0.0, 6.3]	4.9 [0.0, 5.3]	4.5 [0.0, 4.9]	4.2 [0.0, 4.6]	3.0 [0.0, 3.3]

6 一般化モデルによる性能評価

本実験は低コスト／小型モデルを前提とした計画であるために、不確定パラメタを大きく設定せざるを得なかったことは既に述べた。そこで今後の参考資料とするため、不確定パラメタの大きさを他の実験で使用した値と同等に見直して、システム評価を実施した。これにより、より実機に近い規模のシステムについて、そのロバスト性がある程度推測できるものとする。

6.1 不確定パラメタの見直し

ここでは、見直す不確定パラメタについて述べる。他の実験システムと比較して特にその相違が大きい「空力モデル誤差」、及び「アクチュエータモデル誤差」に着目し、これらの大きさを見直した。具体的には、以下に記す。

[空力モデル誤差の変更]

変更した空力誤差モデルを、LIFLEX モデルと比較して表 6-1 に示す。ここでは、全ての空力誤差モデルでは

表 6-1 一般化モデルで変更した空力モデル誤差

No.	変数名	記号	LIFLEX モデル 3σ相当値		一般化モデル 3σ相当値		単位				
			(-)	(+)	(-)	(+)					
[01]	空力係数	C_{L0}					-				
[02]	バイアス	C_{D0}	α 依存の誤差 (図 6-1 で比較)				-				
[03]		C_{m0}					-				
[04]		C_{Y0}					-0.0022	0.0022	-0.0013	0.0013	-
[05]		C_{l0}					-0.0023	0.0023	-0.0014	0.0014	-
[06]		C_{n0}					-0.0013	0.0013	-0.0008	0.0008	-
[07]	静的	$C_{L\alpha}$	α 依存の誤差 (図 6-1 で比較)				(1/deg)				
[10]	空力微係数	$C_{m\alpha}$					(1/deg)				
[13]		$C_{Y\beta}$					(1/deg)				
[14]		$C_{l\beta}$					(1/deg)				
[15]		$C_{n\beta}$					(1/deg)				
[22]	舵効き	$C_m [\delta\epsilon]$	表 3-3(d)		-23.3	23.3	(%)				
[23]		$C_{Y\delta\alpha}$	-0.00092	0.00092 ^{*1)}	-65	65	(%)				
[24]		$C_l [\delta\alpha]$	表 3-3(d)		-12.7	12.7	(%)				
[25]		$C_n [\delta\alpha]$	-50	100	-65	65	(%)				
[26]		$C_Y [\delta r]$	表 3-3(d)		-32.3	32.3	(%)				
[27]		$C_l [\delta r]$			-18.6	18.6	(%)				
[28]		$C_n [\delta r]$			-25.4	25.4	(%)				
[29]		$C_L [\delta sb_{elv}]$			-20	20	(%)				
[30]		$C_D [\delta sb_{elv}]$	表 3-3(e)		-20	20	(%)				
[31]		$C_m [\delta sb_{elv}]$			-20	20	(%)				
[32]		$C_L [\delta sb_{rd}]$			-20	20	(%)				
[33]		$C_D [\delta sb_{rd}]$			-20	20	(%)				
[34]		$C_m [\delta sb_{rd}]$			-20	20	(%)				

*1) 単位は%ではなく、1/deg

α 依存・空力誤差の比較

赤: 一般化モデル
青: UFLEXモデル

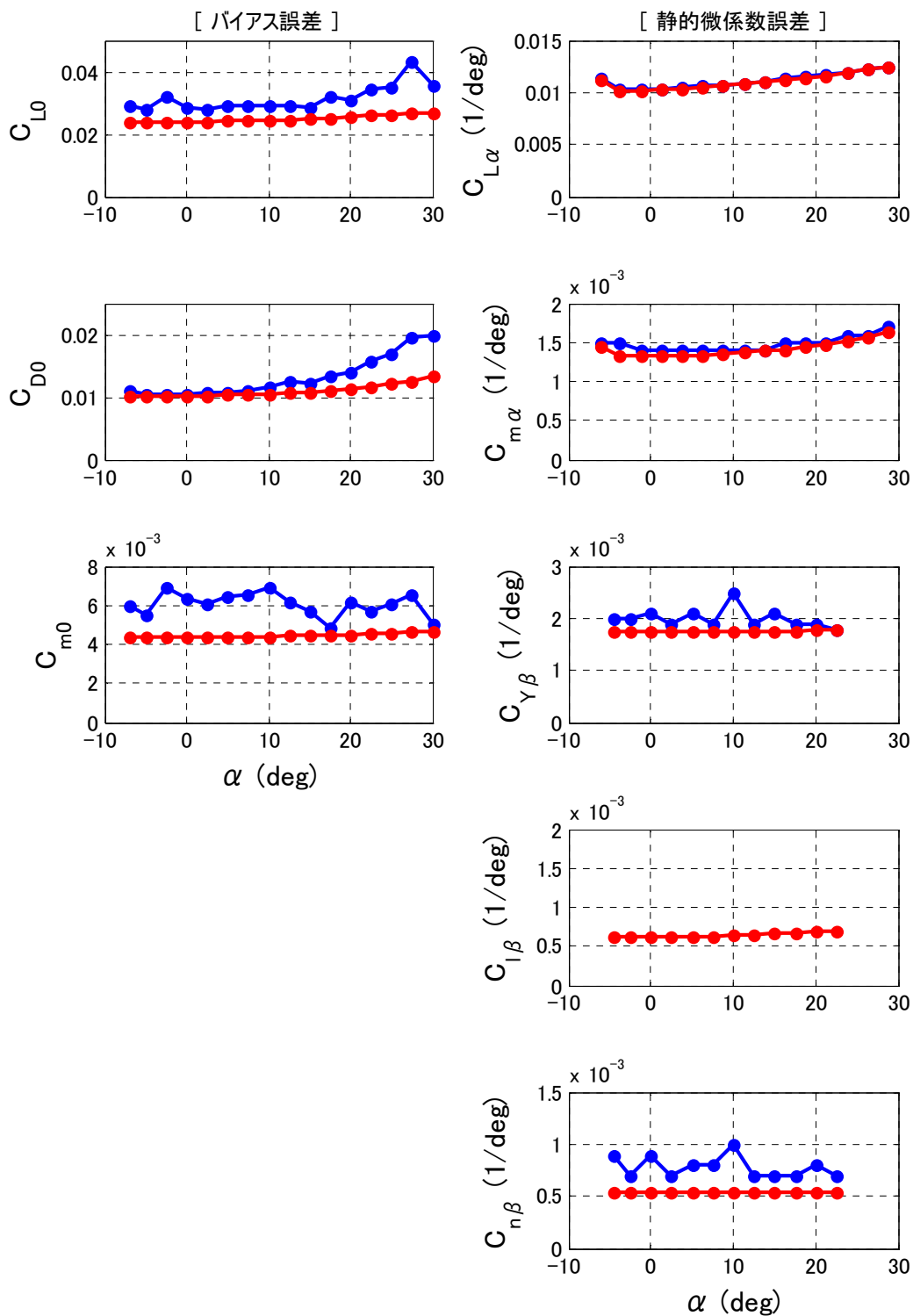


図 6-1 α 依存空力誤差の相違

なく、変更を加えた項目のみを示している。この中で α に依存して誤差量に変化するものについては、図 6-1 に示した。舵効き誤差は、表 3-3 において舵角に依存した誤差量として与えられているが、一般化モデルでは全て%表示としてノミナルの舵効きに対する割合とした。全般的に誤差の大きさは小さくなっているが、特に横運動に関する誤差が小さくなっている。

[アクチュエータモデルの変更]

アクチュエータモデルについては、誤差ばかりでなくノミナルモデルのパラメタも変更した。ノミナルモデルの変更を表 6-2(a)に、誤差の大きさの変更を表 6-2(b)に示す。こちらも、変更したパラメタのみを示している。ア

クチュエータモデルのパラメタの中で、特に飛行性能への影響が大きいのが、バックラッシュ量 ε_{BL} とアクチュエータ内部処理である離散化幅 Δ_Q である。一般化モデルでは、バックラッシュ量は小さく見直し、また離散化幅の誤差はバイアス誤差に含めて設定した。

6.2 システム評価

一般化モデルのモンテカルロ評価結果を、表 6-3 に示す。飛行不安定ケースは殆ど解消され、また全要求項目を含めた要求超過割合も表 5-3 の 6.3% 以下から 2.1% 以下まで改善した。その他の評価項目では、飛行中の N_z の要求超過の割合が殆ど解消され、接地時の \dot{Z} と Φ も共に 1% 以下まで改善している。このときの状態量のばらつき

表 6-2 (a) 一般化モデルで変更したアクチュエータ・モデル (ノミナル値)

パラメタ	(単位)	エレボン		ラダー	
		LIFLEX	一般化モデル	LIFLEX	一般化モデル
Δ_Q	(deg)	0.35	0.0	0.15	0.0
ω_0	(rad/s)	37.7	62.8	45.0	62.8
ζ_0	-	0.8	0.7	0.65	0.7
ε_{BL}	(deg)	0.5	0.25	1.5	0.25

表 6-2 (b) 一般化モデルで変更したアクチュエータ・モデル誤差

		LIFLEX モデル 3 σ 相当値		一般化モデル 3 σ 相当値		単位
		(-)	(+)	(-)	(+)	
エレボン	ε_{BL} (片側)	-0.1	0.25	-0.25	0.0	(deg)
	K_0	-0.05	0	-0.075	0.075	-
	ω_0	-12.57	37.70	-3.0	3.0	(rad/s)
	ζ_0	-0.2	0.2	-0.14	0.14	-
	Δ_Q	-0.05	0.05	0.0	0.0	(deg)
	δ_B	-0.35	0.35	-0.5	0.5	(deg)
ラダー	ε_{BL} (片側)	-0.5	0.25	-0.25	0.0	(deg)
	K_0	-0.03	0.03	-0.075	0.075	-
	ω_0	-5	5	-3.0	3.0	(rad/s)
	ζ_0	-0.05	0.05	-0.14	0.14	-
	Δ_Q	-0.05	0.05	0.0	0.0	(deg)
	δ_B	-0.0	0.0	-0.5	0.5	(deg)

表 6-3 一般モデルによるモンテカルロ評価結果

評価量	要求超過割合 (%)
[飛行中]	
飛行不安定	0.0
$ N_z $ 最大値	0.1
P_D 最大値	0.0
α 変動範囲	0.0
β 変動範囲	0.0
[接地時]	
X 位置	0.0
Y 位置	0.0
\dot{Z}	0.9
Θ	0.0
Φ	0.9
β_g	0.1
全体 [信頼区間]	1.9 [0.0, 2.1]

を、図 6-2 に示す。この程度であれば、システムのロバスト性は ALFLEXX や HSF D とも遜色ない。

モデルを見直したことによる危険不確定パラメタの変化を確認するため、これまでと同様に感度解析を実施した。結果を図 6-3 に示す。不確定パラメタ変更前の図 5-4 と比較しても、単独の不確定パラメタの影響としてはそれほど大きな相違は見られない。もっとも顕著な違いといえるのは、飛行中の最大動圧に対する C_{D0} 誤差の影響が小さくなっていることくらいである。モンテカルロ評価結果は大きく改善しているが、その違いは感度解析ではあまり明確にはならないことがわかる。

次にモンテカルロ評価において危険不確定パラメタを検出した結果を、表 6-4 に示す。要求を超過した評価項目の中で、主要なものは接地時の \dot{Z} と Φ である。風の影響が大きいのはこれまでと同様であるが、今回新たに検出されたものは接地時 \dot{Z} に対する $C_{m\alpha}$ 誤差である。接地

時 Φ に対しては、 $C_{l,p}$ 誤差が検出された。これは表 5-4 には含まれていないが、最適化前のシステムの検出結果である表 4-3 には含まれる。よって $C_{l,p}$ 誤差は、その時々設計により影響の大きさは変動するものの、横の姿勢運動に対する影響は小さくないといえる。

これまでと同様に、検出された不確定パラメタの影響を調査した結果を、表 6-5 に示す。接地時 \dot{Z} に対する影響が大きいため検出された $C_{m\alpha}$ 誤差、 v_d 計測バイアス誤差、風条件をそれぞれ削除すると、いずれのケースも接地時 \dot{Z} 要求超過の割合は半減程度、もしくはそれ以下となっている。よって検出されたこれらの不確定パラメタの影響は、いずれも大きいことがわかる。一方で、接地時 Φ に対しては、風条件及び $C_{l,p}$ 誤差が影響の大きなものとして検出されている。表 6-5 の結果から、風条件を削除することによって要求超過割合は 0.0% となっており、同時に β_g 要求の超過割合も 0.0% となっている。風条件は横運動に対して、非常に影響が大きいことを示している。また風条件削除により、接地時 \dot{Z} の要求超過割合も 0.5% まで低下し、全体評価項目を含めた要求超過割合も信頼区間を考慮して 0.8% 以下まで低下する。よって不確定パラメタの中でも、風条件の影響は特に大きいといえる。

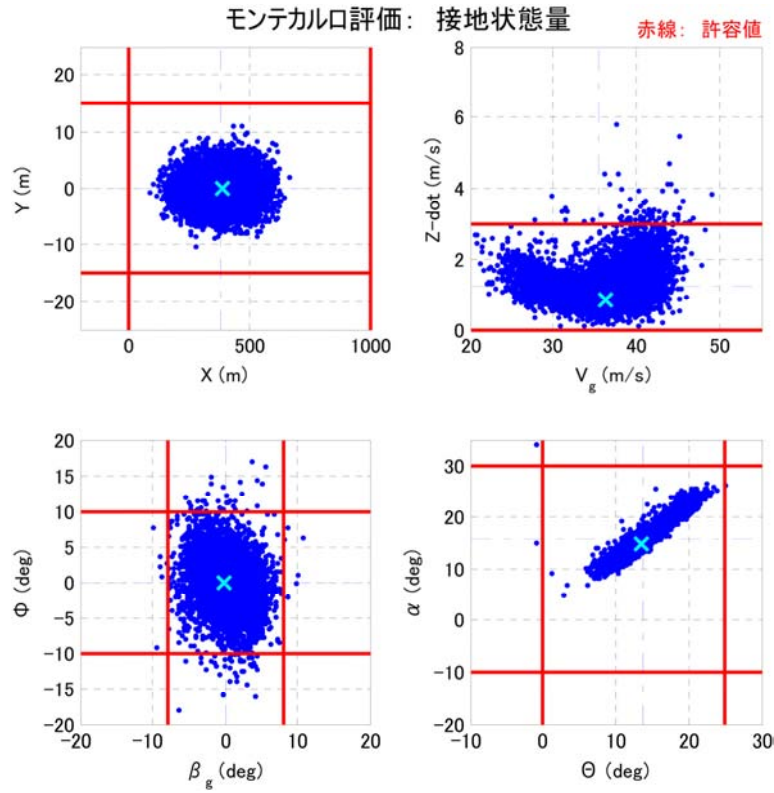


図 6-2 (a) 一般化モデルに対するモンテカルロ評価： 接地状態量

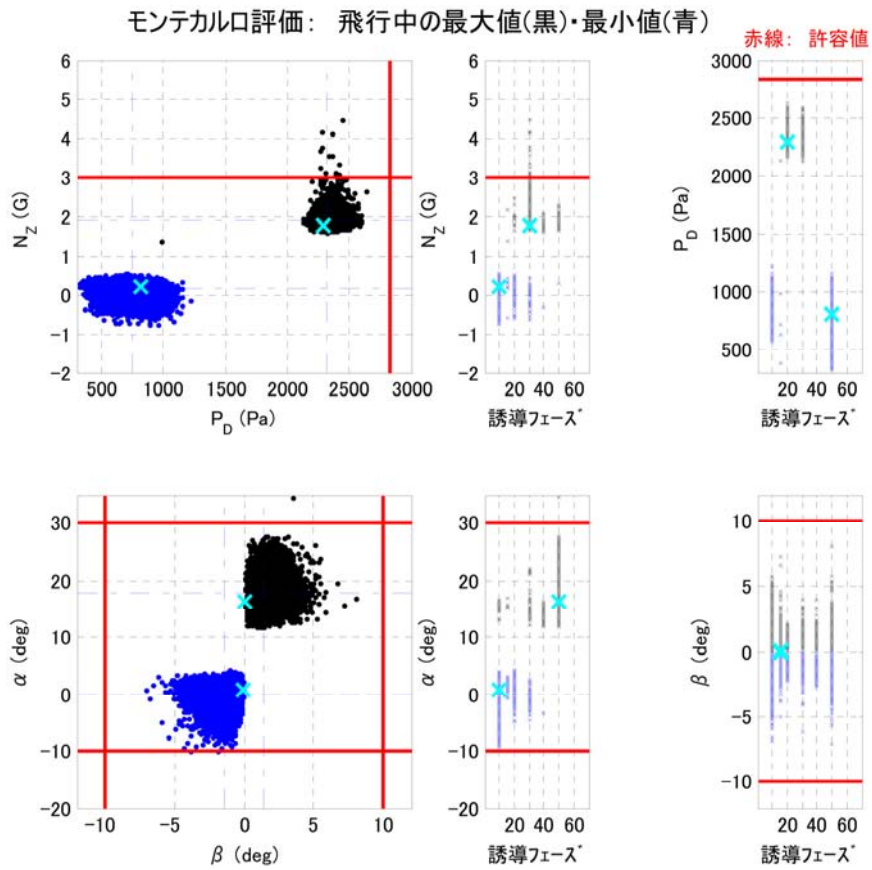


図 6-2 (b) 一般化モデルに対するモンテカルロ評価： 飛行中の最大・最小値

感度解析結果： 接地時の状態量
(ノミナルケースとの差)

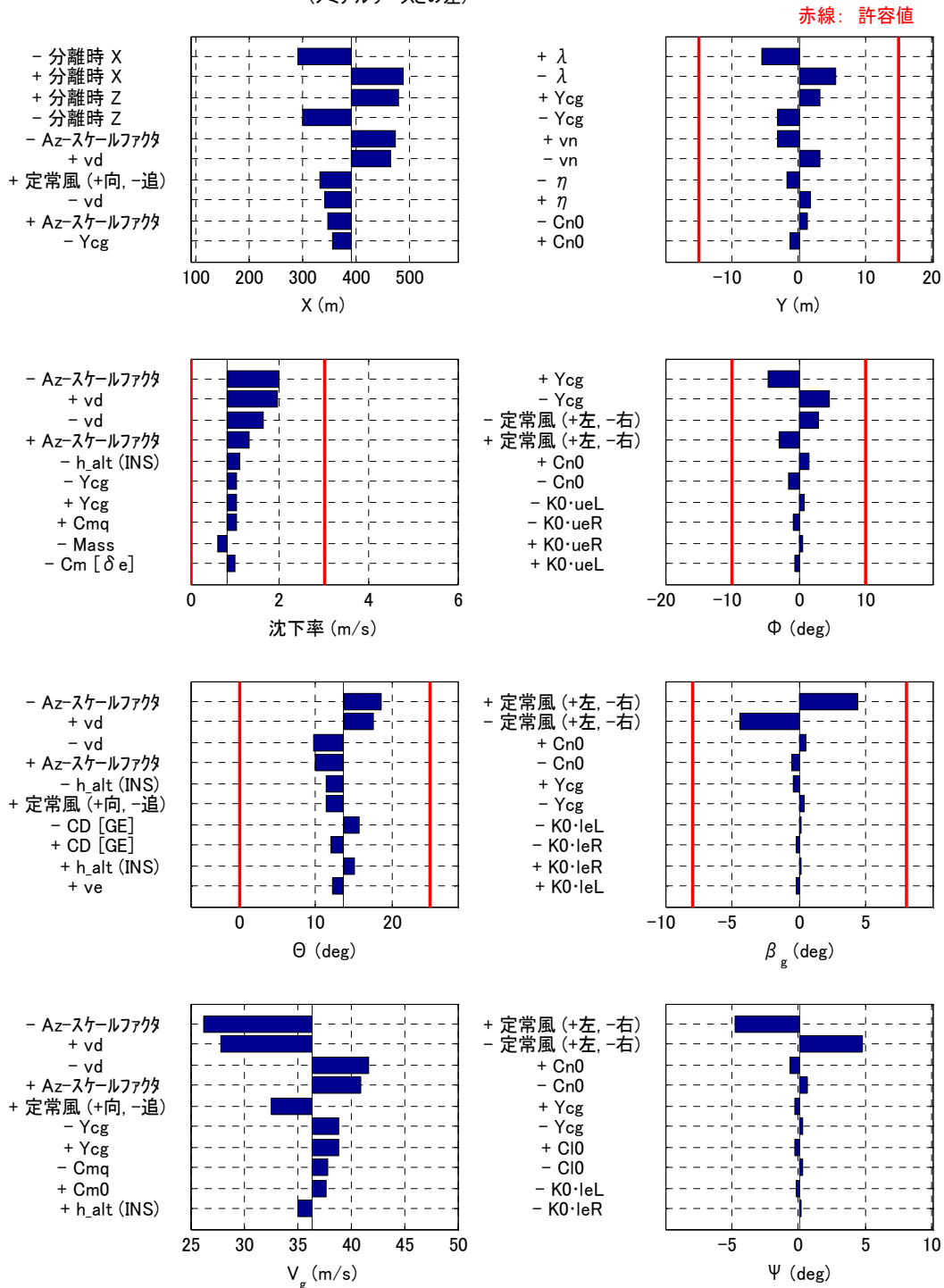


図 6-3 (a) 感度解析結果： 接地状態量

感度解析結果：飛行中の最大・最小値
(ノミナルケースとの差)

赤線：許容値

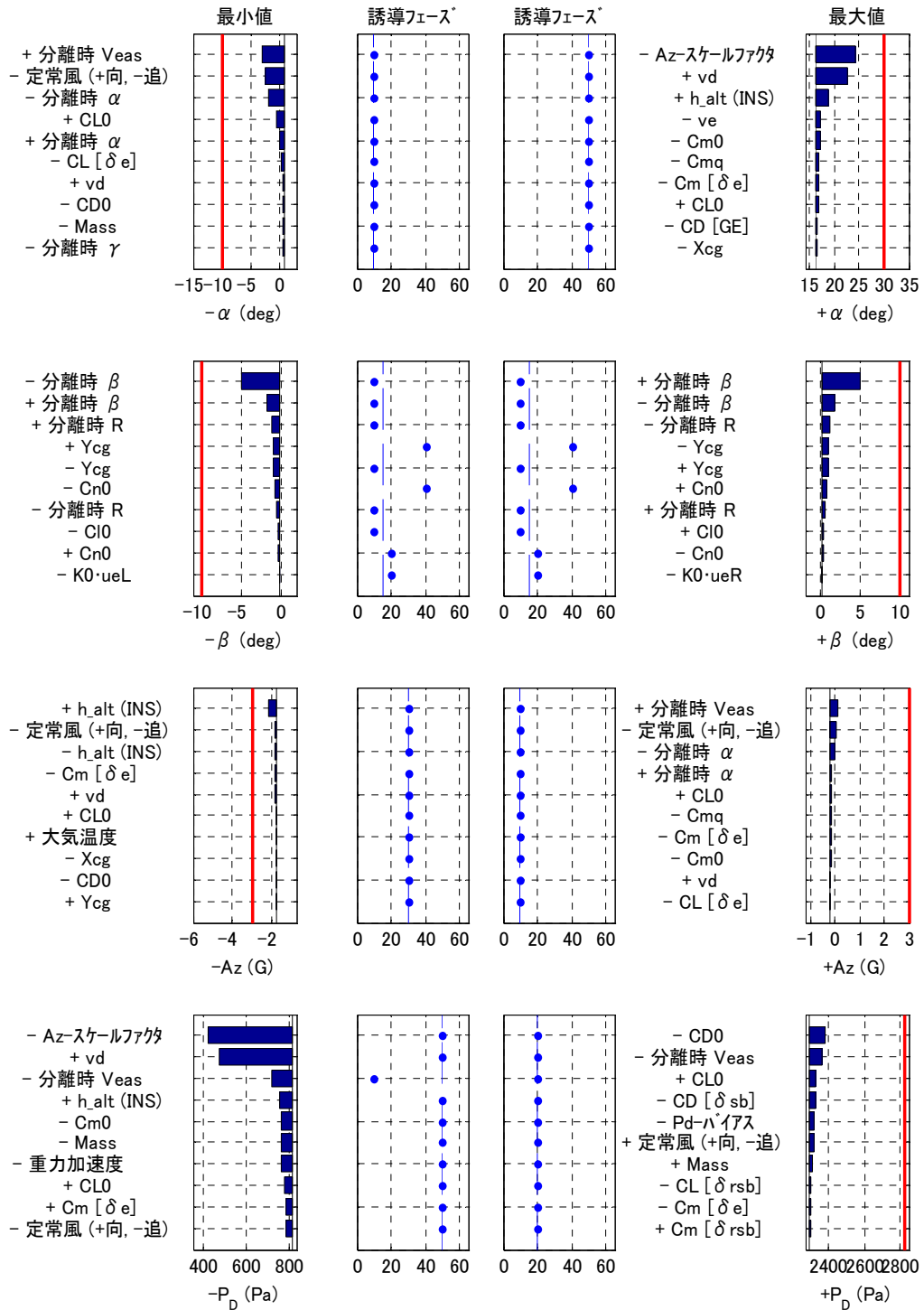


図 6-3 (b) 感度解析結果：飛行中の最大・最小値

表 6-4 (a) 接地時 \dot{Z} 要求超過に対する検出結果 (一般化モデル) $(N_T = 3000, N_F = 369)$

No.	不確定 パラメタ	$P_{F,j}$ (発生確率)	$Z_{F,j}$ (σ 値)	$M_{F,j}$	$M_{T,j}$
1.	$C_{m-\alpha}$	4.3×10^{-25}	10.3	329	1954
2.	v_d ハイス	4.3×10^{-18}	8.59	313	1940
3.	定常風	1.6×10^{-10}	6.29	294	1947

表 6-4 (b) 接地時 Φ 要求超過に対する検出結果 (一般化モデル) $(N_T = 3000, N_F = 129)$

No.	不確定 パラメタ	$P_{F,j}$ (発生確率)	$Z_{F,j}$ (σ 値)	$M_{F,j}$	$M_{T,j}$
1.	連続突風	2.7×10^{-18}	8.64	129	1915
2.	定常風	3.6×10^{-16}	8.07	127	1947
3.	$C_{L,p}$	1.1×10^{-5}	4.25	108	1980

表 6-5 パラメタ検出結果の確認 (一般化モデル)

評価量	全パラメタ (要求超過, %)	$C_{m-\alpha}$ 誤差 削除	v_d ハイス誤差 削除	風条件 削除	$C_{L,p}$ 誤差 削除
[飛行中]					
飛行不安定	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
$ Nz $ 最大値	0.1	0.1	0.2	0.1	0.1
P_D 最大値	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
α 変動範囲	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
β 変動範囲	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
[接地時]					
X 位置	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
Y 位置	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
\dot{Z}	0.9	0.4	0.3	0.5	0.8
Θ	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
Φ	0.9	0.8	0.8	0.0	0.7
β_g	0.1	0.2	0.1	0.0	0.2
全体 [信頼区間]	1.9 [0.0, 2.1]	1.5 [0.0, 1.7]	1.3 [0.0, 1.5]	0.6 [0.0, 0.8]	1.8 [0.0, 2.0]

7 まとめ

リフティングボディ自動着陸実験システムを対象とし、様々な不確定パラメタを考慮した、飛行シミュレーション評価を実施した。その後、モンテカルロ評価結果を直接最適化するために開発したアルゴリズムを用いて誘導制御系の設計パラメタを最適化し、システムの不確定性に対するロバスト性を改善した。さらに今後の参考資料とするため、今回の実験システムや実験計画の制約によって大きく設定せざるを得なかった不確定パラメタを、他の実験システムと同等に見直してシステム評価を実施した。主な内容と成果を、以下に記す。

- ・ 飛行シミュレーションモデルとして、解析に用いた運動方程式、数値計算方法、機体モデル、環境条件モデルについてまとめた。
- ・ 誘導制御系設計の考え方や、その構成およびロジックの概要を示した。
- ・ 設計されたシステムに対する飛行シミュレーション評価により、基本性能を確認し、接地性能に対して横風の影響が大きいことを確認した。
- ・ 不確定パラメタを単独で加える感度解析により、いずれの不確定パラメタに対しても要求を超過することはないことを確認した。また、システム性能に対して影響の大きな不確定パラメタを明らかにした。
- ・ モンテカルロ評価により、不確定パラメタの組み合わせの影響も含めて評価した。その結果、飛行不安定となる割合が2%程度、全要求を考慮した場合にそれを超過する割合が9.8%以下であることを確認した。
- ・ モンテカルロ評価において、要求超過ケースに大きく寄与する不確定パラメタを検出した。これまで経験的に明らかとなっていた風条件の影響の大きさが、改めて解析によっても確認できた。この他、 C_{l_p} 誤差、 A_z 計測誤差なども大きな影響を及ぼすことが明らかとなった。
- ・ モンテカルロ評価結果を改善するために開発したアルゴリズムを用い、誘導制御系の設計パラメタを自動でチューニングする、統計的最適化を実施した。

その結果、飛行不安定の割合は1%以下、全項目を併せた要求超過割合は6.3%以下まで改善できた。

- ・ 低コストが前提の本実験計画では不確定パラメタを大きく見積もる必要があったが、今後の参考とするため、これらを他の実験システムと同等に見直してシステム評価を実施した。その結果、飛行不安定ケースは殆ど解消され、全評価項目を含めても要求超過割合は2.1%以下に低減できることを確認した。他の実験システムとも遜色ないロバスト性を持つことを確認した。

以上、LIFLEX誘導制御系の設計概要、システム評価、誘導制御パラメタの最適化について述べた。飛行実験自体は凍結されたものの、ここで検討した低揚抗比を持つ機体の着陸技術、システムの評価手法、及び設計パラメタの統計的最適化の方法は、今後の宇宙輸送システムの設計検討においても利用可能な技術である。本稿の検討内容が、将来の宇宙輸送システムやその他の航空宇宙プロジェクトに、何らかの形で寄与できれば幸いである。

参考文献

- 1) LIFLEX チーム, 「リフティングボディ飛行実験 (LIFLEX) システム開発」, JAXA-RR-10-004.
- 2) 南吉紀, 塚本太郎, 「リフティングボディ飛行実験 (LIFLEX)誘導制御系 - 基準軌道及び誘導則の設計 - 」, JAXA-RR-10-008.
- 3) 濱田吉郎, 牧緑, 二宮哲次郎, 「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 - 」, JAXA-RR-10-006.
- 4) NAL/NASDA ALFLEX グループ, 「小型自動着陸実験機の飛行シミュレーションモデル」, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1252, 1994.
- 5) Stevens, B.L., and Lewis, F. L., *Aircraft Control and Simulation*, John Wiley & Sons, Inc., New York, 1992, pp.51-110.
- 6) Miyazawa, Y., Ishikawa, K., Motoda, T., Izumi, T.,

- Sagisaka, M., Hata, T. and Onuma, H., "Flight Control System for the Automatic Landing Flight Experiment", AIAA paper 96-3782, July 1996.
- 7) NAL/NASDA HOPE 研究共同チーム ALFLEX サブグループ, 「小型自動着陸実験 (ALFLEX)」, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1369, 1998.
- 8) 二宮哲次郎, 鈴木広一, 塚本太郎, 「高速飛行実証機フェーズ II の誘導制御系評価」, JAXA RR-04-002, 2004.
- 9) Mclean, D., *Automatic Flight Control Systems*, Prentice Hall, London, 1990, pp. 127-144.
- 10) 元田敏和, 「モンテカルロ法によるシステムの統計的評価」, JAXA-RR-07-005, 2007.
- 11) Mooney, C. Z., *Monte Carlo Simulation*, 1st ed., Sage Publications Inc., Thousand Oaks, CA, 1997, pp. 1-5.
- 12) Conover, W. J., *Practical Nonparametric Statistics*, 3rd ed., John Wiley & Sons, Inc., New York, 1999, pp. 130-133.
- 13) 東京大学教養学部統計学教室編, 「統計学入門」, 東京大学出版会, 1997, pp.94-99, 111-113, 229-230.
- 14) Motoda, T. and Miyazawa Y., "Identification of Influential Uncertainties in Monte Carlo Analysis," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 39, No. 4, 2002, pp. 615-623.
- 15) Motoda, T., "Simplified Approach to Identifying Influential Uncertainties in Monte Carlo Analysis," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 41, No. 6, 2004, pp. 1071-1075.
- 16) Motoda, T., Stengel, R. F. and Miyazawa, Y., "Robust Control System Design Using Simulated Annealing," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 25, No. 2, 2002, pp. 267-274.
- 17) Miyazawa Y. and Motoda T., "Stochastic Parameter Tuning Applied to Space Vehicle Flight Control Design," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 24, No.3, 2001, pp.597-604 .
- 18) Schubert, W. M., and Stengel, R. F., "Parallel Synthesis of Robust Control Systems," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, Vol. 6, No. 6, 1998, pp. 701-706.
- 19) Motoda, T., Miyazawa, Y., Ishikawa, K. and Izumi, T., "Automatic Landing Flight Experiment Flight Simulation Analysis and Flight Testing," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 36, No. 4, 1999, pp. 554-560.

付録A 空力モデル

本システムの設計評価に用いた、空力モデルについて記す。以下に、空力モデルの構成、重心位置補正、揚抗比の算出、 V - γ 線図導出について述べ、最後に様々な条件下における空力係数、揚抗比、 V - γ 線図などのグラフを示す。

A.1 空力モデルの構成

6分力に対応する空力係数は、次式により算出される。それぞれの式右辺の各項が、数値データとして与えられるものを線形補間した関数である。

$$\begin{aligned}
 C_L(\alpha, \beta, \delta\epsilon, \delta\alpha, \delta r, \delta r_{drg}, \delta b_{elv}, \delta b_{rd_aero}, \delta g, \bar{P}, \bar{R}) \\
 = C_{L_basic}(\alpha, \beta) + \Delta C_{L_\delta\epsilon}(\alpha, \beta, \delta\epsilon) + \Delta C_{L_delta\alpha}(\alpha, \beta, \delta\alpha) + \Delta C_{L_delta r}(\alpha, \beta, \delta r) \\
 + \Delta C_{L_delta r_{drg}}(\alpha, \beta, \delta r_{drg}) + \Delta C_{L_delta b_{elv}}(\alpha, \beta, \delta b_{elv}) + \Delta C_{L_delta b_{rd_aero}}(\alpha, \beta, \delta b_{rd_aero}) + \Delta C_{L_delta g}(\alpha, \beta, \delta g) \\
 + \Delta C_{L_delta P}(\alpha, \beta, \delta\epsilon, \delta\alpha) + \Delta C_{L_delta R}(\alpha, \beta, \delta\alpha, \delta r) + \Delta C_{L_delta b_{elv}}(\alpha, \beta, \delta\epsilon, \delta b_{elv}) \\
 + \Delta C_{L_delta r_{drg}}(\alpha, \beta, \delta\epsilon, \delta r_{drg}) + \Delta C_{L_delta b_{rd_aero}}(\alpha, \beta, \delta\alpha, \delta b_{rd_aero}) + \Delta C_{L_delta g}(\alpha, \beta, \delta\alpha, \delta r_{drg}) \\
 + \Delta C_{L_delta P}(\alpha, \beta, \delta r, \delta b_{rd_aero}) + \Delta C_{L_delta R}(\alpha, \beta, \delta r_{drg}, \delta b_{elv}) + \Delta C_{L_delta g}(\alpha, \bar{h}_g)
 \end{aligned}
 \tag{A.1}$$

$$\begin{aligned}
 C_D(\alpha, \beta, \delta\epsilon, \delta\alpha, \delta r, \delta dr, \delta b_{elv}, \delta b_{rd_aero}, \delta g, \bar{h}_g) \\
 = C_{D_basic}(\alpha, \beta) + \Delta C_{D_delta\epsilon}(\alpha, \beta, \delta\epsilon) + \Delta C_{D_delta\alpha}(\alpha, \beta, \delta\alpha) + \Delta C_{D_delta r}(\alpha, \beta, \delta r) \\
 + \Delta C_{D_delta r_{drg}}(\alpha, \beta, \delta r_{drg}) + \Delta C_{D_delta b_{elv}}(\alpha, \beta, \delta b_{elv}) + \Delta C_{D_delta b_{rd_aero}}(\alpha, \beta, \delta b_{rd_aero}) + \Delta C_{D_delta g}(\alpha, \beta, \delta g) \\
 + \Delta C_{D_delta P}(\alpha, \beta, \delta\epsilon, \delta\alpha) + \Delta C_{D_delta R}(\alpha, \beta, \delta\alpha, \delta r) + \Delta C_{D_delta b_{elv}}(\alpha, \beta, \delta\epsilon, \delta b_{elv}) \\
 + \Delta C_{D_delta r_{drg}}(\alpha, \beta, \delta\epsilon, \delta r_{drg}) + \Delta C_{D_delta b_{rd_aero}}(\alpha, \beta, \delta\alpha, \delta b_{rd_aero}) + \Delta C_{D_delta g}(\alpha, \beta, \delta\alpha, \delta r_{drg}) \\
 + \Delta C_{D_delta P}(\alpha, \beta, \delta r, \delta b_{rd_aero}) + \Delta C_{D_delta R}(\alpha, \beta, \delta r_{drg}, \delta b_{elv}) + \Delta C_{D_delta g}(\alpha, \bar{h}_g)
 \end{aligned}
 \tag{A.2}$$

$$\begin{aligned}
 C_m(\alpha, \beta, \delta\epsilon, \delta\alpha, \delta r, \delta r_{drg}, \delta b_{elv}, \delta b_{rd_aero}, \delta g, \bar{Q}, \bar{h}_g) \\
 = C_{m_basic}(\alpha, \beta) + \Delta C_{m_delta\epsilon}(\alpha, \beta, \delta\epsilon) + \Delta C_{m_delta\alpha}(\alpha, \beta, \delta\alpha) + \Delta C_{m_delta r}(\alpha, \beta, \delta r) \\
 + \Delta C_{m_delta r_{drg}}(\alpha, \beta, \delta r_{drg}) + \Delta C_{m_delta b_{elv}}(\alpha, \beta, \delta b_{elv}) + \Delta C_{m_delta b_{rd_aero}}(\alpha, \beta, \delta b_{rd_aero}) + \Delta C_{m_delta g}(\alpha, \beta, \delta g) \\
 + \Delta C_{m_delta P}(\alpha, \beta, \delta\epsilon, \delta\alpha) + \Delta C_{m_delta R}(\alpha, \beta, \delta\alpha, \delta r) + \Delta C_{m_delta b_{elv}}(\alpha, \beta, \delta\epsilon, \delta b_{elv}) \\
 + \Delta C_{m_delta r_{drg}}(\alpha, \beta, \delta\epsilon, \delta r_{drg}) + \Delta C_{m_delta b_{rd_aero}}(\alpha, \beta, \delta\alpha, \delta b_{rd_aero}) + \Delta C_{m_delta g}(\alpha, \beta, \delta\alpha, \delta r_{drg}) \\
 + \Delta C_{m_delta P}(\alpha, \beta, \delta r, \delta b_{rd_aero}) + \Delta C_{m_delta R}(\alpha, \beta, \delta r_{drg}, \delta b_{elv}) + C_{mq} \cdot \bar{Q} + C_{m_grd}(\alpha, \bar{h}_g)
 \end{aligned}
 \tag{A.3}$$

$$\begin{aligned}
 C_y(\alpha, \beta, \delta\epsilon, \delta\alpha, \delta r, \delta dr, \delta b_{elv}, \delta b_{rd_aero}, \delta g) \\
 = C_{y_basic}(\alpha, \beta) + \Delta C_{y_delta\epsilon}(\alpha, \beta, \delta\epsilon) + \Delta C_{y_delta\alpha}(\alpha, \beta, \delta\alpha) + \Delta C_{y_delta r}(\alpha, \beta, \delta r) \\
 + \Delta C_{y_delta r_{drg}}(\alpha, \beta, \delta r_{drg}) + \Delta C_{y_delta b_{elv}}(\alpha, \beta, \delta b_{elv}) + \Delta C_{y_delta b_{rd_aero}}(\alpha, \beta, \delta b_{rd_aero}) + \Delta C_{y_delta g}(\alpha, \beta, \delta g) \\
 + \Delta C_{y_delta P}(\alpha, \beta, \delta\epsilon, \delta\alpha) + \Delta C_{y_delta R}(\alpha, \beta, \delta\alpha, \delta r) + \Delta C_{y_delta b_{elv}}(\alpha, \beta, \delta\epsilon, \delta b_{elv}) + \Delta C_{y_delta r_{drg}}(\alpha, \beta, \delta\epsilon, \delta b_{rd_aero}) \\
 + \Delta C_{y_delta P}(\alpha, \beta, \delta\alpha, \delta r) + \Delta C_{y_delta R}(\alpha, \beta, \delta\alpha, \delta b_{elv}) + \Delta C_{y_delta r_{drg}}(\alpha, \beta, \delta\alpha, \delta r_{drg}) \\
 + \Delta C_{y_delta P}(\alpha, \beta, \delta r, \delta b_{rd_aero}) + \Delta C_{y_delta R}(\alpha, \beta, \delta b_{rd_aero}, \delta r_{drg})
 \end{aligned}
 \tag{A.4}$$

$$\begin{aligned}
 C_l(\alpha, \beta, \delta\epsilon, \delta\alpha, \delta r, \delta r_{drg}, \delta b_{elv}, \delta b_{rd_aero}, \delta g, \bar{P}, \bar{R}) \\
 = C_{l_basic}(\alpha, \beta) + \Delta C_{l_delta\epsilon}(\alpha, \beta, \delta\epsilon) + \Delta C_{l_delta\alpha}(\alpha, \beta, \delta\alpha) + \Delta C_{l_delta r}(\alpha, \beta, \delta r) \\
 + \Delta C_{l_delta r_{drg}}(\alpha, \beta, \delta r_{drg}) + \Delta C_{l_delta b_{elv}}(\alpha, \beta, \delta b_{elv}) + \Delta C_{l_delta b_{rd_aero}}(\alpha, \beta, \delta b_{rd_aero}) + \Delta C_{l_delta g}(\alpha, \beta, \delta g) \\
 + \Delta C_{l_delta P}(\alpha, \beta, \delta\epsilon, \delta\alpha) + \Delta C_{l_delta R}(\alpha, \beta, \delta\alpha, \delta r) + \Delta C_{l_delta b_{elv}}(\alpha, \beta, \delta\epsilon, \delta b_{elv}) \\
 + \Delta C_{l_delta r_{drg}}(\alpha, \beta, \delta\epsilon, \delta r) + \Delta C_{l_delta b_{rd_aero}}(\alpha, \beta, \delta\alpha, \delta b_{rd_aero}) + \Delta C_{l_delta g}(\alpha, \beta, \delta\alpha, \delta r_{drg}) \\
 + \Delta C_{l_delta P}(\alpha, \beta, \delta r, \delta b_{rd_aero}) + \Delta C_{l_delta R}(\alpha, \beta, \delta r_{drg}, \delta b_{elv}) + C_{lp} \cdot \bar{P} + C_{lr} \cdot \bar{R}
 \end{aligned}
 \tag{A.5}$$

$$\begin{aligned}
 C_n(\alpha, \beta, \delta\epsilon, \delta\alpha, \delta r, \delta r_{drg}, \delta b_{elv}, \delta b_{rd_aero}, \delta g, \bar{P}, \bar{R}) \\
 = C_{n_basic}(\alpha, \beta) + \Delta C_{n_delta\epsilon}(\alpha, \beta, \delta\epsilon) + \Delta C_{n_delta\alpha}(\alpha, \beta, \delta\alpha) + \Delta C_{n_delta r}(\alpha, \beta, \delta r) \\
 + \Delta C_{n_delta r_{drg}}(\alpha, \beta, \delta r_{drg}) + \Delta C_{n_delta b_{elv}}(\alpha, \beta, \delta b_{elv}) + \Delta C_{n_delta b_{rd_aero}}(\alpha, \beta, \delta b_{rd_aero}) + \Delta C_{n_delta g}(\alpha, \beta, \delta g) \\
 + \Delta C_{n_delta P}(\alpha, \beta, \delta\epsilon, \delta\alpha) + \Delta C_{n_delta R}(\alpha, \beta, \delta\alpha, \delta r) + \Delta C_{n_delta b_{elv}}(\alpha, \beta, \delta\epsilon, \delta b_{elv}) \\
 + \Delta C_{n_delta r_{drg}}(\alpha, \beta, \delta\epsilon, \delta r) + \Delta C_{n_delta b_{rd_aero}}(\alpha, \beta, \delta\alpha, \delta b_{rd_aero}) + \Delta C_{n_delta g}(\alpha, \beta, \delta\alpha, \delta r_{drg}) \\
 + \Delta C_{n_delta P}(\alpha, \beta, \delta r, \delta b_{rd_aero}) + \Delta C_{n_delta R}(\alpha, \beta, \delta r_{drg}, \delta b_{elv}) + C_{np} \cdot \bar{P} + C_{nr} \cdot \bar{R}
 \end{aligned}
 \tag{A.6}$$

A.2 重心位置補正

上記A.1項で表される空力係数は、空力基準点における力とモーメントを表す空力係数である。これに対して実験機の重心位置は空力基準点よりも前方に位置しており、重心回りの空力モーメントは式(A.3)(A.5)(A.6)で表される風洞試験データの値とは異なる。そこで、式(2.2)右辺の空力モーメント L_{CG} , M_{CG} , N_{CG} に対応する空力係数を求める。

$$\mathbf{M}_{C.G.} = \mathbf{M} + \left\{ \left(-\mathbf{r}_{CG}^{(A)} \right) \times \mathbf{F} \right\} = \mathbf{M} + \left\{ \left(-\mathbf{r}_{CG}^{(A)} \right) \times R_{s \rightarrow b} \cdot \mathbf{F} \right\}
 \tag{A.7}$$

成分表示とすれば、

$$\begin{bmatrix} L_{CG} \\ M_{CG} \\ N_{CG} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} + \left(- \begin{bmatrix} x_{CG} \\ y_{CG} \\ z_{CG} \end{bmatrix} \right) \times \begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & -\sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} -D_F \\ Y_F \\ -L_F \end{bmatrix}
 \tag{A.8}$$

両辺を、空力係数を用いて表すと、

$$\begin{aligned}
 \frac{1}{2} \rho_0 V_{EAS}^2 S \begin{bmatrix} \bar{b} \cdot C_{lCG} \\ \bar{c} \cdot C_{mCG} \\ \bar{b} \cdot C_{nCG} \end{bmatrix} &= \frac{1}{2} \rho_0 V_{EAS}^2 S \begin{bmatrix} \bar{b} \cdot C_l \\ \bar{c} \cdot C_m \\ \bar{b} \cdot C_n \end{bmatrix} - \frac{1}{2} \rho_0 V_{EAS}^2 S \begin{bmatrix} x_{CG} \\ y_{CG} \\ z_{CG} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & -\sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} -C_D \\ C_Y \\ -C_L \end{bmatrix} \\
 \therefore \begin{bmatrix} C_{lCG} \\ C_{mCG} \\ C_{nCG} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} C_l \\ C_m \\ C_n \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & -z_{CG}/\bar{b} & y_{CG}/\bar{b} \\ z_{CG}/\bar{c} & 0 & -x_{CG}/\bar{c} \\ -y_{CG}/\bar{b} & x_{CG}/\bar{b} & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & -\sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} -C_D \\ C_Y \\ -C_L \end{bmatrix}
 \end{aligned}
 \tag{A.9}$$

これで重心位置まわりに変換したモーメント係数が得られ、式 (2.2) における空力モーメント L_{CG}, M_{CG}, N_{CG} が得られる。

A.3 揚抗比とV- γ 線図算出

揚抗比は、空力データ C_L 、及び C_D を用いて直接得られる。

$$L/D = C_L/C_D \quad (\text{A. 10})$$

図 A-1 に、機体に働く力の釣り合いを示す。これから、次式の関係が得られる。

$$\frac{1}{2} \rho_0 V_{EAS}^2 \cdot S \cdot C_L = m \cdot g_0 \cdot \cos \gamma \quad (\text{A. 11})$$

$$\frac{1}{2} \rho_0 V_{EAS}^2 \cdot S \cdot C_D = T_F - m \cdot g_0 \cdot \sin \gamma$$

ここで本実験システムでは、推力は 0 である。よって、式 (A. 11) において $T_F = 0$ とすると、

$$m \cdot g_0 \cdot \sin \gamma = -\frac{1}{2} \rho_0 V_{EAS}^2 \cdot S \cdot C_D \quad (\text{A. 12})$$

$$m \cdot g_0 \cdot \cos \gamma = \frac{1}{2} \rho_0 V_{EAS}^2 \cdot S \cdot C_L$$

式 (A. 12) の各辺を割って整理すると、

$$\gamma = \tan^{-1} \left(\frac{-C_D}{C_L} \right) \quad (\text{A. 13})$$

式 (A. 12) の第 2 式より、

$$V_{EAS} = \sqrt{\frac{m \cdot g_0 \cdot \cos \gamma}{\rho_0 \cdot S \cdot C_L / 2}} \quad (\text{A. 14})$$

式 (A. 13) と式 (A. 14) より、各 α に対して γ と V_{EAS} の関係が得られ、V- γ 線図が描ける。

A.4 空力係数プロット

図 A-2 に、各入力パラメタの変動に対する 6 個の空力係数と、揚抗比、V- γ 線図を示す。各図において、各入力パラメタが 0 (地面効果の入力高度 \bar{h}_g については大きな値) の基準状態の特性を、黒線で表している。これらは、入力パラメタを単独に変化させたものである。各図において揚抗比は、単純に式 (A. 10) から得られる値を示しており、モーメントの釣り合いは考慮していない。また、地面効果は、 C_L 、 C_D 、 C_{mCG} に対してのみ影響するモデルとして定義されているため、 C_Y 、 C_{lCG} 、 C_{nCG} の図は示していない [図 A-2 (k)]。

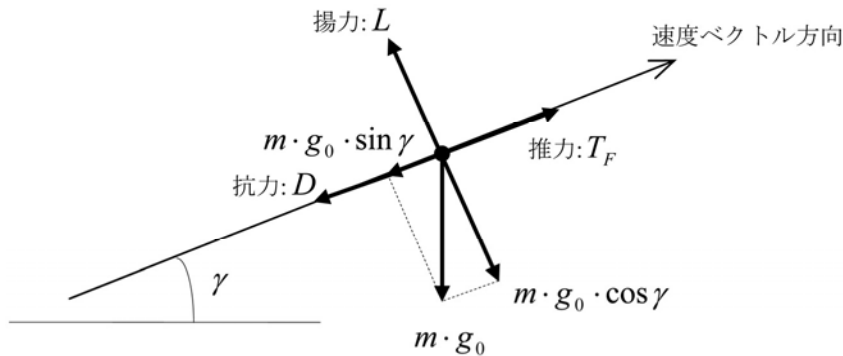


図 A-1 縦の力の釣り合い

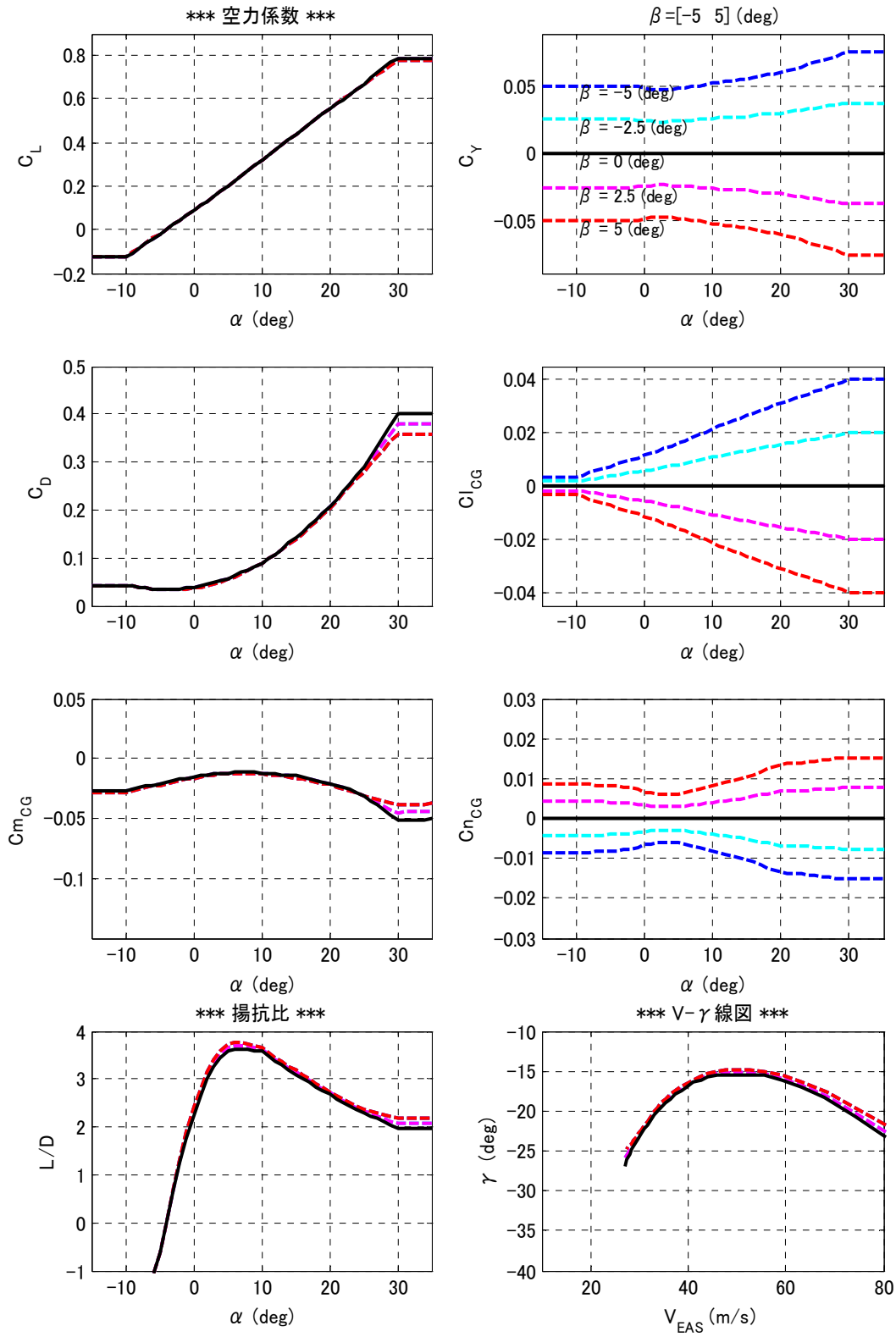


図 A-2 (a) 空力特性 (β 変化)

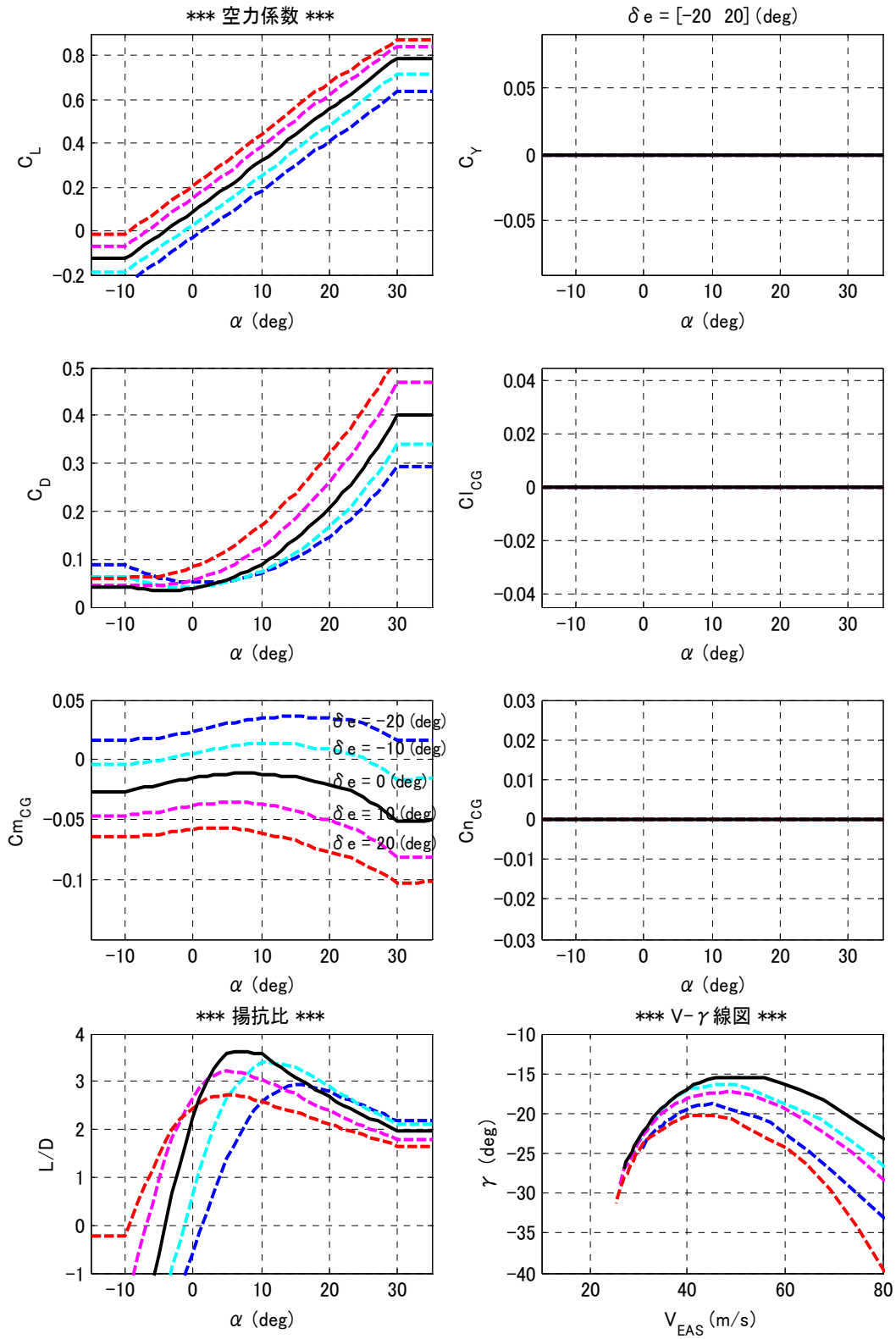


図 A-2 (b) 空力特性 (δe 変化)

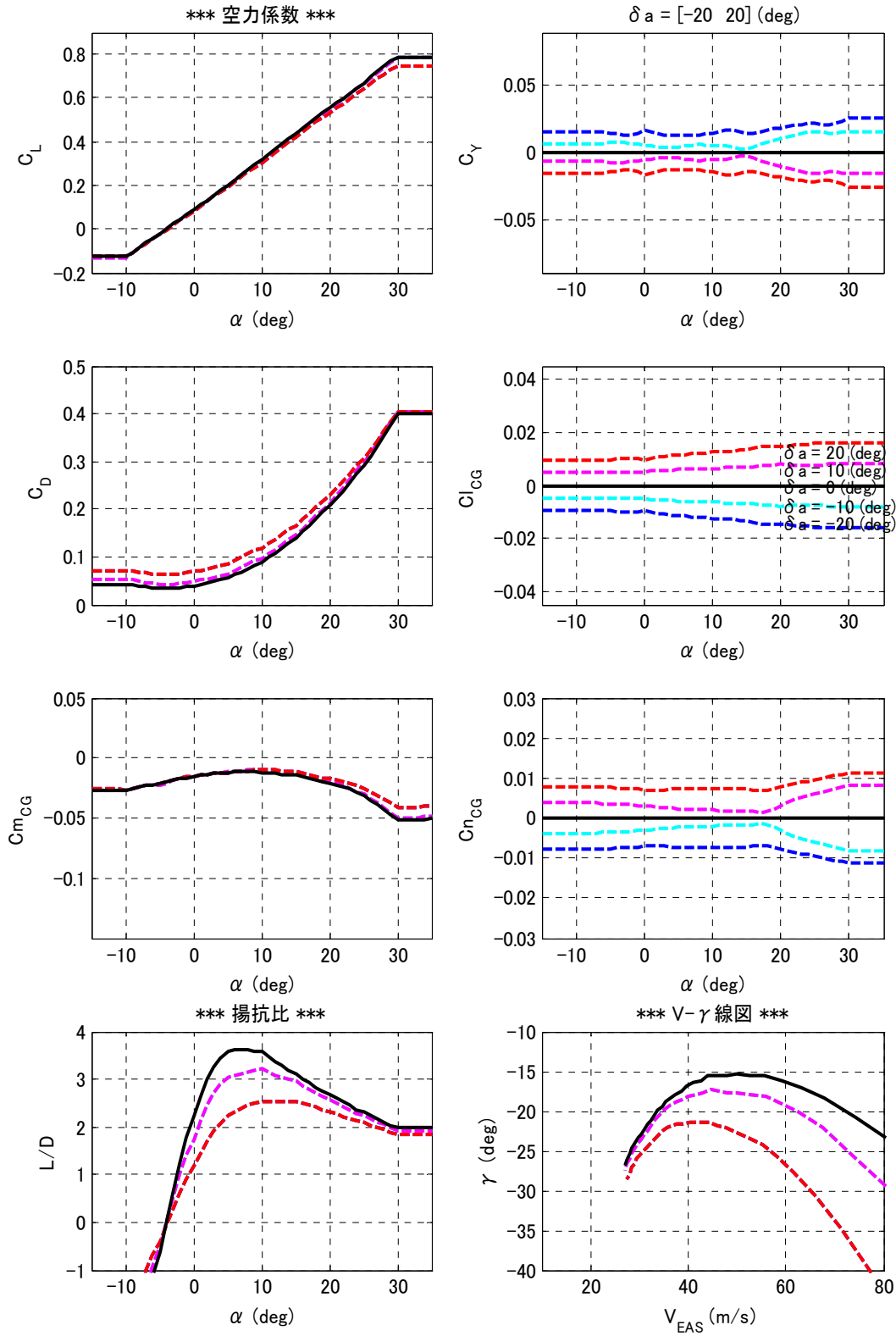


図 A-2 (c) 空力特性 ($\delta\alpha$ 変化)

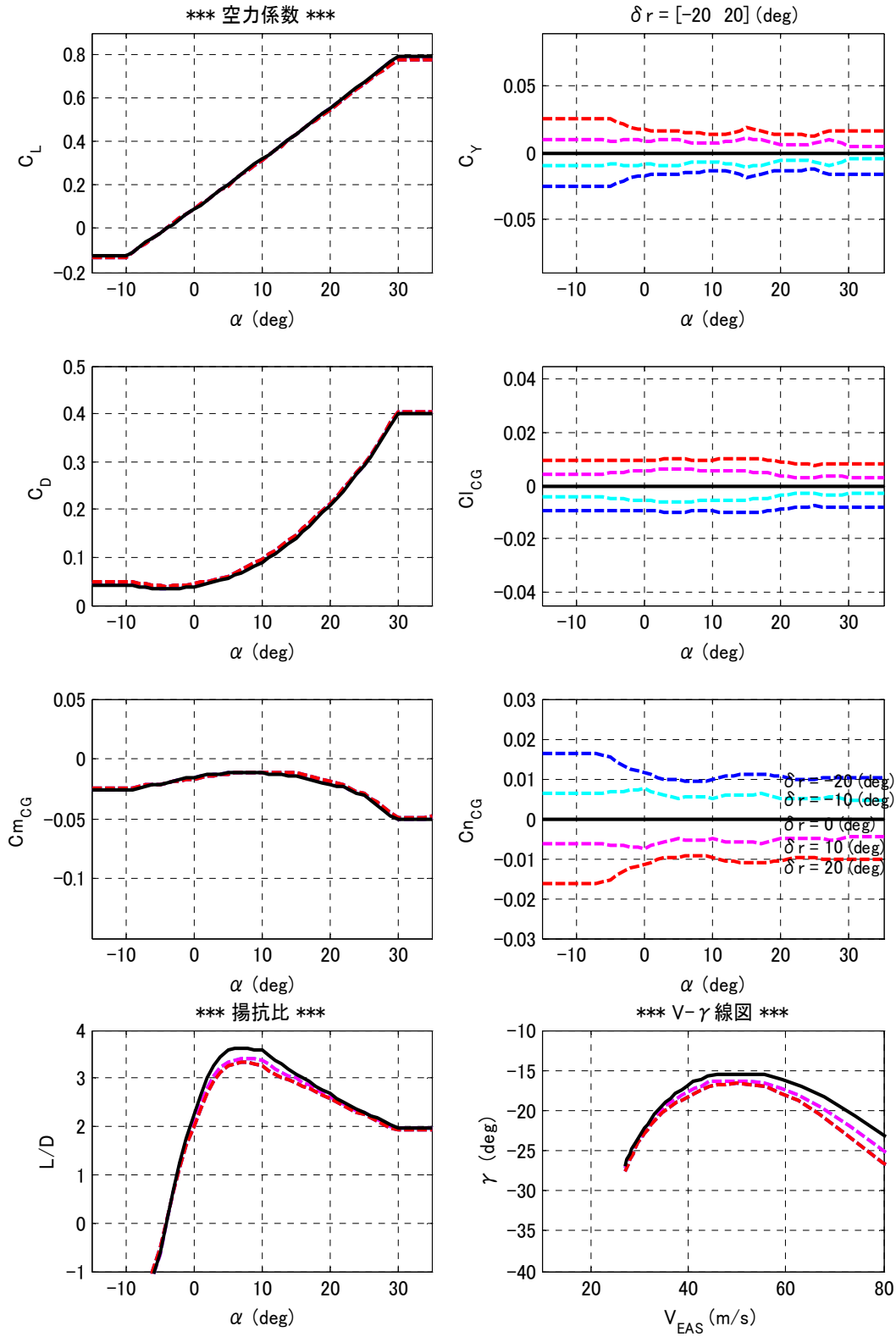


図 A-2 (d) 空力特性 (δr 変化)

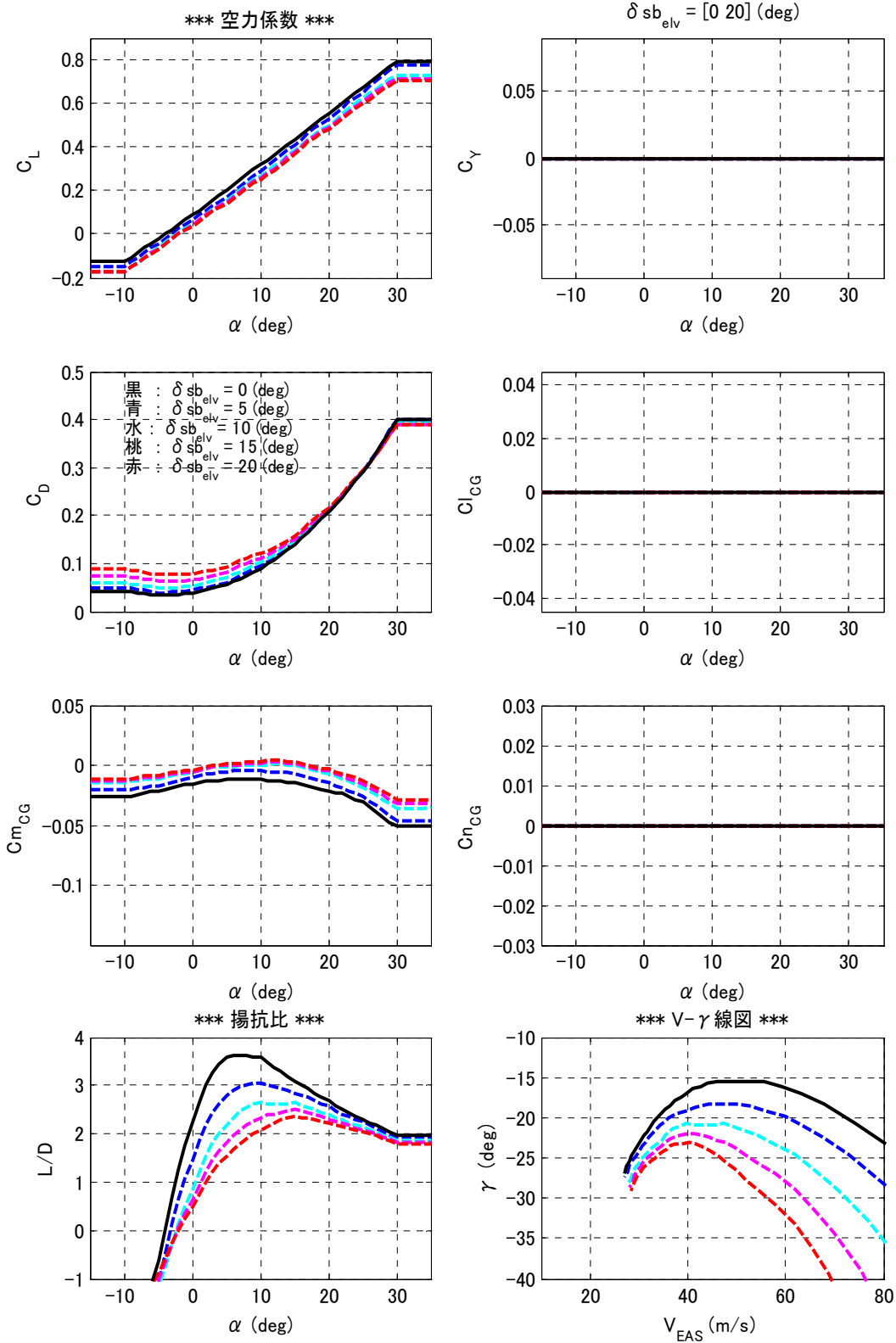


図 A-2 (e) 空力特性 (δsb_{elv} 変化)

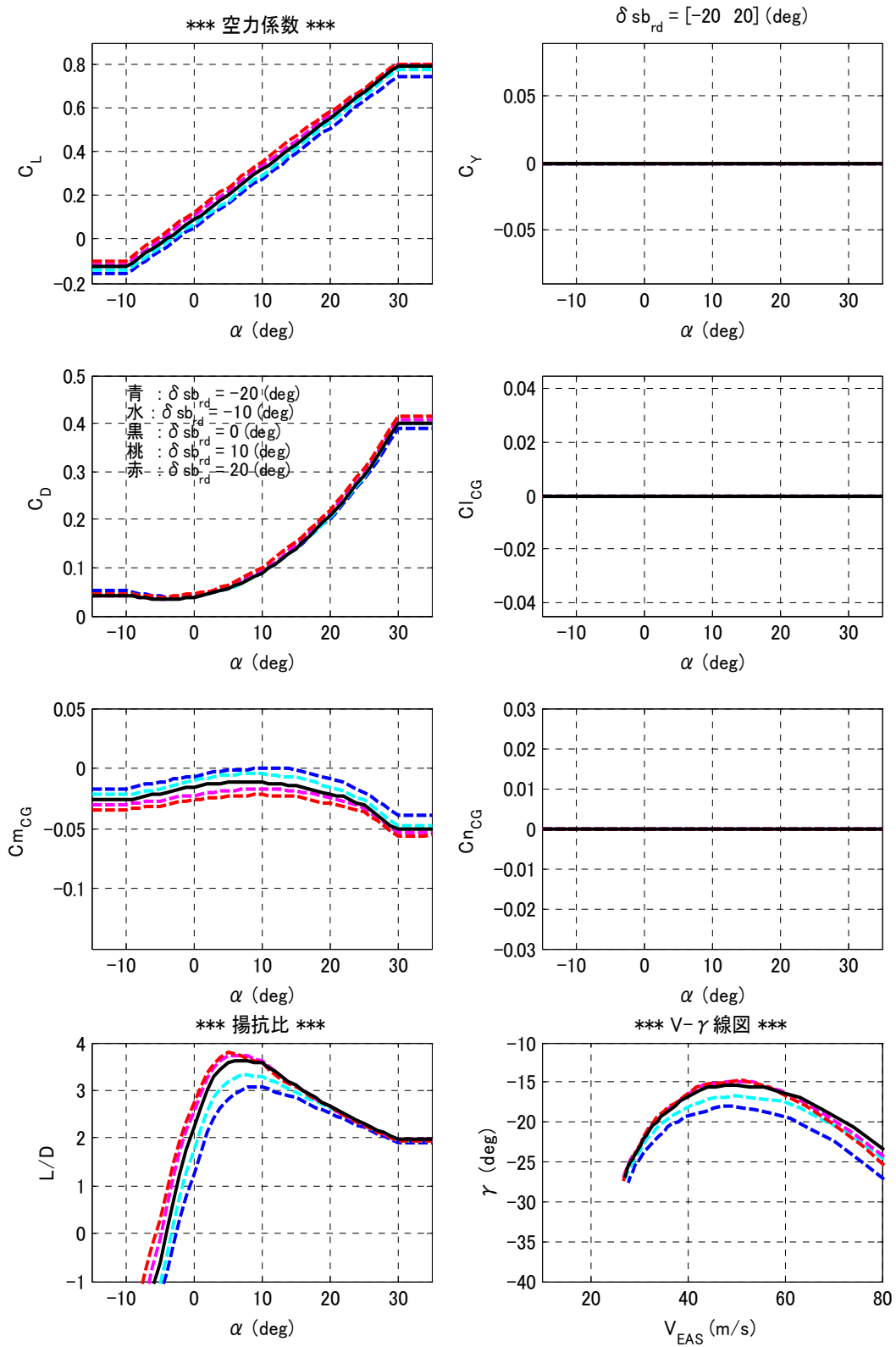


図 A-2 (f) 空力特性 (δsb_{rd_aero} 変化)

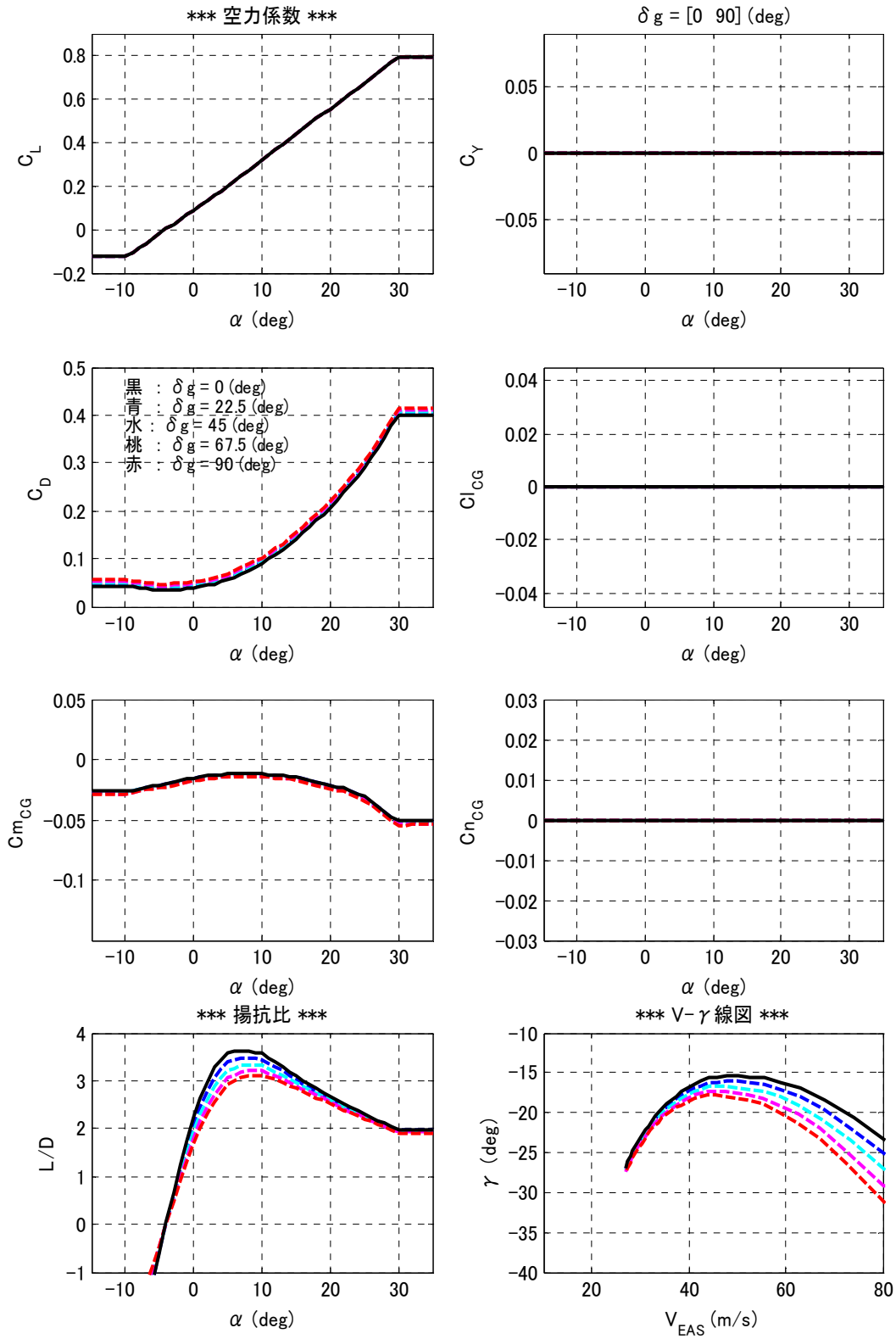


図 A-2 (g) 空力特性 (δ_g 変化)

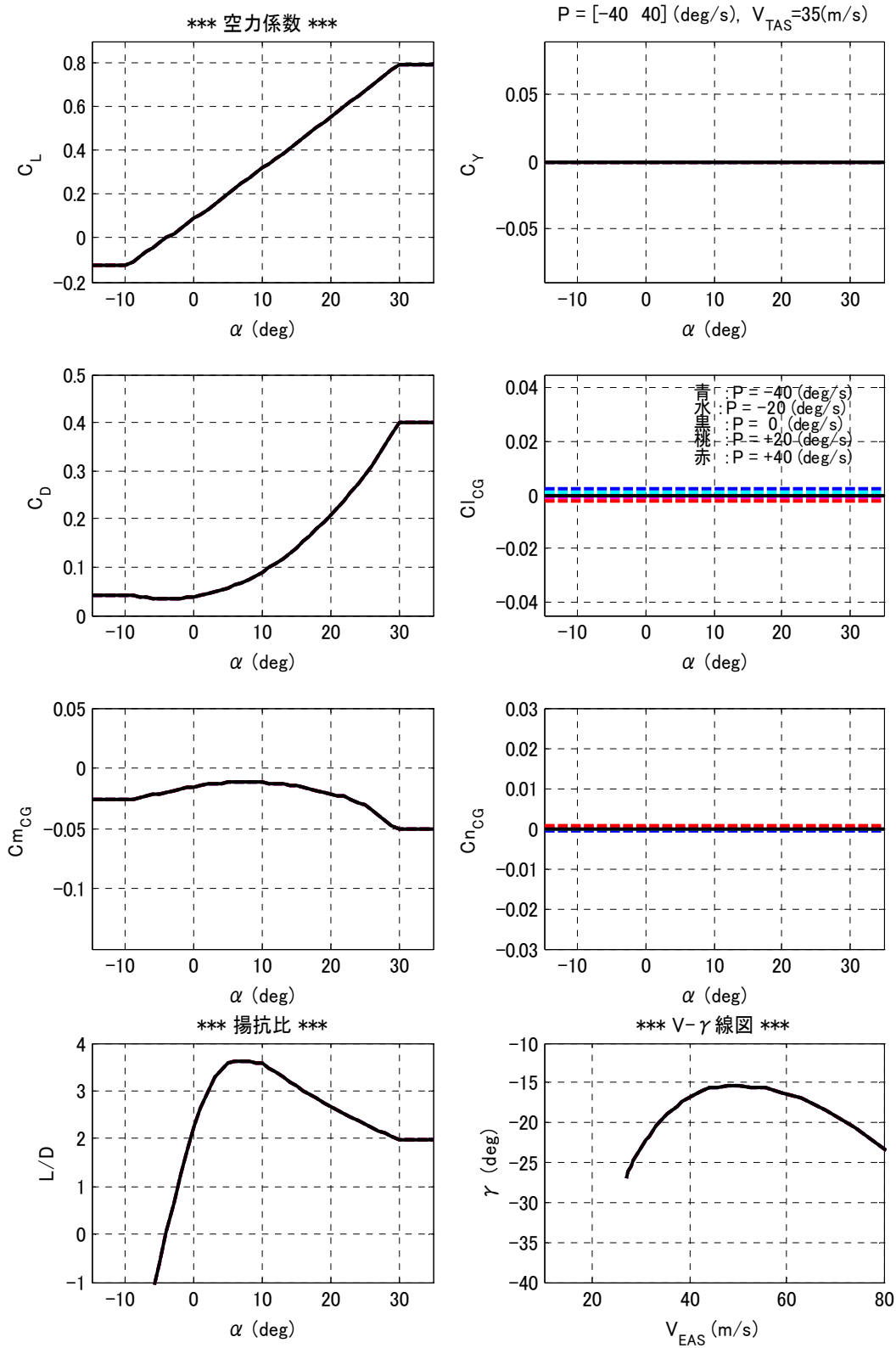


図 A-2 (h) 空力特性 (P 変化)

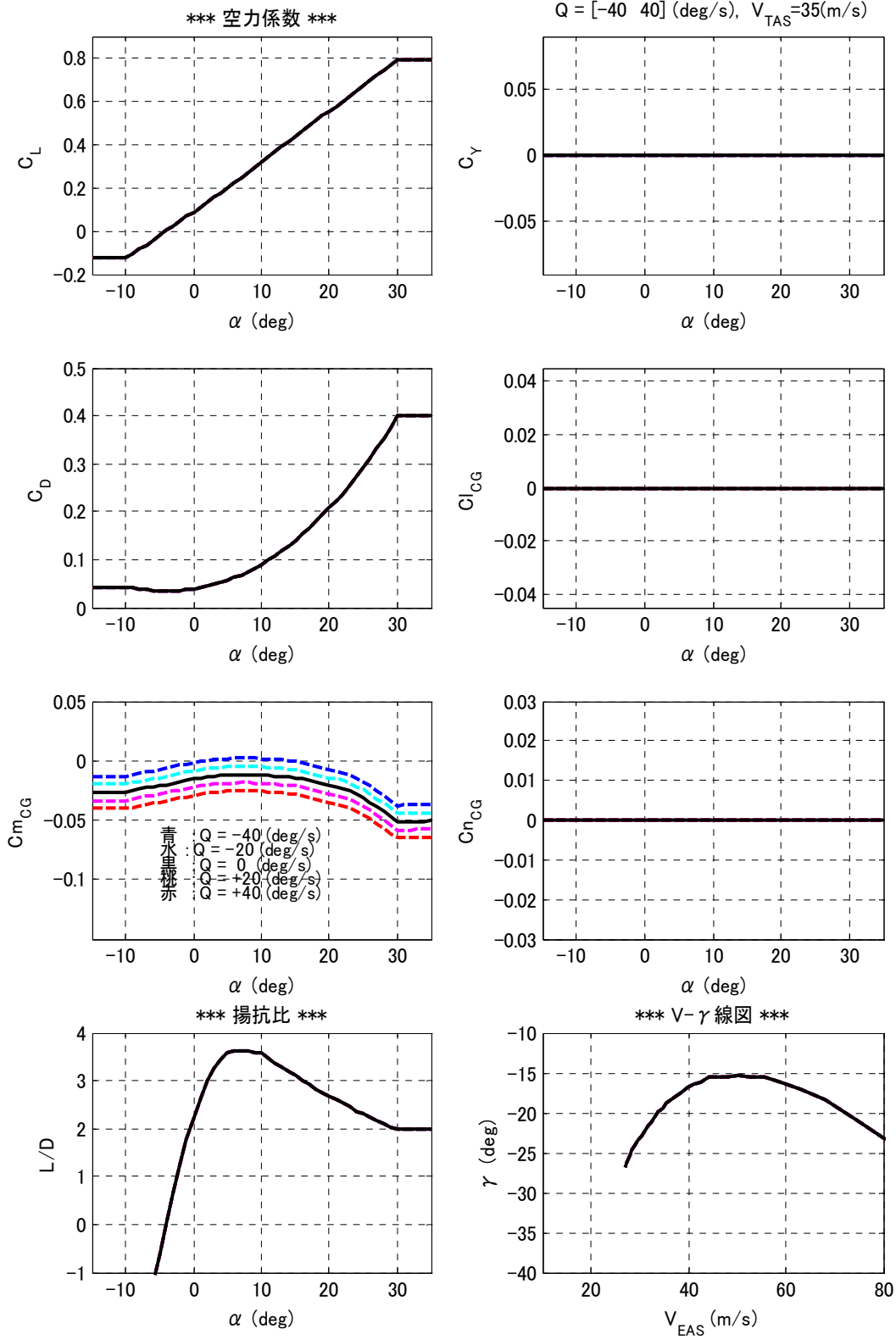


図 A-2 (i) 空力特性 (Q 変化)

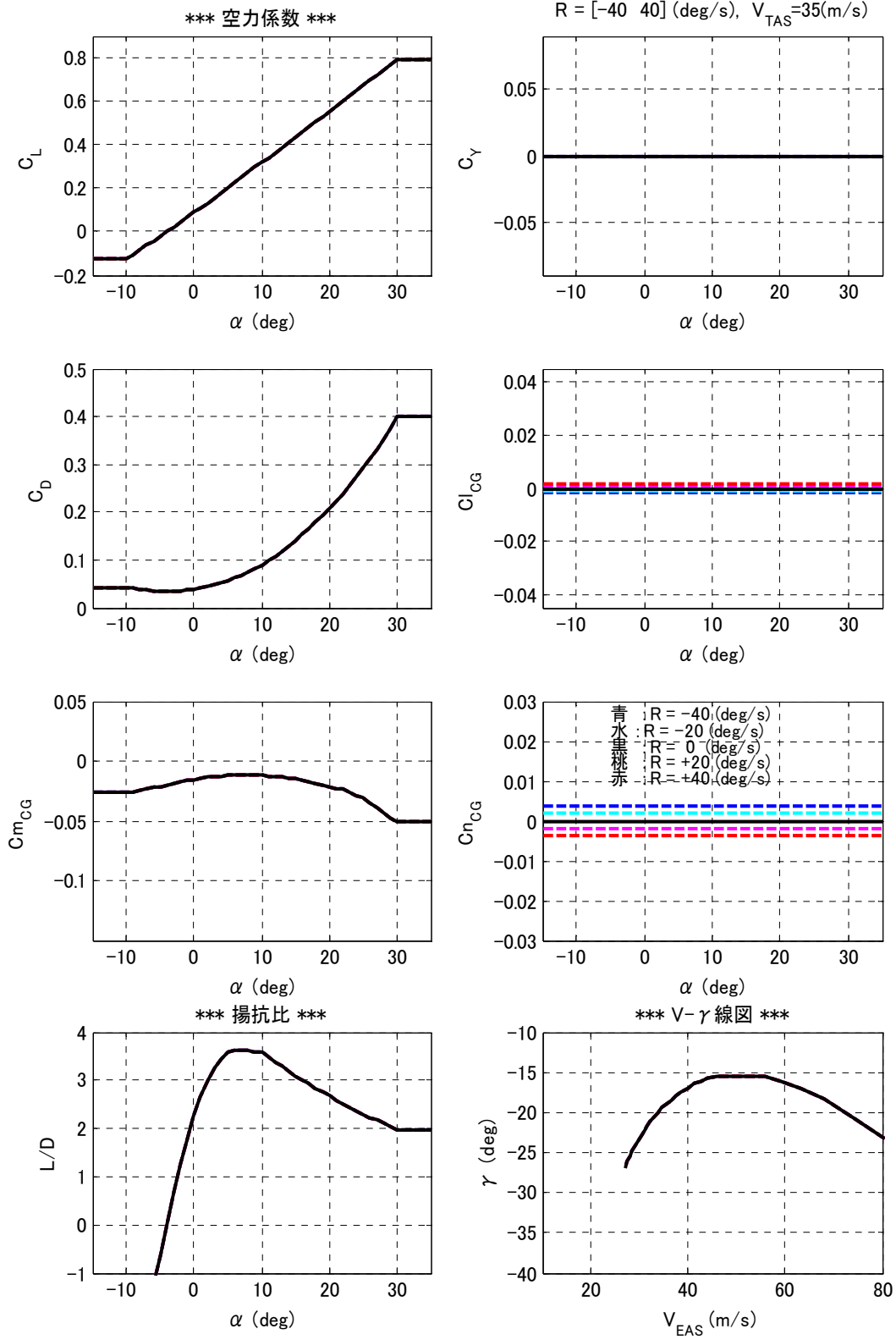


図 A-2 (j) 空力特性 (R 変化)

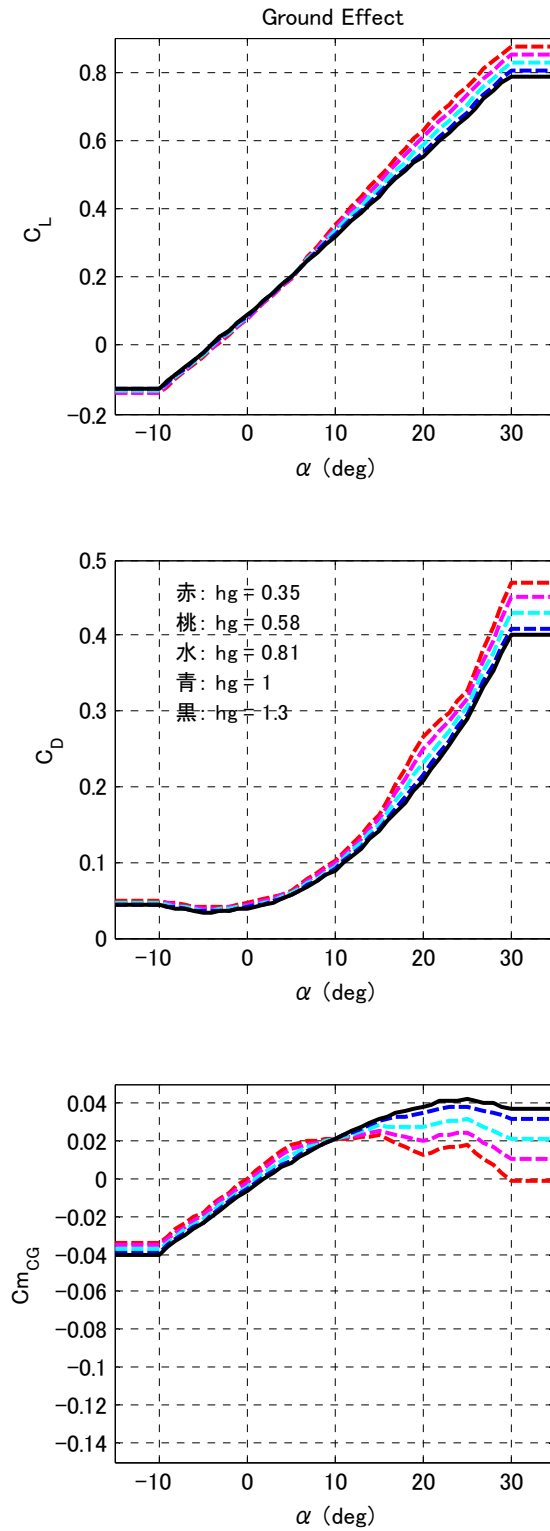


図 A-2 (k) 空力特性 (\bar{h}_g 変化)

付録B 危険不確定パラメタの検出

モンテカルロ評価における、危険不確定パラメタ検出法の概要を記す。モンテカルロ評価において、飛行不安定や評価基準の超過など、要求を満足出来ないケースが発生する。以下ではこれらのケースをまとめて、「失敗ケース」と呼ぶことにする。これらの失敗ケースにおいて入力した不確定パラメタの組み合わせ、つまり不確定パラメタ・ベクトル $\boldsymbol{\varepsilon}$ を取り出す。 $\boldsymbol{\varepsilon}$ の要素のいずれかのものが、失敗ケースの発生に大きく寄与していることは確かである。以下では、影響の大きな不確定パラメタを、「危険不確定パラメタ」と呼ぶことにする。モンテカルロ評価ではあらゆる不確定パラメタを、同時に、かつ大きさもランダムに加えるため、危険不確定パラメタを特定することは通常容易ではない。ここでは、文献 14)及び 15)に記述される、危険不確定パラメタ検出法の概要を述べる。

B.1 検出手順の概略

パラメタ検出法の概要を、図 B-1 に示す。まずモンテカルロ評価結果から、失敗ケースに対応する入力 $\boldsymbol{\varepsilon}$ を取り出す。本手法は大きく分けて、2つのステップから成る。第1のステップはテスト入力の生成とモンテカルロ

試行であり、第2のステップは仮説検定による危険不確定パラメタの検出である。これらについて、以下に順に記す。

B.2 テスト入力の生成とモンテカルロ試行

第一のステップでは、 $\boldsymbol{\varepsilon}$ に含まれる不確定パラメタの組み合わせをランダムに変更して、モンテカルロ試行によりその影響を評価する。つまり各不確定パラメタを個別に加えるのではなく、 $\boldsymbol{\varepsilon}$ の要素をランダムに半数程度を選定し、統計的に各不確定パラメタの影響を調査する。 $\boldsymbol{\varepsilon}$ の要素をランダムに選定した不確定パラメタベクトルを、「テスト入力」と呼ぶことにする。テスト入力の生成法を、図 B-2 に示す。 $\boldsymbol{\varepsilon}$ の各要素を1/2の確率でランダムに削除して(0として)、テスト入力 $\boldsymbol{\varepsilon}_i$ を N_T 個生成する。

各テスト入力 $\boldsymbol{\varepsilon}_i$ には、元の $\boldsymbol{\varepsilon}$ の要素が約1/2含まれることになる。よって、 N_T 個のテスト入力ベクトル中に、個々の要素 j はそれぞれ約 $N_T/2$ 回現れることになる。この N_T 個のテスト入力を用いて、モンテカルロ試行を実行する。ここで $\boldsymbol{\varepsilon}$ の要素数を n 、第 j 番目の要素が N_T 個のテスト入力ベクトル中に含まれる回数を $M_{T,j}$ 、 $j=1, \dots, n$ とする。

テスト入力生成の際に用いる $\boldsymbol{\varepsilon}$ であるが、モンテカル

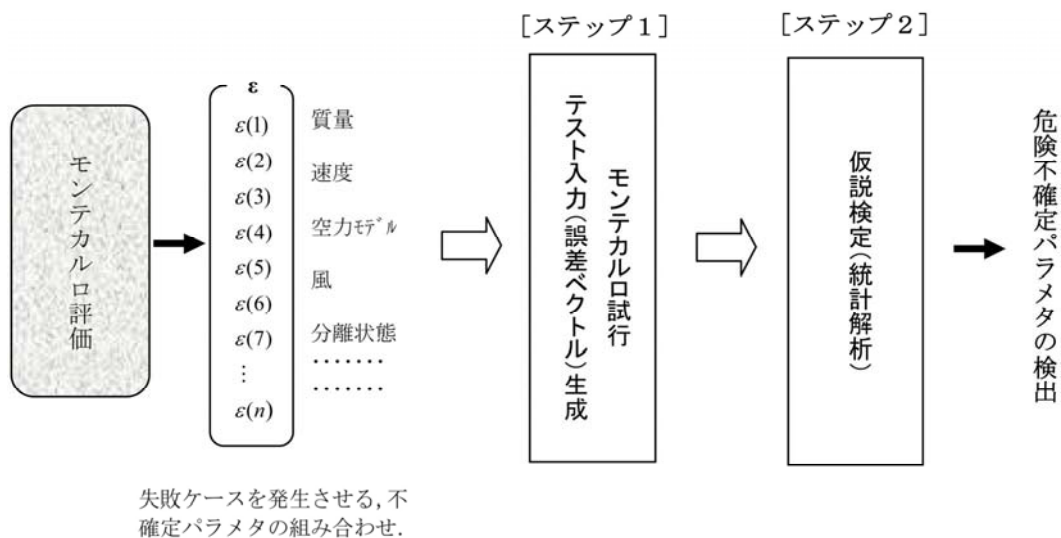


図 B-1 危険不確定パラメタ検出の手順

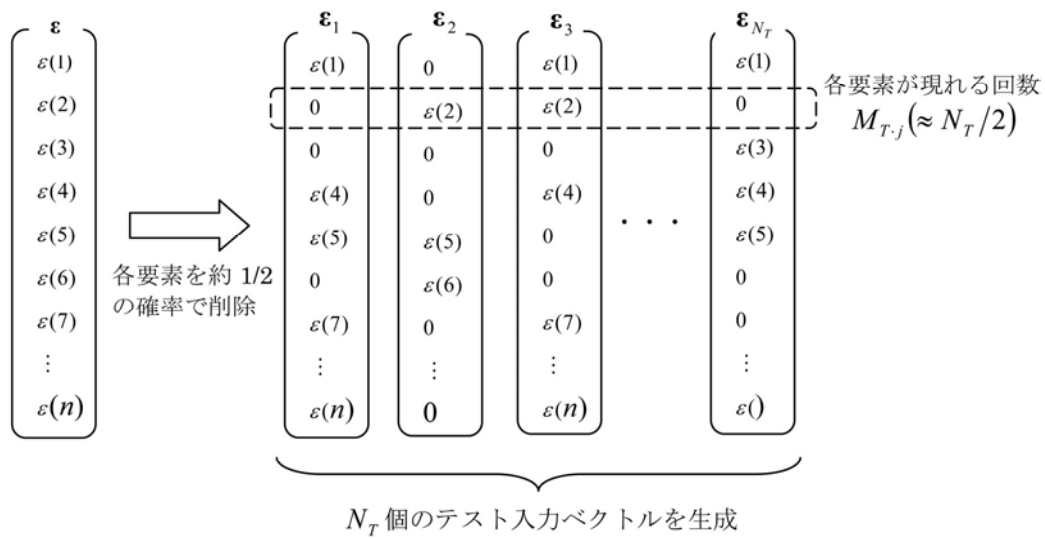


図 B-2 テスト入力ベクトルの生成

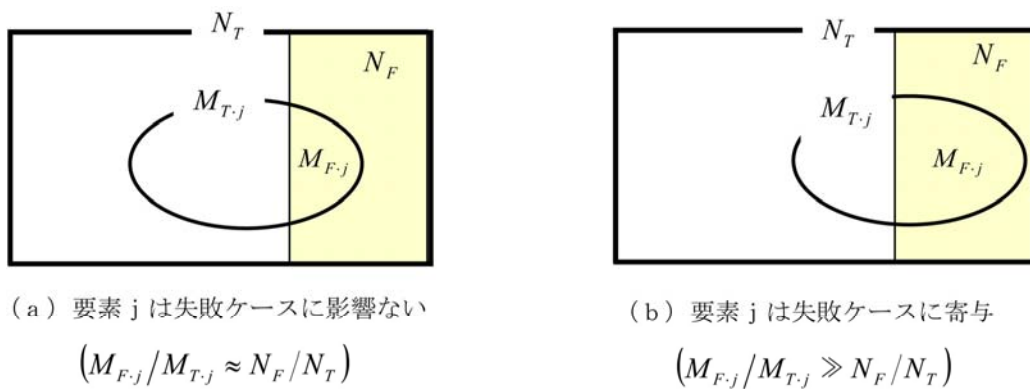


図 B-3 モンテカルロ試行結果の処理

ロ評価において失敗ケースは必ずしも 1 ケースではなく、通常は複数発生する。これら複数の失敗ケースにとって全体的に最も影響の大きな不確定パラメタを検出しようと意図する場合には、テスト入力生成の際に、複数個の $\boldsymbol{\varepsilon}$ を全て用いればよい。つまり $\boldsymbol{\varepsilon}$ を順番に入れ替えながら、テスト入力を生成すればよい。

B.3 仮説検定による、危険不確定パラメタ検出

第 2 のステップでは、テスト入力をういたモンテカルロ試行結果を整理し、仮説検定により危険不確定パラメタを検出する。いま、 N_T 個のテスト入力をういたモンテカルロ試行の結果、 N_F 回の失敗ケースが発生したと

する。このとき個々の要素 $\boldsymbol{\varepsilon}(j)$ の個数に着目すると、 N_T 個の中に含まれる要素数は $M_{T,j}$ である。この $M_{T,j}$ 個の中で、失敗ケースに含まれる要素数を $M_{F,j}$ とする。これらの数の関係を、図 B-3 に示す。

ここで要素 $\boldsymbol{\varepsilon}(j)$ が失敗ケースとは無関係だとすれば、 $\boldsymbol{\varepsilon}(j)$ を含むケースの失敗確率 ($M_{F,j} / M_{T,j}$) は、全体の失敗確率 (N_F / N_T) と大きくは変わらないはずである [図 B-3(a)]。一方で、もし $\boldsymbol{\varepsilon}(j)$ が失敗ケースに大きく寄与しているとしたら、図 B-3(b) に示すように、 $M_{F,j}$ の値は大きくなるはずである。この性質を利用して、全ての要素 $\boldsymbol{\varepsilon}(j)$ 、($= 1, \dots, n$) について仮説検定を実施し、失敗ケースへの寄与を判定する。

仮説検定では、帰無仮説「全ての要素 $\varepsilon(j)$ は、失敗ケースとは無関係である」として、この仮説を前提条件としてモンテカルロ試行で発生した $M_{F,j}$ の発生確率を求める。この発生確率が異常に小さい時に帰無仮説を棄却し、“要素 $\varepsilon(j)$ は、失敗ケースに寄与している”と判定する。

帰無仮説の下で、失敗ケース数が $M_{F,j}$ 以上となる確率 $P_{F,j}$ は、次式で表される。

$$P_{F,j} = \sum_{x=M_{F,j}}^{x_{\max}} \frac{\binom{M_{T,j}}{x} \binom{N_T - N_F}{M_{T,j} - x}}{\binom{N_T}{M_{T,j}}} \quad (\text{B.1})$$

$$x_{\max} = \min\{M_{T,j}, N_F\}$$

上式では組み合わせ数の演算が含まれており、 N_T が大きくなると計算機が取り扱える数値を超過してしまうことも起こりうる。正規分布による近似を用いれば、このような問題はなくなり、また演算も簡単で実用性が高い。標準正規分布において、 $M_{F,j}$ に対応する値を $Z_{F,j}$ とすると、

$$Z_{F,j} = \frac{(M_{F,j} - 1/2) - (N_T - N_F)/N_T}{\sqrt{\frac{M_{T,j} \cdot N_F \cdot (N_T - M_{T,j}) \cdot (N_T - N_F)}{N_T^2 \cdot (N_T - 1)}}} \quad (\text{B.2})$$

この Z_j の上側累積確率が、式 (B.1) の $P_{F,j}$ に相当する。 $Z_{F,j}$ はいわゆる“ σ 値”を表しており、この値が大きいほど $P_{F,j}$ は小さくなる。

最後に図 B-2 に示される、テスト入力を生成する際の各要素を削除する割合について述べる。これまでの説明では 1/2 としたが、実は必ずしも 1/2 でなくともよい。テスト入力の目的は、一部の要素を削除することで各要素の様々な組み合わせを生成し、テストすることである。よって、要素を削除する割合は、0 又は 1 に近い値でなければよい。実際に失敗ケースが現れにくく、 $M_{F,j}$ が極端に小さい値しか得られない場合には、検定によるパラメタ検出が難しくなる。この場合にはモンテカルロ試行回数 N_F を増やす方法はあるが、さらに計算時間を要する。別の方法として、テスト入力生成の際の要素を削除する割合を 1/2 よりも小さくすれば $M_{F,j}$ も大きくなり、

仮説検定が効率的となる可能性はある。