

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

D-SEND#2の誘導制御系の評価について

Performance evaluation of GNC system of D-SEND#2

二宮 哲次郎, 鈴木 広一, 川口 純一郎
Tetsujiro NINOMIYA, Hirokazu SUZUKI and Jun'ichiro KAWAGUCHI

2018年11月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

1	はじめに	1
2	評価条件	2
2.1	飛行実験概要	2
2.2	前提条件	2
2.3	要求条件	2
第Ⅰ部	通常評価	6
3	単独誤差解析	6
3.1	解析手法概要	6
3.2	結果	7
4	線形解析	7
4.1	解析手法概要	7
4.2	解析結果	8
4.3	ロールオフ特性の評価	8
4.4	センサループを切断した線形解析	21
4.5	誤差あり線形解析	55
5	モンテカルロ・シミュレーション評価	66
5.1	モンテカルロ・シミュレーション法の概要	66
5.2	信頼区間	67
5.3	MCS 結果	67
5.4	分離位置の影響評価	67
第Ⅱ部	運用評価	70
6	風判定評価	70
6.1	評価手法	70
6.2	MCS 評価	70
6.3	実データとの比較	72
6.4	風況による実験可否判定基準	75
7	分離耐性評価	75
7.1	評価手法	76
7.2	単独誤差耐性	76
7.3	組み合わせ誤差耐性	78
7.4	まとめ	80
8	運用マップ	80
8.1	評価手法	81
8.2	運用マップのまとめ	83

第Ⅲ部	特殊評価	84
9	投棄解析	84
9.1	解析条件	84
9.2	解析結果	85
10	位置とびの影響評価	87
10.1	目的	87
10.2	解析内容	87
11	低高度分離解析	89
11.1	目的	89
11.2	解析手法	89
11.3	解析結果	89
12	落下分散評価	89
12.1	目的	89
12.2	解析内容	90
13	ADS 模擬精度不足の評価	91
13.1	目的	91
13.2	解析内容	91
14	まとめ	91
参考文献		93
Appendix		95
A	誤差モデル	95
B	線形解析	96
B.1	解析モデル	96
B.2	線形モデルのブロック図	96
B.3	線形モデルの検証方法	116
B.4	不安定点の評価	128
C	センサループを切断した線形解析フェーズ 2 の位相余裕の変動について	131
D	フェーズ 1 横・方向系の誤差あり解析	133
D.1	誤差あり線形解析	133
D.2	単独誤差解析+ガスト	134
D.3	3 σ 誤差 +MCS +ガスト	135
D.4	考察	136

E	ブーム伝播解析によるブームコーン解析の検証	136
E.1	解析手法	137
E.2	解析結果	137
F	ソフトウェアの検証方法について	139
F.1	OFP の検証 (Verification)	139
F.2	OFP の妥当性確認 (Validation)	140

D-SEND#2 の誘導制御系の評価について

二宮 哲次郎^{*1}, 鈴木 広一^{*1}, 川口 純一郎^{*1}

Performance evaluation of GNC system of D-SEND#2

Tetsujiro Ninomiya^{*1}, Hirokazu Suzuki^{*1}, Jun'ichiro Kawaguchi^{*1}

Abstract

This report is concerned with evaluation of GNC systems for D-SEND#2. D-SEND is a project to demonstrate a low sonic boom aerodynamic design concept, and the objective of D-SEND #2 flight test is to measure a sonic boom which is generated by a test vehicle at prescribed flight conditions. In this flight test, an unpowered test vehicle is lifted to an altitude of 30 km by a balloon from which it then separates. After the separation, the vehicle's on-board flight control computer selects a target Boom Measurement System (BMS) according to the separation point. The vehicle then autonomously flies to the selected BMS and establishes prescribed sonic boom measurement flight conditions. Since it is required to achieve mission objectives at the very first flight in such a flight testing using a balloon, evaluation of mission success chance is mandatory adding to that of controller stability. It is also important to establish operational criteria for various anomaly cases. Some customized evaluation are also carried out to assess various risks in the flight test. This report describes a comprehensive evaluation method for GNC systems of D-SEND #2.

Keyword: Flight test, Guidance and Control, Dynamic Inversion

概要

D-SEND プロジェクトは、ソニックブームの低減を目的とした空力設計技術を飛行実証するための飛行実験である。D-SEND#2 では、有翼機体を高層気球を用いて高度約 30 km から分離し、地上に設置したソニックブーム計測システム (BMS) にてソニックブームを計測することを目的としている。本稿では、D-SEND#2 の誘導制御系を対象に、飛行実験に向けて実施した様々な観点からの評価について報告する。

1 はじめに

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) は、これまで次世代の超音速旅客機実現のための研究を推進してきた。多くの課題の中で最も重要なソニックブームを半減する設計技術を飛行実証するため、低ソニックブーム設計概念実証プロジェクト、通称 D-SEND (Drop test for Simplified Evaluation of Non-symmetrically Distributed sonic boom : 非軸対称ソニックブーム場に対する簡易評価のための落下試験) プロジェクトを進めている。

D-SEND プロジェクトでは、「低ソニックブーム設計概念」の実現性を飛行実証するとともに、ICAO (国際民間航空機関) で検討が進んでいる次世代超音速機のソニックブームに対する国際基準策定作業に貢献できる空中ソニックブーム計測手法を獲得することを目的としている。

このプロジェクトは、D-SEND#1 および#2 という二つの飛行実験から構成される。いずれの実験も、成層圏気球を用いてスウェーデンのエスレンジ実験場で行われた。D-SEND#1 は軸対称形状を有する 2 つの供試体 (LBM: Low Boom Model, NWM: N-Wave Model) を用いてブーム計測技術の確立と低ブーム波形の計測可能性の確認を行うことが目的であり、2011 年 5 月に 2 回の落下試験を成功裏に実施した¹⁾。D-SEND#2 は低ブーム設計技術を用

いて開発された非軸対称の供試体 (S3CM: Silent SuperSonic Concept Model) の機体先端および後端から発生するソニックブームの音響データを計測し、低ブーム性能を実証することが目的である。

D-SEND#2 は D-SEND#1 と同じくエスレンジ実験場において実施された。2013 年夏に行われた飛行実験では、所望の飛行を実現できず、予定していた飛行条件でのソニックブームを計測することができなかった。そこで原因究明および誘導制御系の大幅な改修が行われた。その結果については参考文献 2), 3) にて詳細に報告した。

従来の誘導制御系の評価では、線形解析が安定性の評価に用いられてきたが、線形解析ではミッションの成功確率を評価することはできない。そのため、モンテカルロシミュレーション (MCS) は誘導制御系の性能評価に有効なツールだと認識されている^{4), 5)}。また近年は、ワーストケースシナリオも評価手法として定着しつつある⁶⁾⁻⁸⁾。ワーストケースシナリオは、計算負荷の観点では MCS より優れているが、真に最悪の条件となる誤差の組み合わせを見つけることは容易ではない。そのため、本研究では計算負荷は非常に高いことを受け入れて、ミッション成功確率を評価するツールとして MCS を選択した。

気球を用いた飛行実験で自律的な飛行制御を行ったものは、CIRA が実施した USV 計画の FTB.1 飛行実験⁹⁾ と JAXA が行った高速飛行実証フェーズ II(HSFD-II)¹⁰⁾ しかない。前者では、線形時変システムの安定性評価を行いつつ制御系の設計を進めて¹¹⁾、最終的な成功率は MCS により評価している¹²⁾。後者では、MCS を中心にすえた誘導制御系の性能評価と打ち上げの特殊性に着目した評価を組み合わせた総合的な評価を行っている^{13), 14)}。

本稿では、第 2 回キャンペーン以降に搭載された D-SEND#2 の飛行制御系の評価結果について報告する。制御系の設計において、設計作業と評価作業は一体となって進む側面があるため、設計途中で行った評価および運用上で必要となった評価についても報告する。はじめに、飛行実験の概要や前提条件、要求条件を述べた後、第 I 部では設計条件の下での誘導制御系の性能を評価している通常評価について述べる。第 II 部では、実験時の運用方法を決定するために行った運用評価について述べる。第 III 部では、飛行実験終了時の機体投棄を安全に行うための評価や、GPS 信号の受信に不具合が生じた場合に誘導制御系に問題がでないかなど、ここまででは想定していない事象についての評価を行った特殊評価について述べる。本稿で実施した誘導制御系の評価手法は、同じく気球を用いた飛行実験だった HSFD-II の誘導制御系評価をさらに進めて、運用条件や飛行安全まで含めて数学モデルに基づくシミュレーションを活用した包括的な評価手法となっている。この評価結果に基づいて飛行実験に望み、貴重なソニックブームデータを取得することに成功した。

2 評価条件

2.1 飛行実験概要

D-SEND#2 の飛行実験は、スウェーデンのエスレンジ実験場の Zone-B (図 1 参照) と呼ばれる領域で実施した。実験では、Zone-B の南端にある放球場より実験機を懸吊した成層圏気球を放球し、高度約 30 km まで上昇後、機体が分離される。分離された時点で、搭載計算機 (FLCC) により目標とするブーム計測システム (BMS) を選択し、自律誘導と自動制御によって BMS に向けた飛行を行う。飛行中は飛行状態量に応じて表 1 に示す飛行フェーズを切り替え、各フェーズの目的に応じた自動制御を行い、BMS 上空でブーム計測要求を満足する目標飛行状態を実現する。BMS 通過後は実験可能空域外への逸脱を防止するために速やかに機体は投棄される。気球の経路や飛行安全を考慮して、Zone-B 内の 3 地点に BMS を設置した。

2.2 前提条件

シミュレーションモデルについては参考文献 15) にて報告した。このうち、第 I 部で検討する単独誤差解析やモンテカルロシミュレーション (MCS) などで使用した誤差モデルについて、Appendix A に示した。

実験機は無推力で、左右の全可動式のスタビレータ、及び垂直尾翼にラダーがついており、スタビレータの同相操舵をエレベータ、異相操舵をエルロンとして扱い、これら 3 舵で飛行制御を行う。

D-SEND#2 の経路設計については参考文献 16) にて、誘導則については参考文献 17) にて、運動方程式や制御則の設計結果については参考文献 2) にて報告した。評価で用いた制御ゲインなどのパラメータについても、参考文献 2) を参考にされたい。

2.3 要求条件

誘導制御系に対する要求は、飛行状態に対する要求と、ミッションに対する要求の 2 種類から構成されている²⁾。ミッション要求と飛行要求を満たしているケースが計測成功となり、その確率に対する要求と制御系に対する安定性

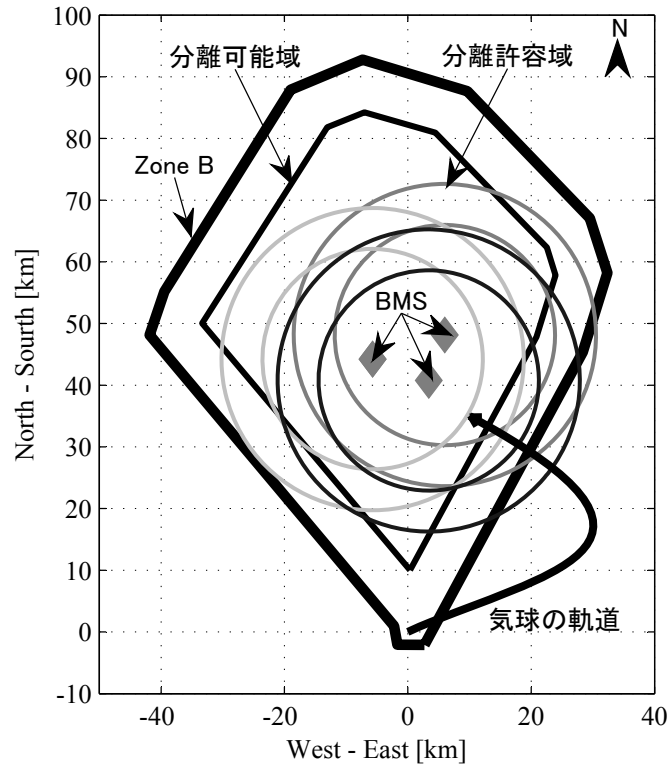


図 1 実験場と BMS 配置

表 1 飛行フェーズ

No	フェーズ	概要
1	加速	加速及び飛行方位制御
2	引き起こし	滑空フェーズに向けた引き起こし
3	滑空	滑空飛行によるレンジ調整
4	ダイブ	再加速のためのダイブ飛行
5	計測	目標飛行状態を実現しソニックブーム計測
6	投棄	飛行安全を考慮した投棄

への要求がある。これらを表 2 に示す。

これらの条件を元に、6 自由度シミュレーションを用いた評価では、飛行結果を以下の 4 つのカテゴリに分類する。

1. 飛行不良
2. 制限超過
3. 計測不良
4. 計測成功

1-3 それぞれの条件に対する判定基準を表 3 - 表 5 に示す。各シミュレーションケースは、飛行不良から順に判定基準に当てはまるか評価され、いずれにも当てはまらなかった場合に計測成功と判定される。従っていずれのケースも、これらの 4 つのカテゴリのひとつに分類される。

本実験の目的は、ソニックブームを地上に設置した BMS で計測することであるため、機体の飛行シミュレーショ

表 2 要求仕様

種類	要求	根拠・備考
計測要求	マッハ数:1.2 ~ 1.4(ノミナル 1.3)	低ブーム波形が確認できる範囲
	揚力係数:0.10 ~ 0.13(目標 0.12)	想定実機相当値
	高度: 11 km 以下	
	姿勢角要求: 機体軸 Y-Z 平面で BMS の方向が機体 z 軸から 40° 以内	
	衝撃波がマイクに到達すること	ブーム伝搬解析で判定.
	フォーカシングが発生しないこと	直接波については (-0.3+0.1 秒) 反射波については (-0.5+0.1 秒)
飛行要求	フライトエンベロープを守ること	動圧 (最大値, フラッタ制限), マッハ数など
	荷重制限: $-4.5 G \sim +4.5 G$	構造とのインターフェース.
	地上局からの仰角: 3° 以上	通信の確保
	分離可能空域が十分確保できること	気球による分離では分離位置を厳密には決定できないため, 所望の飛行状態を実現できる BMS までの距離・高度がなるべく広いこと. また実験場内で安全に投棄できること.
ミッション成功率	90 % 以上	計測要求・飛行要求を満たす確率
安定余裕	一次構造モード未満の周波数: ゲイン余裕 $\pm 6 \text{ dB}$ 以上, 位相余裕 30° 以上, 遅れ余裕 100 ms 以上	
	一次構造モード以上の周波数: ゲイン余裕 $\pm 6 \text{ dB}$ 以上	

ンのみならず, 飛行条件に応じたソニックブームの解析が必要となる. ソニックブームの解析手法については, 簡易的な幾何学モデルを用いたブームコーン解析により評価を行った. 具体的な解析手法については, 参考文献 15)(10 章) に詳細を記述してある.

ブームコーン解析自体は幾何学的な関係を利用した解析であるが, 実際のソニックブームは風や気温の変化などによって伝播の仕方がことなることが考えられる. そこでこれらの条件を考慮した, ブーム伝播解析を実施して, ブームコーン解析の妥当性を検証した (Appendix E). この結果, 計算負荷が非常に高いブーム伝播解析を使用せずに, MCS の全ての結果に対してブームコーン解析を行うことで, 各シミュレーションケースの結果判定が実施できるようになった.

表 3 飛行不良判定条件

内容	判定基準
Zone B 範囲外	飛行中に Zone B 範囲外へ逸脱.
計測フェーズ未達	計測フェーズに移行せずに飛行が終了.
N_z コマンド計算不能	ダイブフェーズの運動予測で N_z コマンドが算出できない.
ロール角超過	飛行中のロール角の絶対値が 90° 以上.
迎角超過	飛行中の迎角の絶対値が 20° 以上.
横滑り角超過	飛行中の横滑り角の絶対値が 10° 以上.

表 4 制限超過判定条件

内容	判定基準
飛行マッハ数逸脱	飛行中のマッハ数が 1.7 以上.
制限速度逸脱	飛行中の等価対気速度が 360 [m/s] 以上.
遷音速フラッタ最大速度逸脱	飛行中に $0.735 \leq Mach \leq 1.2$ の範囲で等価対気速度が 250 [m/s] 以上.
迎角定義範囲逸脱	$\alpha \leq -10^\circ$ または $\alpha \geq 15^\circ$.
横滑り角定義範囲逸脱	横滑り角の絶対値が 5° 以上.
動圧定義範囲逸脱	動圧が 65 [kPa] 以上. ただし, フェーズ 5 以降は 80 [kPa] 以上.
舵角飽和	飛行中にいずれかの舵角指令が正負それぞれのリミッタ $\pm 20^\circ$ を超える.
ヒンジモーメント逸脱	いずれかのアクチュエータのヒンジモーメントが 981 [Nm] 以上.
荷重倍数制限逸脱	飛行中の荷重倍数の絶対値が 4.5 [G] 以上
通信制限逸脱	地上局からの仰角が 3° 以下

表 5 計測不良判定条件

内容	判定基準
ブーム未発生	計測要求を満足するブームが計測フェーズで発生しない.
BMS へのブーム不到達	計測要求を満足するブームは発生しているが, BMS へ到達しない. 参考文献 15) 参照.
ブーム横位置逸脱	計測要求を満足するブームが BMS へ到達しているが, 計測時機体姿勢要求 (参考文献 15) 10.1 節参照) を満たしていない.
マッハ数制限値逸脱	BMS に到達したブームの前後 0.5 [s] で発生したブームが $Mach < 1.2$ または $Mach > 1.4$ の範囲にある.
揚力係数制限値逸脱	BMS に到達したブームの前後 0.5 [s] で発生したブームが $C_L > 0.13$ または $C_L < 0.1$.
高度超過	BMS に到達したブームが発生したときの高度が 11 [km] 以上.

第 I 部

通常評価

第 I 部では，誘導制御系が要求仕様を満たしているかどうかを直接評価する評価手法について述べる．これらの評価は設計作業の一部として活用され，最終的には設計された誘導制御系が要求を満たしていることを確認するために使用された．いずれの評価においても，設計条件として定められた条件下で誘導制御系の性能を評価するものである．

具体的には，誤差への感度を評価する単独誤差解析や，安定性を評価する線形解析，ミッション成功率を評価する MCS などについて述べる．

図 2 に，誘導制御系の設計及び評価に使用したモデルの概要を示した．飛行シミュレーションモデルは非線形の運動方程式，機体モデル，環境モデルから構成されている．この非線形なシミュレーションモデルは制御系の設計および MCS 評価に使用され，さらに制御プログラム内に搭載されフィードバック量の算出に用いられている．一方で線形解析による制御系の評価の際には，運動方程式を線形化した線形モデルが用いられる．

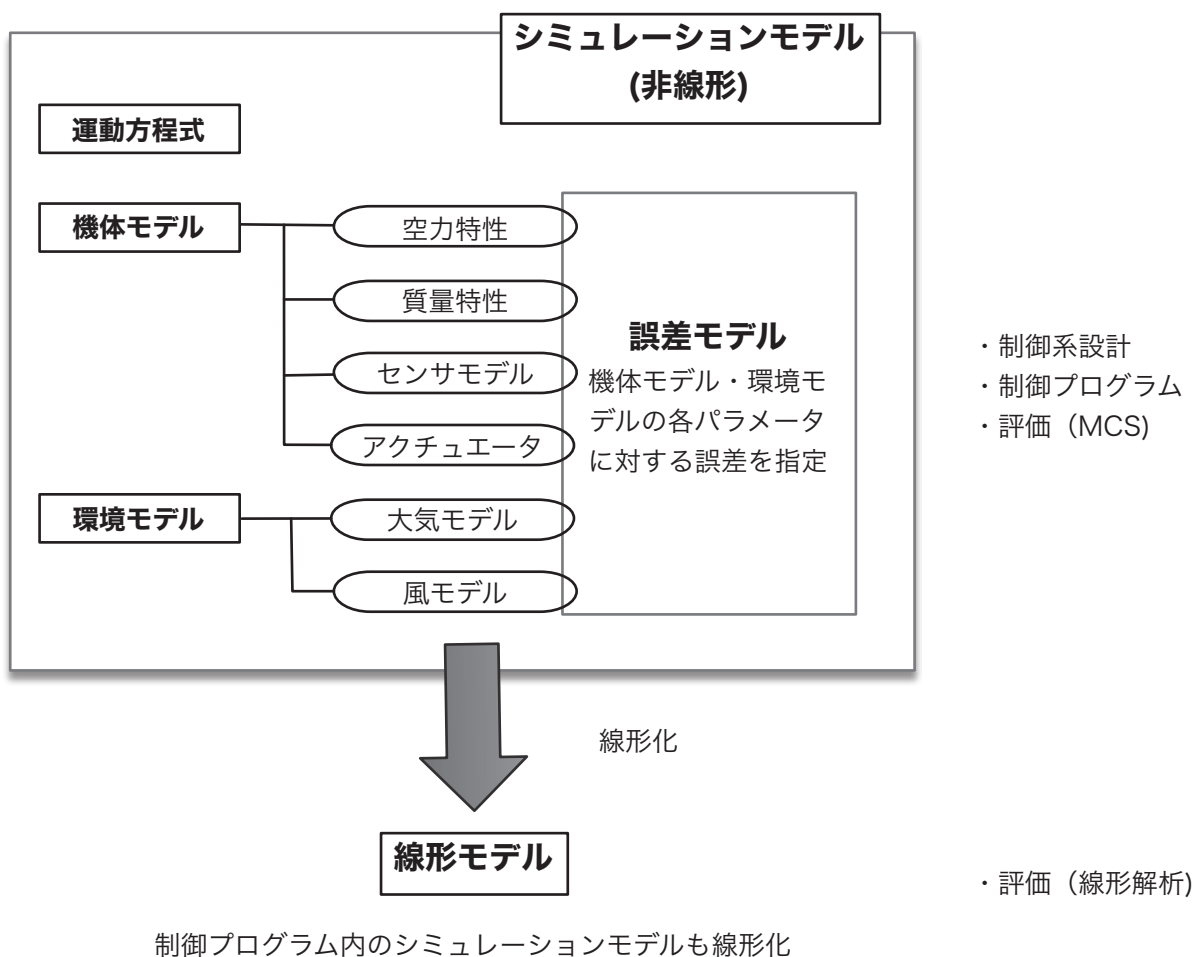


図 2 誘導制御系の設計・評価に使用したモデル

3 単独誤差解析

3.1 解析手法概要

単独誤差解析では，103 種類の誤差源に対して，ひとつずつ順に誤差を発生させて，217 ケースの評価を行った．この解析により，ミッション成功に影響の大きな誤差を特定することが可能となる．詳細な誤差モデルについては Appendix A に示し，ここではカテゴリ別の誤差リストを表 6 に示した．

分離高度については，分離許容範囲の高度 28-30 km に対して高度 30 km を標準的なケースとして選択したため，

誤差ケースとして片側にしか誤差が発生されない。また $C_{L\alpha}, C_{m\alpha}$ などの傾斜誤差は、誤差の大きさと影響を及ぼす迎角の範囲の組み合わせで定義された誤差のため、単純に最大値・最小値ではなく代表的な誤差の組み合わせで評価を行った。基準点の位置を $\alpha = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$ の 3 通り、傾斜誤差の影響の幅を $\sigma_0 = 1, 4$ の 2 通り、符号が 2 通りの組み合わせなので、 $3 \times 2 \times 2$ の合計 12 通りについて評価した。

3.2 結果

単独誤差解析の結果は、表 7 に示した通り、3 種類の誤差を除き計測成功となった。次に、計測不良となった 3 ケースの詳細を表 8 に示す。

$C_{D\text{basic}}$ 誤差については、 C_L, C_D, C_m には相関関係があり、単独で大きな誤差を持つとは考えにくく、空力誤差モデルではこれらの相関を考慮した誤差を使用することとなっている。そこで C_D が -3σ 相当の誤差を生じる場合に、 C_L, C_m に相関誤差を付加した場合には、計測成功となった。本実験機は速度を制御するデバイスを持たないため、速度に影響が大きい誤差がある場合にミッションの成功に大きな影響があることを示唆する結果となった。

$C_{m\delta e}$ 誤差については、舵効きが悪くなった結果、計測フェーズでの引き起こしが遅くなり、ダイブフェーズの負の C_L から目標の C_L に変化する途中で発生したソニックブームが BMS に当たったため、 C_L の値が大きすぎるようになった。

A_z センサについては、計測フェーズでは目標とする N_z を実現できるように A_z センサの値を用いて制御を行っているため、 C_L の値に影響を与えるのは原理的に防げない。搭載されている他のセンサ (EGI の A_z 出力) と比較しても、 A_z センサの方が精度の高い出力が期待されているため、このような大きな誤差があった場合には計測不良を受け入れざるを得ない。

4 線形解析

4.1 解析手法概要

線形解析については、高度 30 km、中間レンジ (最大レンジと最小レンジの中間点) を標準ケースとして、標準ケースの誤差なしシミュレーションを行い、飛行軌道上の 1 秒ごとの各点で線形化を行い、線形解析を行った。線形解析では安定余裕を評価するため、設計モデルと比べて実機や飛行条件に誤差があった場合の安定性を確認できる一方で、ミッション成功については評価することができない。

従来の線形解析では、基準軌道に沿った適当な評価点でトリムを取ったときの線形モデルを導出し、その線形モデルを用いた線形解析を行っていた。D-SEND#2 では、階層構造化ダイナミックインバージョン法 (HSDI) を用いているために、制御系の内部にも非線形な機体モデルが搭載されている。そのため、機体の運動方程式だけでなく制御

表 6 発生誤差リスト (カテゴリ別)

カテゴリ	内容	種類	ケース数
質量特性	重量, 重心位置, 慣性モーメント	8	16
空力特性	6 分力基本特性, 舵効き等	32	76
アクチュエータ特性	アライメント	3	6
EGI	位置, 速度, 等	17	34
ADS	ピトー孔圧, 各種エアデータ, 取り付け角, 変形量	17	34
A_z センサ	A_z , 取り付け角, 変形量	10	20
初期条件	高度 (-のみ), 速度, 姿勢, 角速度	10	19
懸吊条件	姿勢	3	6
大気モデル	定常風, 温度, 気圧高度	3	6
合計		103	217

表 7 単独誤差解析結果

分類	ケース数
計測成功	214
計測不良	3
制限超過	0
飛行不良	0

表 8 単独誤差解析計測不良ケース

誤差	内容
$C_{Dbasic}-$	マッハ数要求逸脱 ($M = 1.42$)
$C_{m\delta e}-$	C_L 要求逸脱 ($C_L = -0.135$), マッハ数要求逸脱 ($M = 1.196$)
A_z センサ +	C_L 要求逸脱 ($C_L = 0.1307$)

系内部の機体モデルについても線形化が必要となる。その際に、制御系で使用しているシミュレーションモデルはトリムがとれていない実際の舵角を使用しているため、工夫が必要となる。本検討では、エレベータ舵角は評価点のシミュレーション結果を採用したが、エルロン、ラダー舵角については 0° として線形モデルを導出した。これは、たまたま横・方向系の運動を行っている途中であっても、左右非対称な運動を起こすようなモデルを用いて線形解析を行うのは不適切と判断したためである。次に、アクチュエータや制御ロジックを Matlab Simulink モデルにより非線形の運動モデルを作成し、機体の運動方程式の線形モデルと組み合わせた。その後、Matlab の線形化機能を用いて線形化して、安定余裕の評価を実施した。

線形解析の詳細については Appendix B に示した。

今回の評価では 1 秒ごとに線形化を行っているため、遅すぎる運動については影響を無視することができる。また、50 Hz の制御系の評価を行っているので、早すぎる運動を無視できる。以上より、

$$\omega_{\min} = 1/50[\text{Hz}] = 0.13[\text{rad/s}] \quad (1)$$

$$\omega_{\max} = 50[\text{Hz}] = 314.2[\text{rad/s}] \quad (2)$$

の範囲について評価を行う。評価基準は表 2 に示した通りである。

4.2 解析結果

線形解析の結果を、図 3–図 5 に示す。これらの図では、赤線で評価基準を示し、ピンクの破線でフェーズの切り替わりを示している。ゲイン余裕の緑の線は下側の安定余裕を示している。

31 秒の点で横・方向系 (エルロンおよびラダー) が 0 となっているのはこの点で不安定になっていることを示している。この点は前後の点と比較して連続的に変化する状態量を基に運動方程式から線形モデルを導出しており、間の点だけが特異な点とは考えにくい。不安定となっている極は、他の時点ではずっと原点にあった極であり、数値演算誤差やわずかな条件の違いによって原点から右半面に移動した可能性がある。この点の安定性について検討した結果を、Appendix B.4 に示した。

4.3 ロールオフ特性の評価

線形モデルを用いて、適切なロールオフ特性を持つかどうか、すなわち高周波領域で十分にゲインが下がっているかどうかを、ボード線図を用いて評価した。各フェーズごとに、ある時点での各舵で切断したループのボード線図を評価した。評価点は、 α が急激に変化していない点を選び、評価区間として 1/50 Hz から 50 Hz について評価した。

4.3.1 フェーズ 1

フェーズ 1 の各舵で切断したループのボード線図を図 6–図 8 に示す。いずれも 20 秒の点で評価した。この点では、いずれの舵でも高周波域で十分ゲインが低下していることが確認できる。

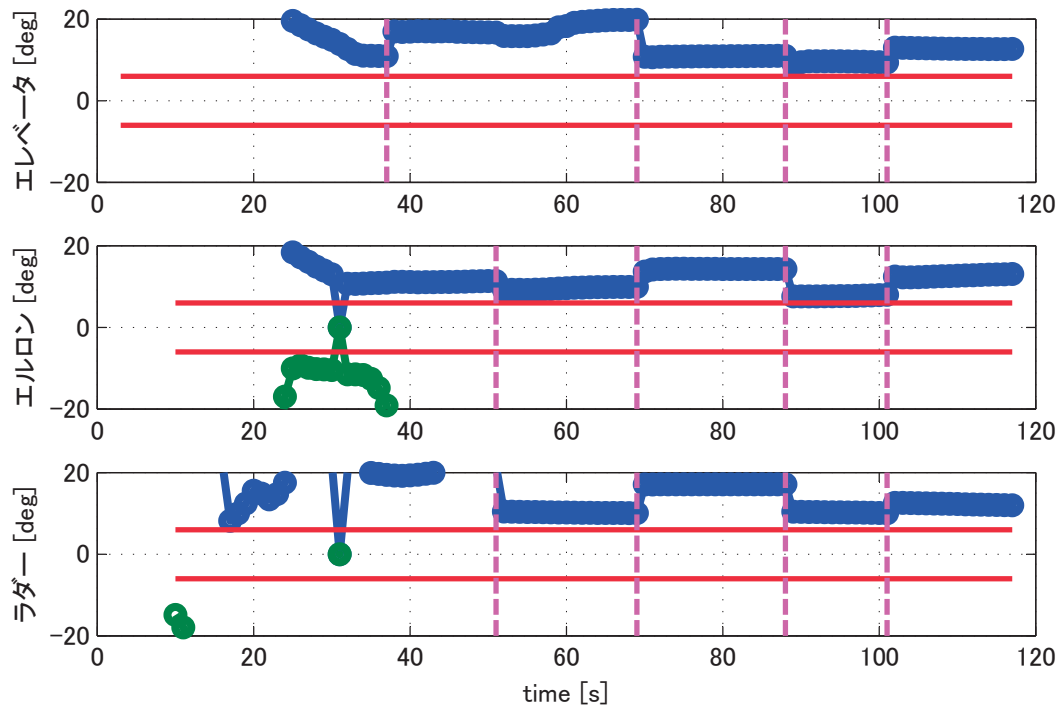


図3 ゲイン余裕

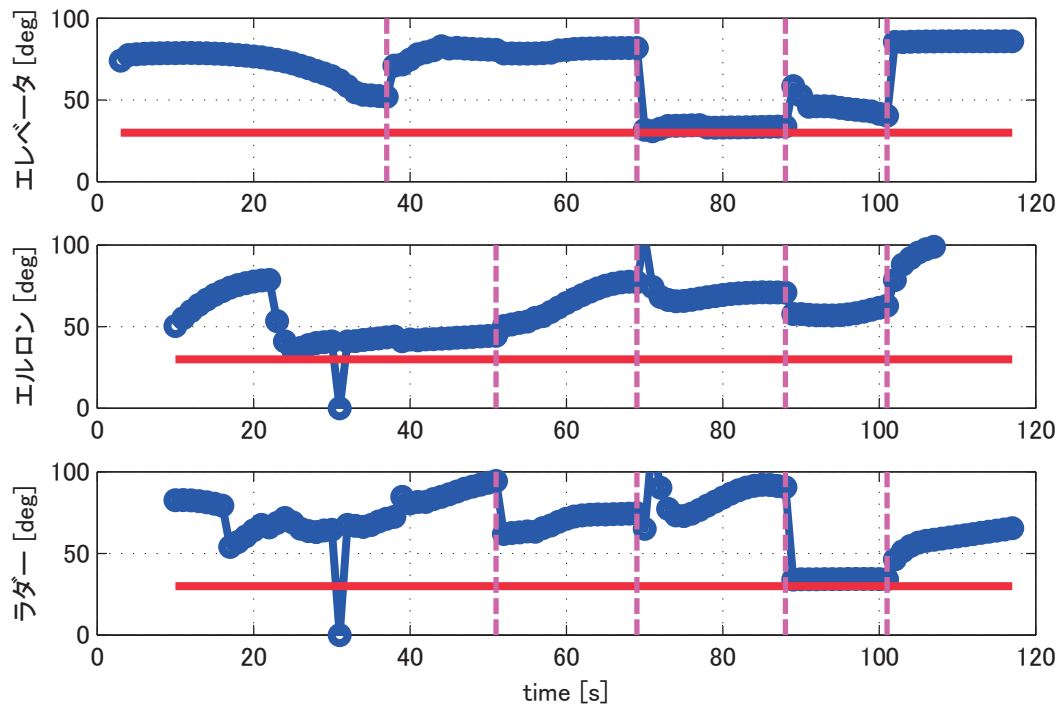


図4 位相余裕

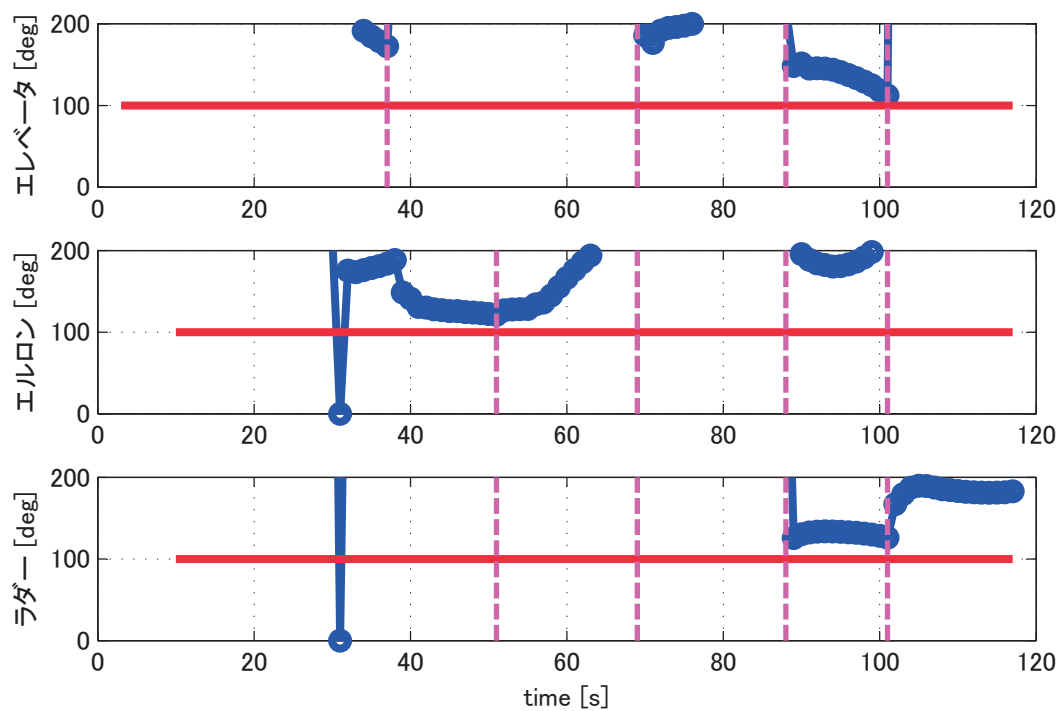


図 5 遅れ余裕

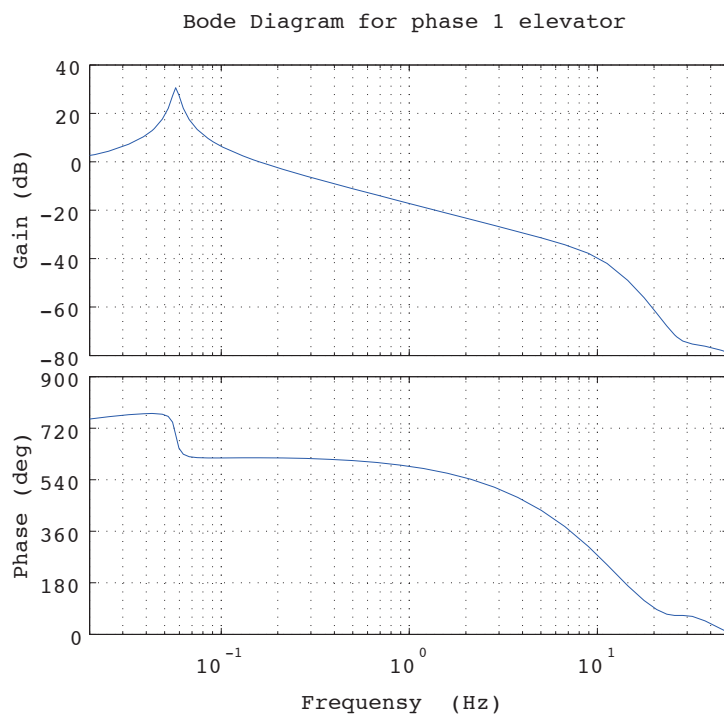


図 6 エレベーターのボード線図 (フェーズ 1)

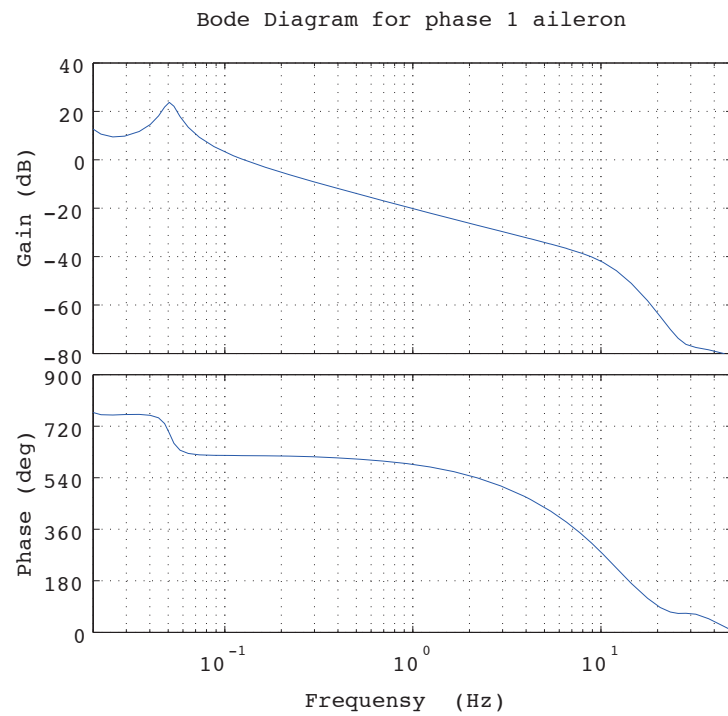


図7 エルロンループボード線図 (フェーズ 1)

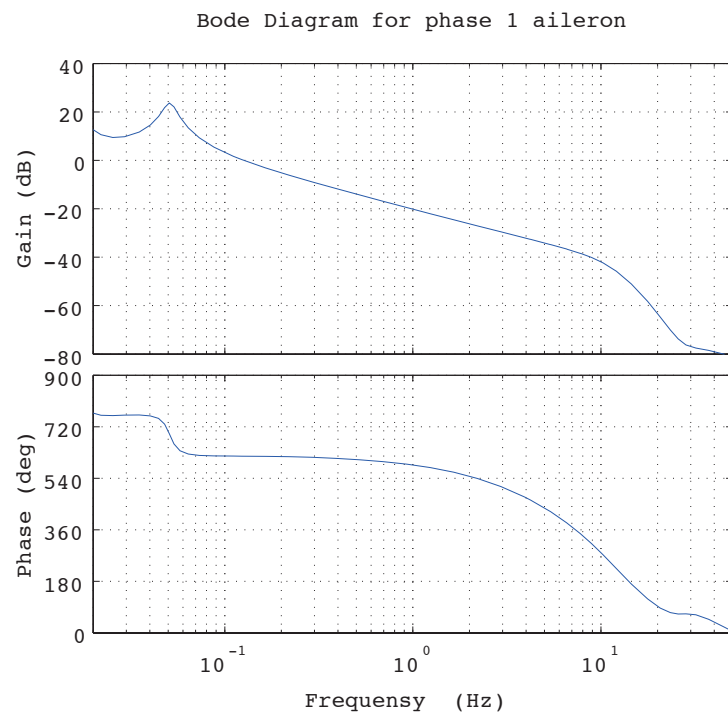


図8 ラダーループのボード線図 (フェーズ 1)

4.3.2 フェーズ 2

フェーズ 2 の各舵で切断したループのボード線図を図 9 -図 11 に示す。エレベーターループは 50 秒，エルロンループ，ラダーループは 55 秒の点で評価した。いずれのループについても，3-6 Hz で-20 dB を下回っていることが確認できる。ただし，エルロンループでは，0.6 Hz 以下の周波数でゲインが 1 dB を下回る結果となっている。しかし，

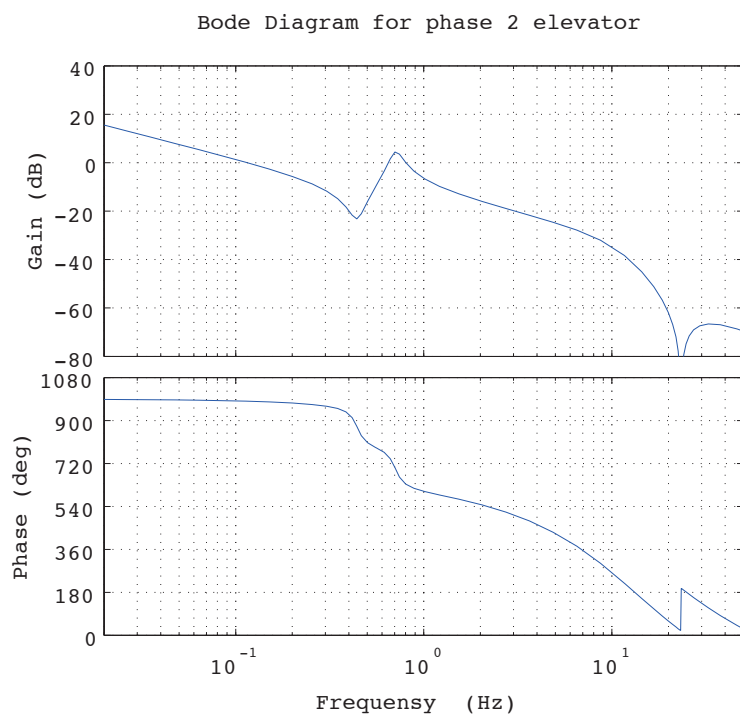


図 9 エレベーターループのボード線図 (フェーズ 2)

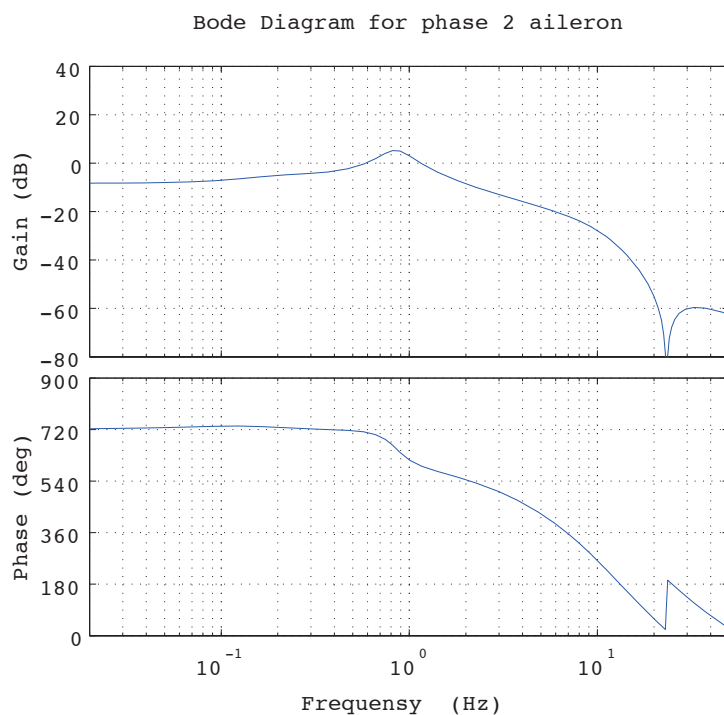


図 10 エルロンループボード線図 (フェーズ 2)

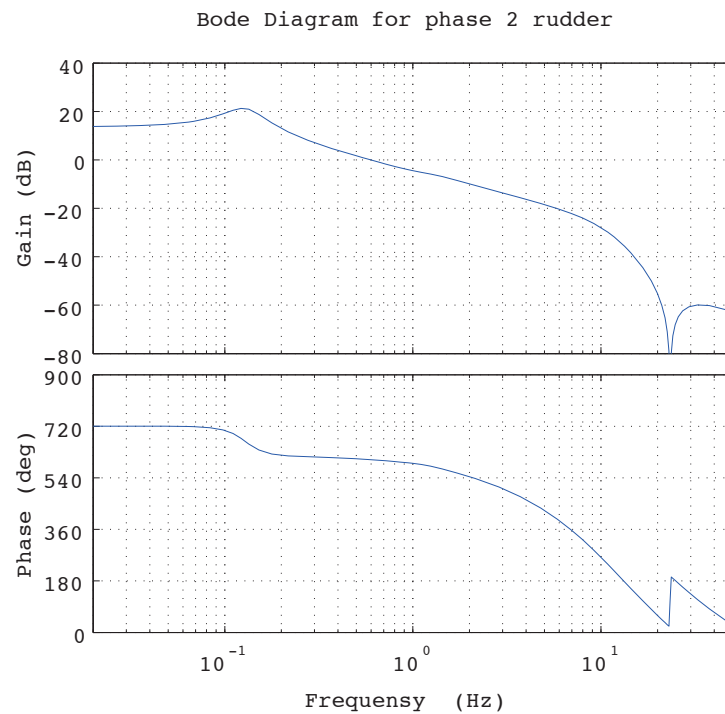


図 11 ラダーループのボード線図 (フェーズ 2)

ϕ_c ステップ応答では問題なく追従できていること, MCS の結果からも特に ϕ の制御に問題は発生していないことから, ϕ_c の制御について問題があるとは考えにくい. そこで, 以下の通りの追加の検討を行った.

舵面で切断したループのブロック図を図 12 に示す. エルロンループ切断のケースはこの図の切断点 1 で切断したことに相当する. 従って, β のフィードバックループの影響が入ってしまっている. そこで, β の影響を取り除くため, 切断点 2 で切断した ϕ のループと, 同様に β のループのボード線図を図 13, 図 14 に示す. 図 13 から, ϕ については低周波域ではゲインが十分大きく, 制御できることが確認できる. 一方, 図 14 から, β については全域でゲインが非常に小さいことがわかる. 従って閉ループの特性としては, 指令, 外乱を問わず β を動かすことが難しい特性を持っている. これは機体の特性として風見安定が非常に強い機体になっているのではないかと考えられる. 実際に風見安定を示す $C_{n\beta}$ は, 迎角 12 deg, マッハ数 1.4 で 0.0025, $C_{n\beta DYN}^{18)}$ は 0.0098 となっており安定を示している.

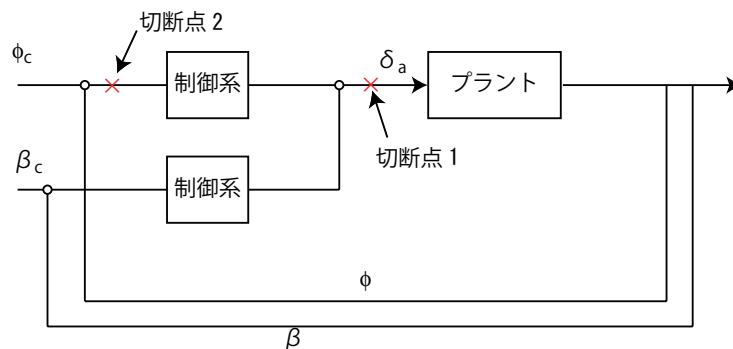
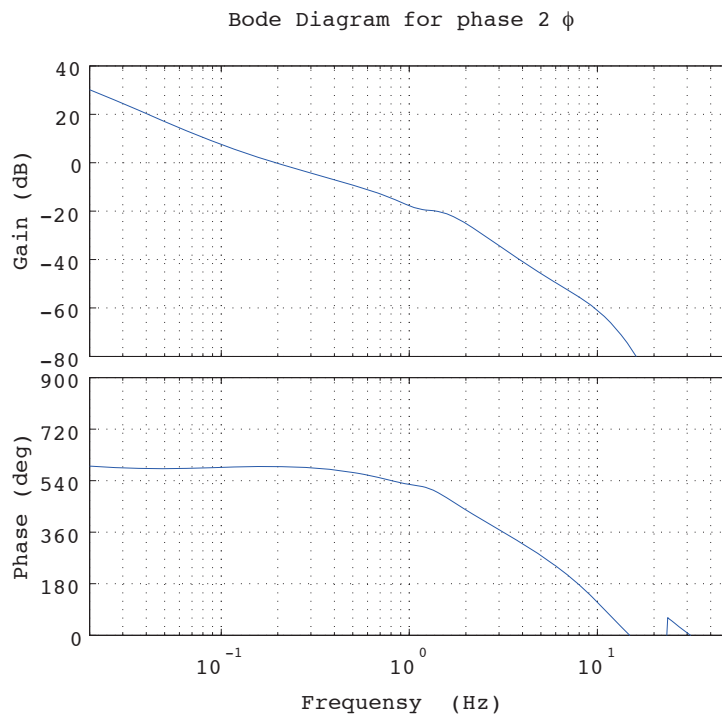
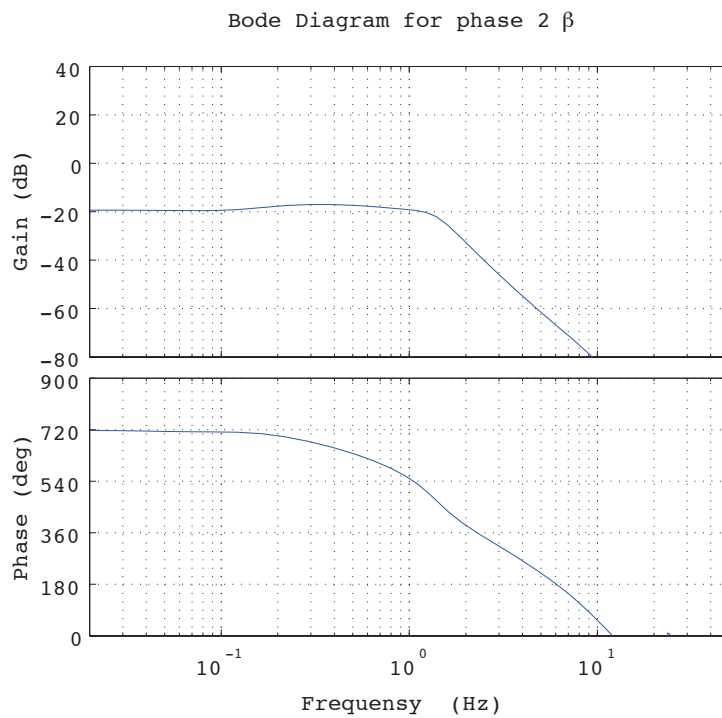


図 12 エルロンループ切断のブロック図

図 13 ϕ ループのボード線図 (フェーズ 2)図 14 β ループのボード線図 (フェーズ 2)

4.3.3 フェーズ 3

フェーズ 3 の各舵で切断したループのボード線図を図 15 –図 17 に示す．いずれも 75 秒の点で評価した．いずれのループについても，3-7 Hz でゲインが-20 dB を下回っていることが確認できる．ただし，フェーズ 2 のエルロンループと同様に，ラダーループで低周波域でゲインが小さくなっている．

フェーズ 2 と同様に， ϕ, β ループについてボード線図を作成した結果を図 18，図 19 に示す．この結果から，フェーズ 2 と同様に ϕ については低周波域で十分なゲインが確保されており， β については変動しにくい制御系となっていることがわかる．

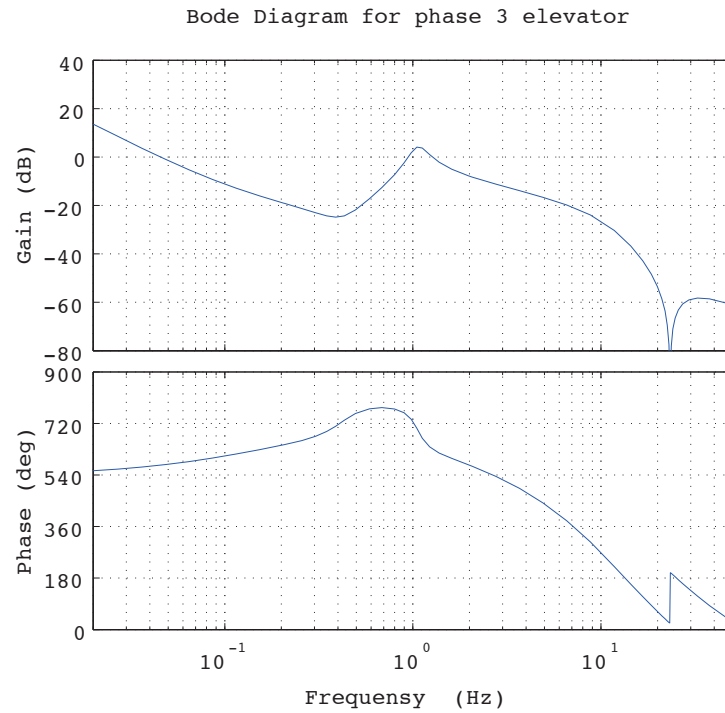


図 15 エレベーターループのボード線図 (フェーズ 3)

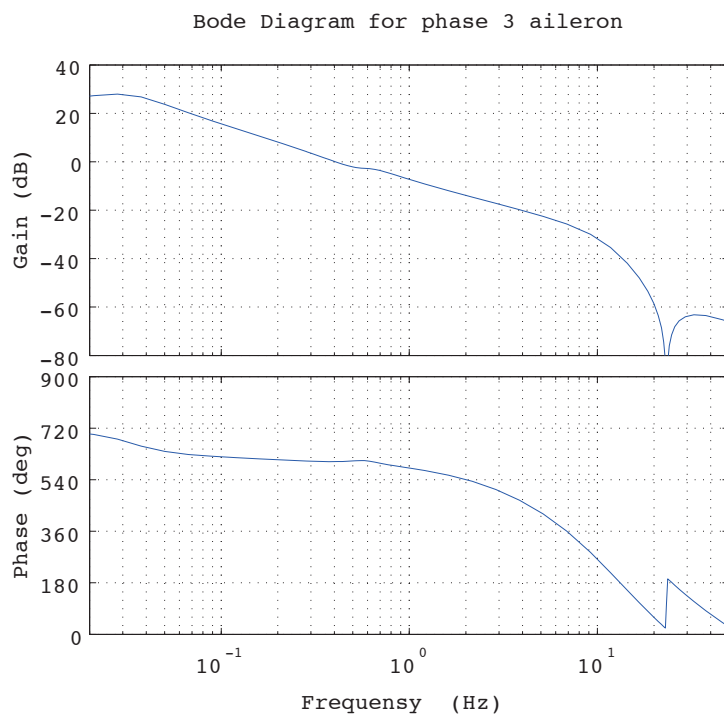


図 16 エルロンループボード線図 (フェーズ 3)

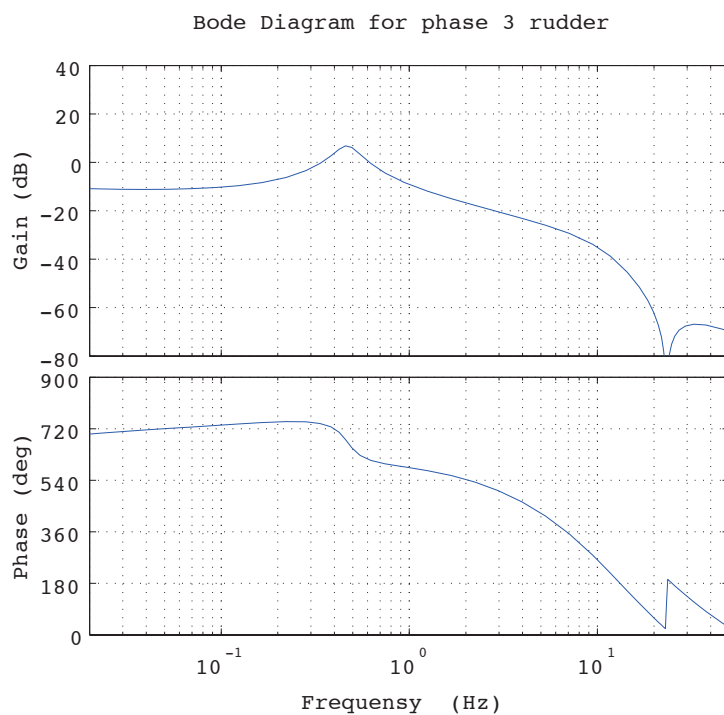
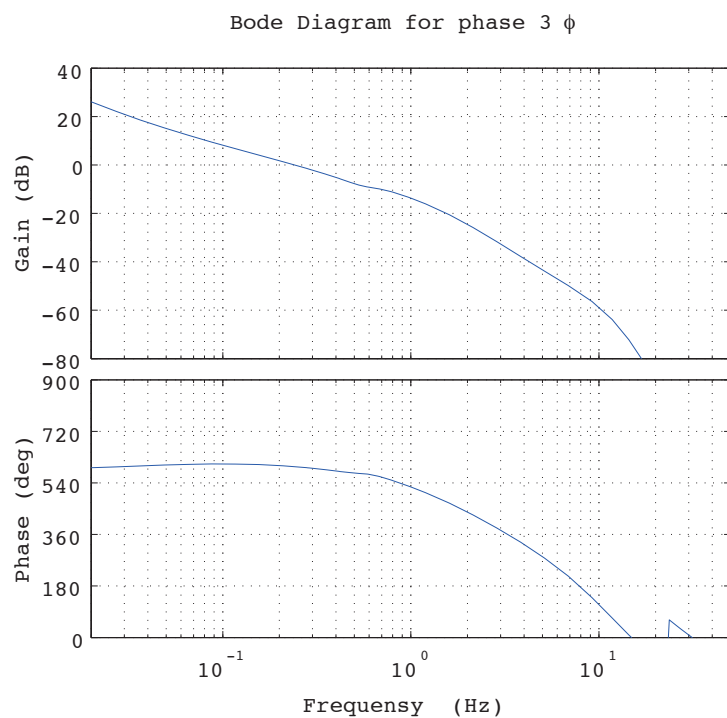
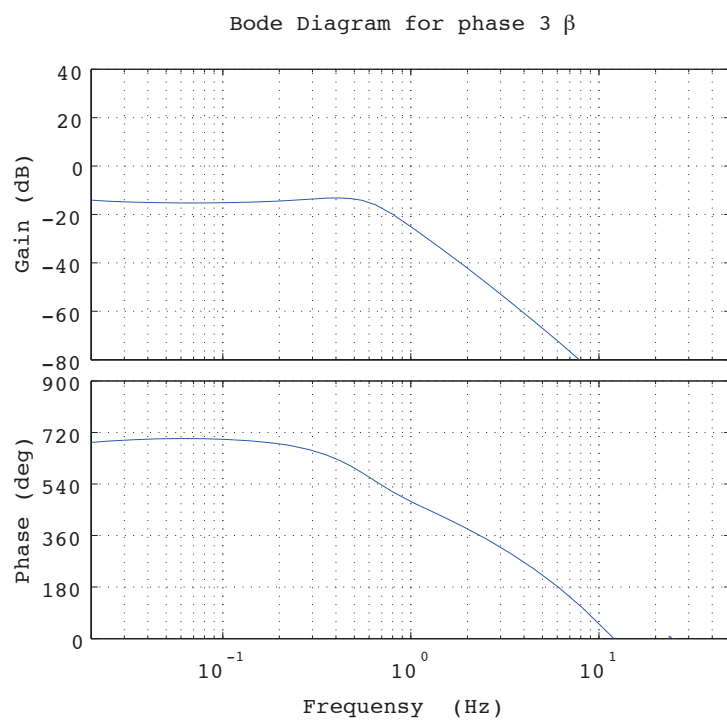


図 17 ラダーループのボード線図 (フェーズ 3)

図 18 ϕ ループのボード線図 (フェーズ 3)図 19 β ループのボード線図 (フェーズ 3)

4.3.4 フェーズ 4

フェーズ 4 の各舵で切断したループのボード線図を図 20 -図 22 に示す．いずれも 95 秒の点で評価した．いずれのループについても，6-8 Hz でゲインが-20 dB を下回っていることが確認できる．また図 22 から，ラダーループについても低周波数で十分なゲインが確保されていることが確認できる．

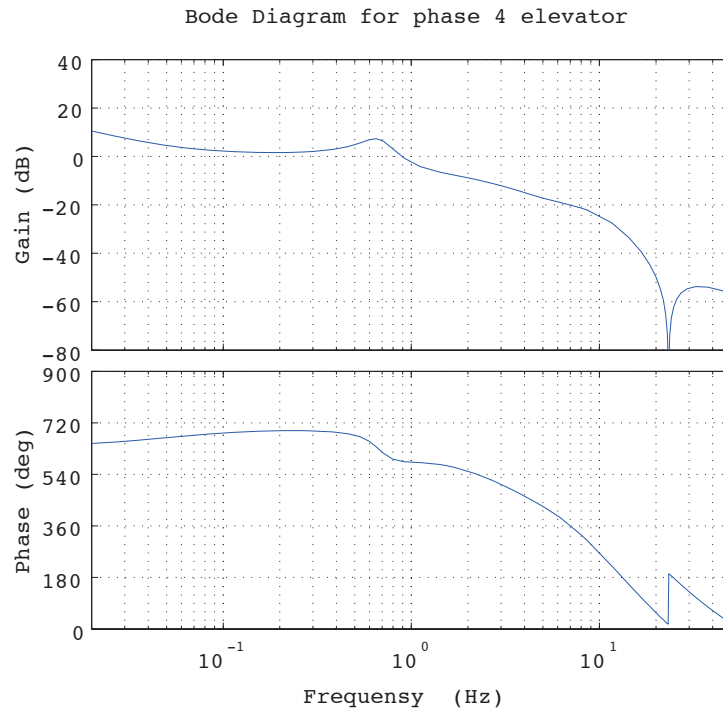


図 20 エレベーターループのボード線図 (フェーズ 4)

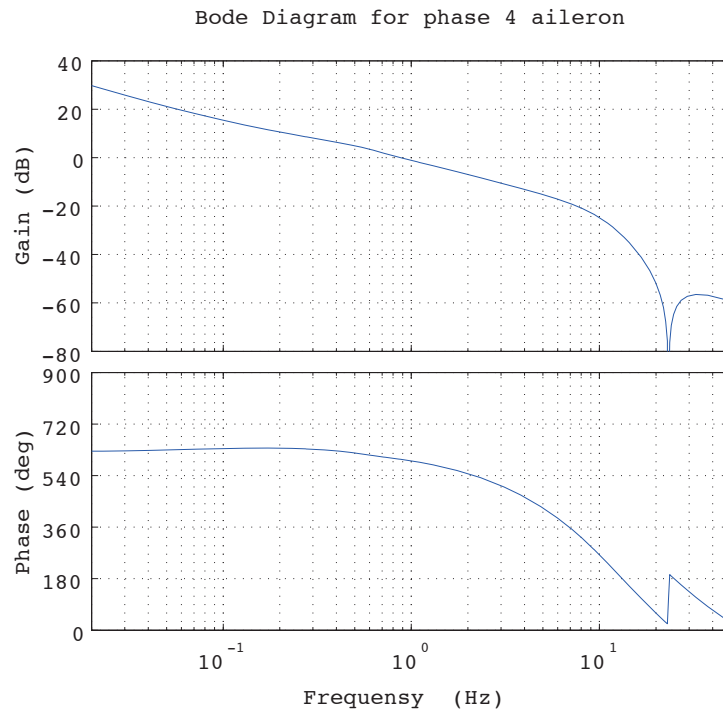


図 21 エルロンループボード線図 (フェーズ 4)

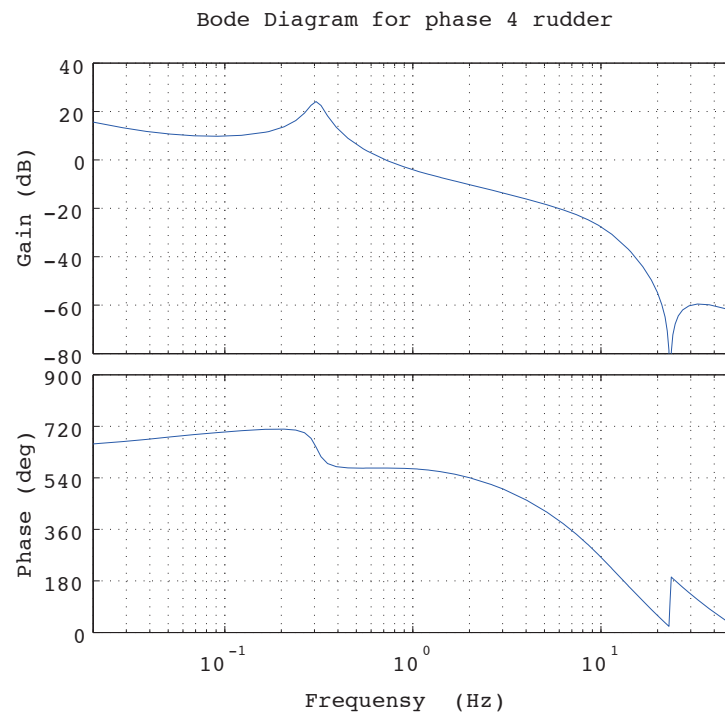


図 22 ラダーループのボード線図 (フェーズ 4)

4.3.5 フェーズ 5

フェーズ 5 の各舵で切断したループのボード線図を図 23 -図 25 に示す。いずれも 110 秒の点で評価した。いずれのループについても、約 5 Hz でゲインが -20 dB を下回っていることが確認できる。ラダーループのゲインについては、0.02 Hz 以下で 0 dB を上回っていることを確認した。

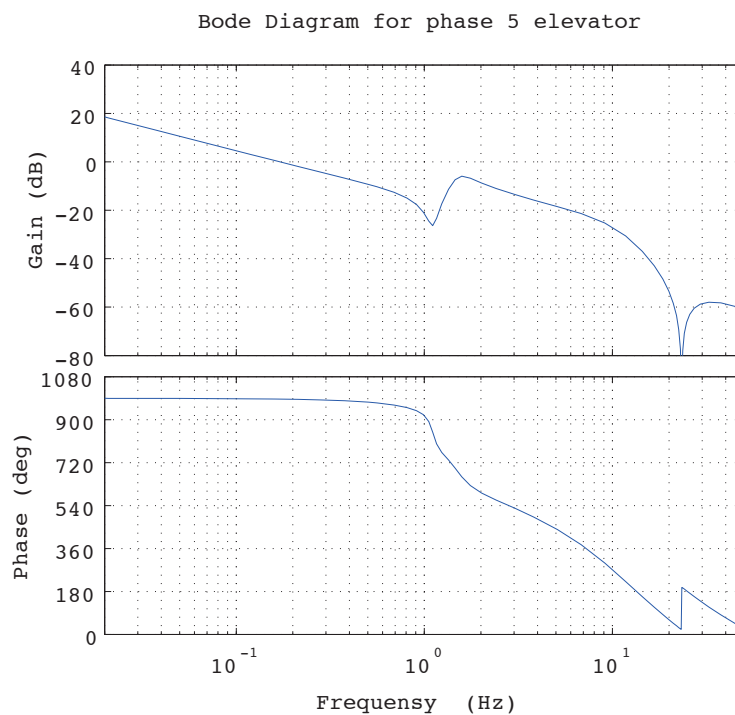


図 23 エレベーターループのボード線図 (フェーズ 5)

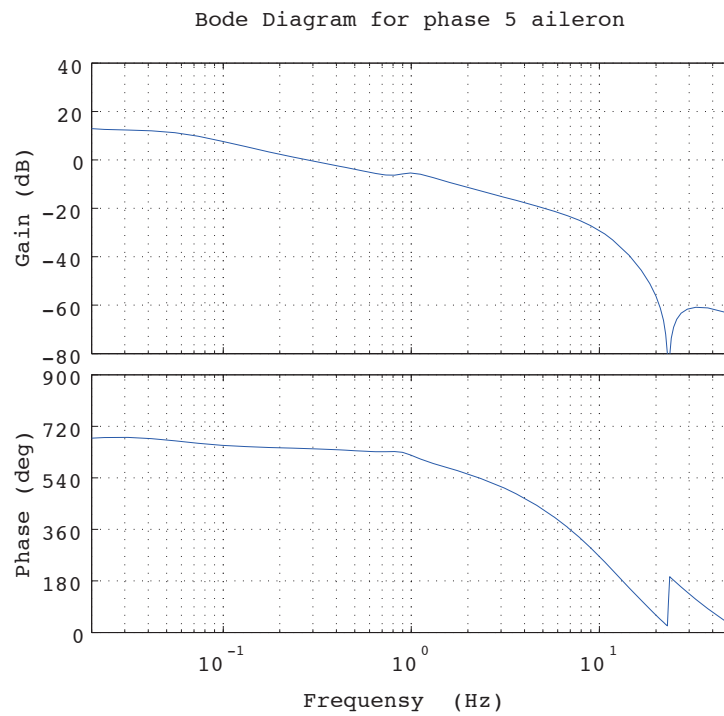


図 24 エルロンループボード線図 (フェーズ 5)

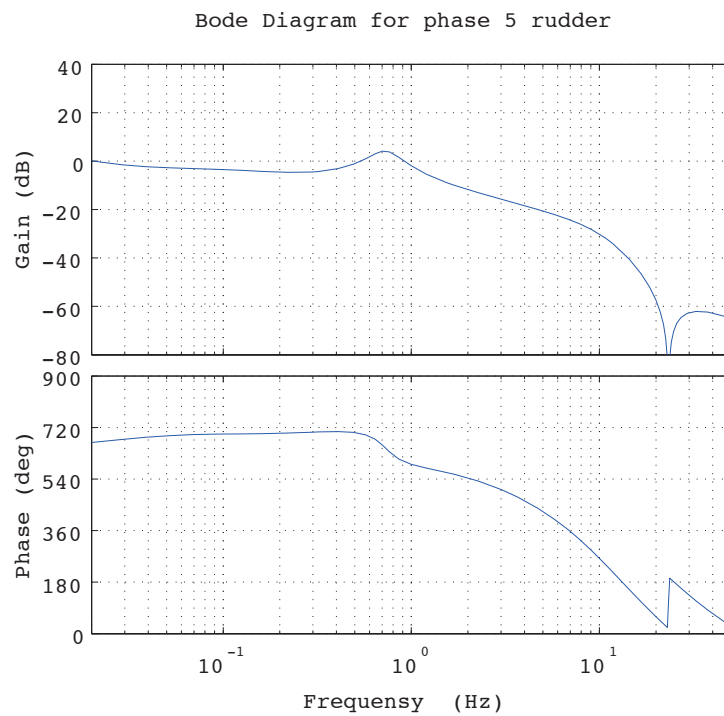


図 25 ラダーループのボード線図 (フェーズ 5)

4.3.6 ロールオフ特性評価のまとめ

以上から、全てのフェーズで高周波域でゲインが十分下がっていることを確認できた。

4.4 センサループを切断した線形解析

通常の線形解析に加えて、センサループを切断した線形解析を行い、通常の線形解析では評価しきれないリスクがないかを評価した。以下の図では、例えば図 26 のように、要求条件を示す赤線以外に何もプロットされていないケースがある。これらのケースは、安定余裕が十分確保されていることを示している。

4.4.1 縦系の安定余裕

フェーズ 1

フェーズ 1 の安定余裕評価結果を図 26– 図 28 に示す。

q については、安定になった直後の 1 点はゲイン余裕が不足しているが、その後は十分確保されている。10 秒時点で約 100Pa であり、これらの区間は動圧が非常に低いため、問題はない。

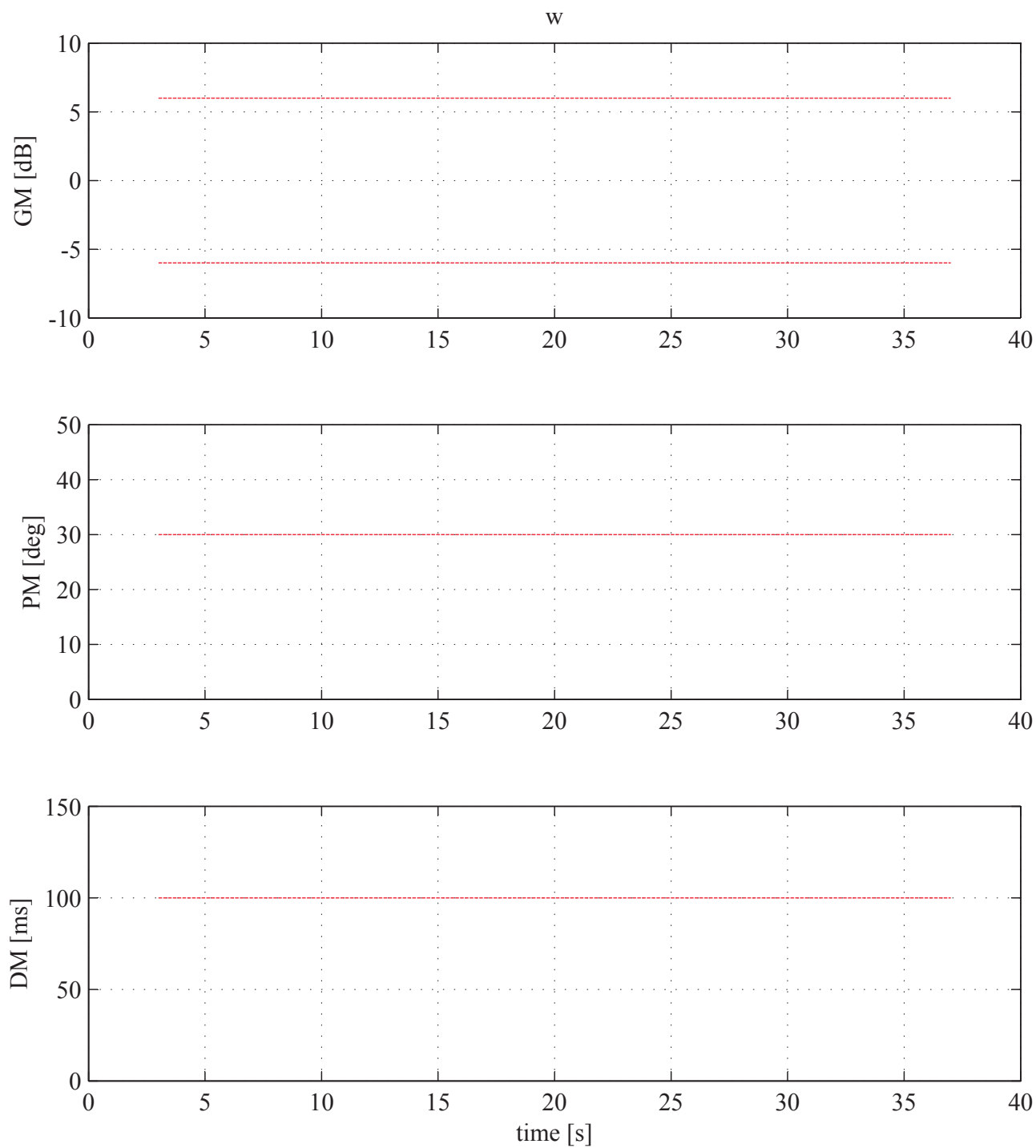
次に、余裕の少なくなった q ループについて、縦系の運動に影響の大きい $C_{m\alpha}$ 誤差、 C_{mq} 誤差がある場合の線形解析を行う。

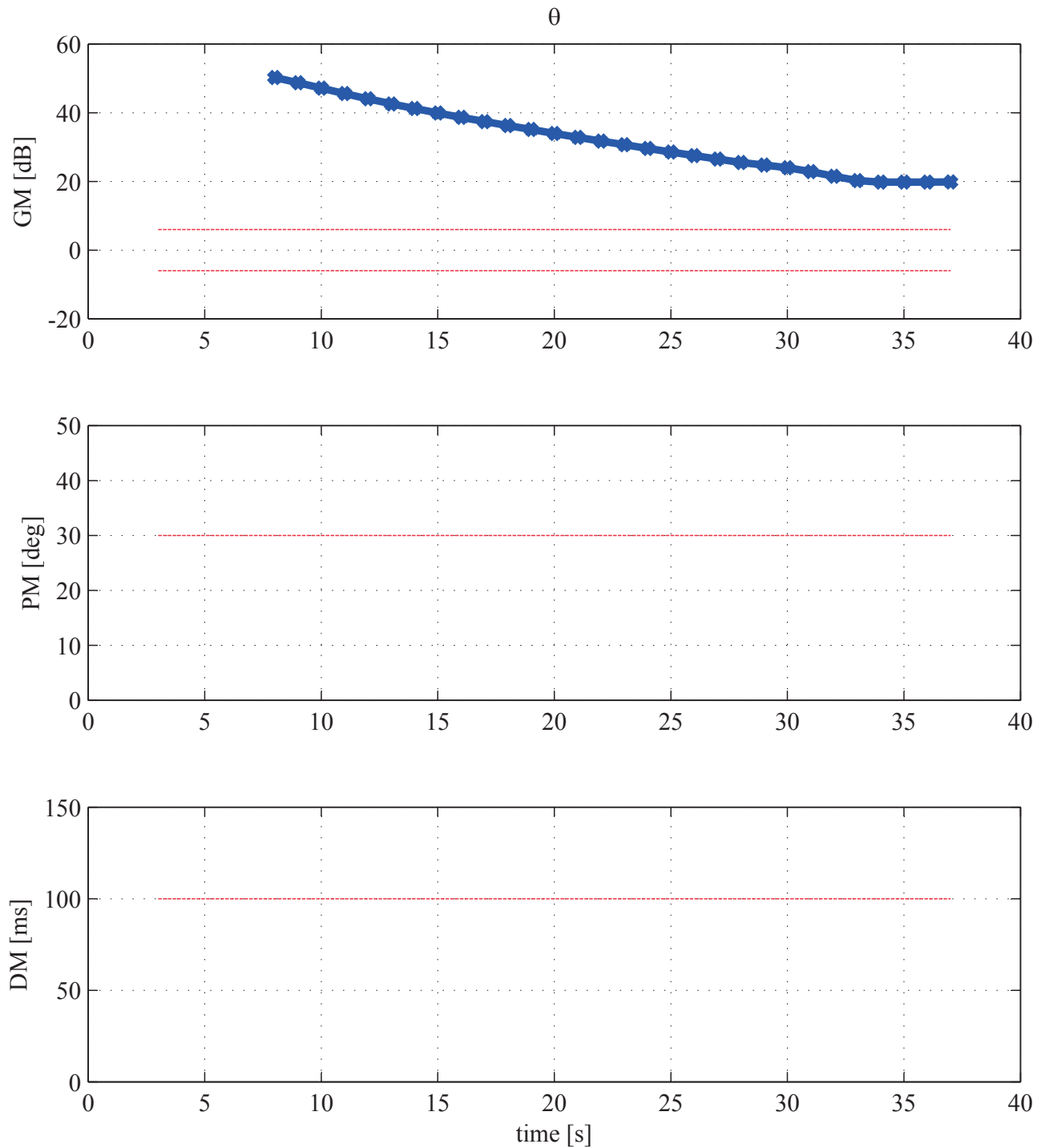
解析の方法は、ノミナルケースの軌道で 2 秒ごとに誤差あり線形モデルを作成し、安定性と安定余裕を評価した。その上で、不安定な点を除き余裕が最も小さい点の値をまとめた。ノミナルケース、 $C_{m\alpha}$ 誤差、 C_{mq} 誤差の単独誤差ケース、そしてそれらの組み合わせについて評価した。いずれのケースも、誤差は正規分布の 3σ 相当の誤差を加えた。

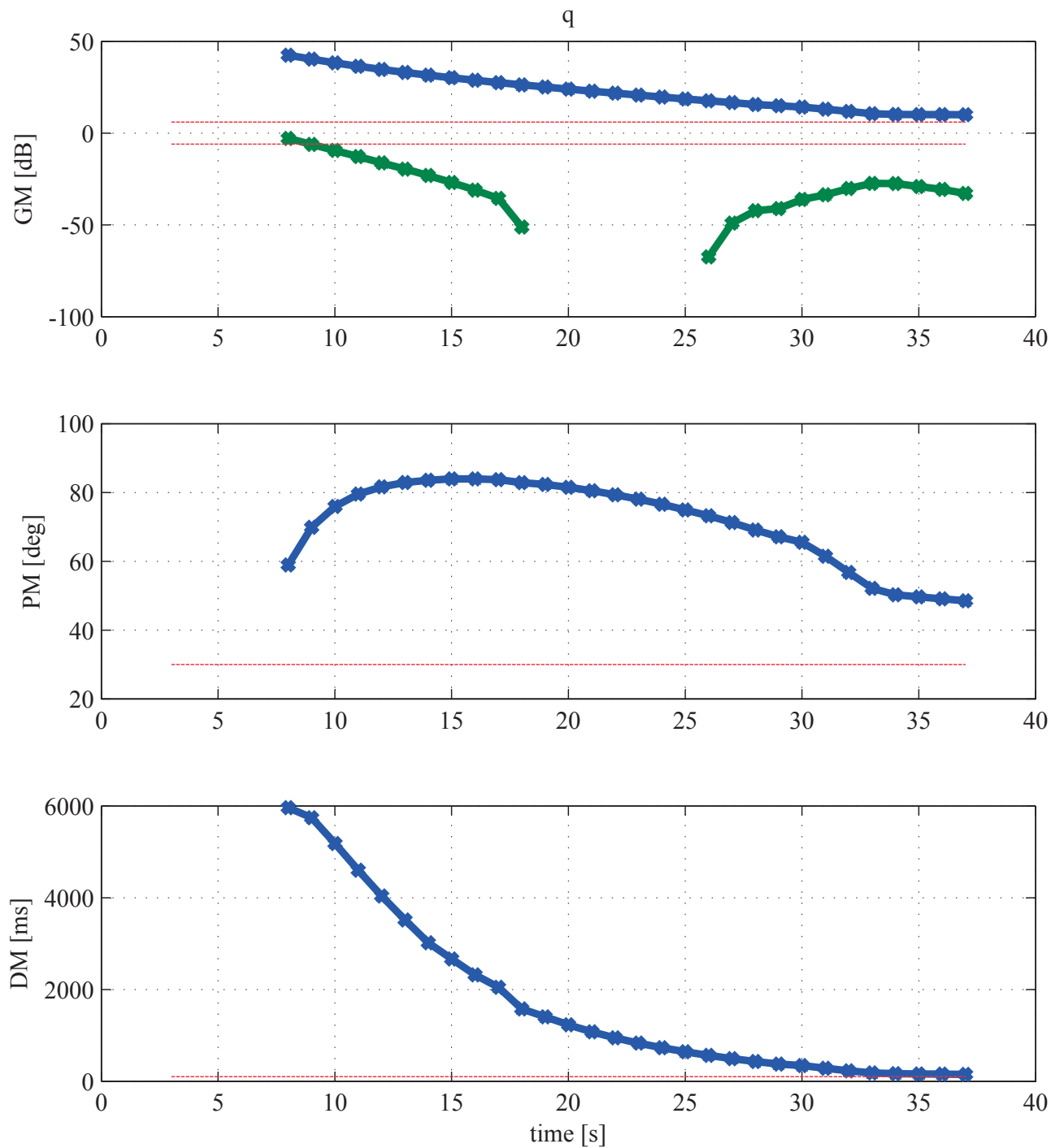
結果を表 9 に示す。この表からわかる通り、全てのケースについて安定余裕が確保できている。

表 9 フェーズ 1 の誤差あり線形解析結果 (q ループ)

ケース	$C_{m\alpha}$ 誤差	C_{mq} 誤差	ゲイン余裕		位相余裕	遅れ余裕
			[dB]		[deg]	[ms]
1	0	0	10.9	-19.7	52.1	170.3
2	—	0	10.5	-17.5	48.2	163.6
3	+	0	11.3	-20.8	53.7	173.5
4	0	—	10.8	-18.3	49.8	163.0
5	0	+	11.0	-21.3	54.4	177.8
6	—	—	10.4	-16.2	45.8	155.6
7	—	+	10.5	-19.0	50.4	171.9
8	+	—	11.2	-19.4	51.5	166.4
9	+	+	11.3	-22.4	56.0	180.7

図 26 フェーズ 1 縦系の安定余裕 (w)

図 27 フェーズ 1 縦系の安定余裕 (θ)

図 28 フェーズ 1 縦系の安定余裕 (q)

フェーズ 2

フェーズ 2 の安定余裕評価結果を図 29– 図 32 に示す．Appendix B に示した通り，フェーズ 2 だけ状態量に u を含む 4 変数としている．

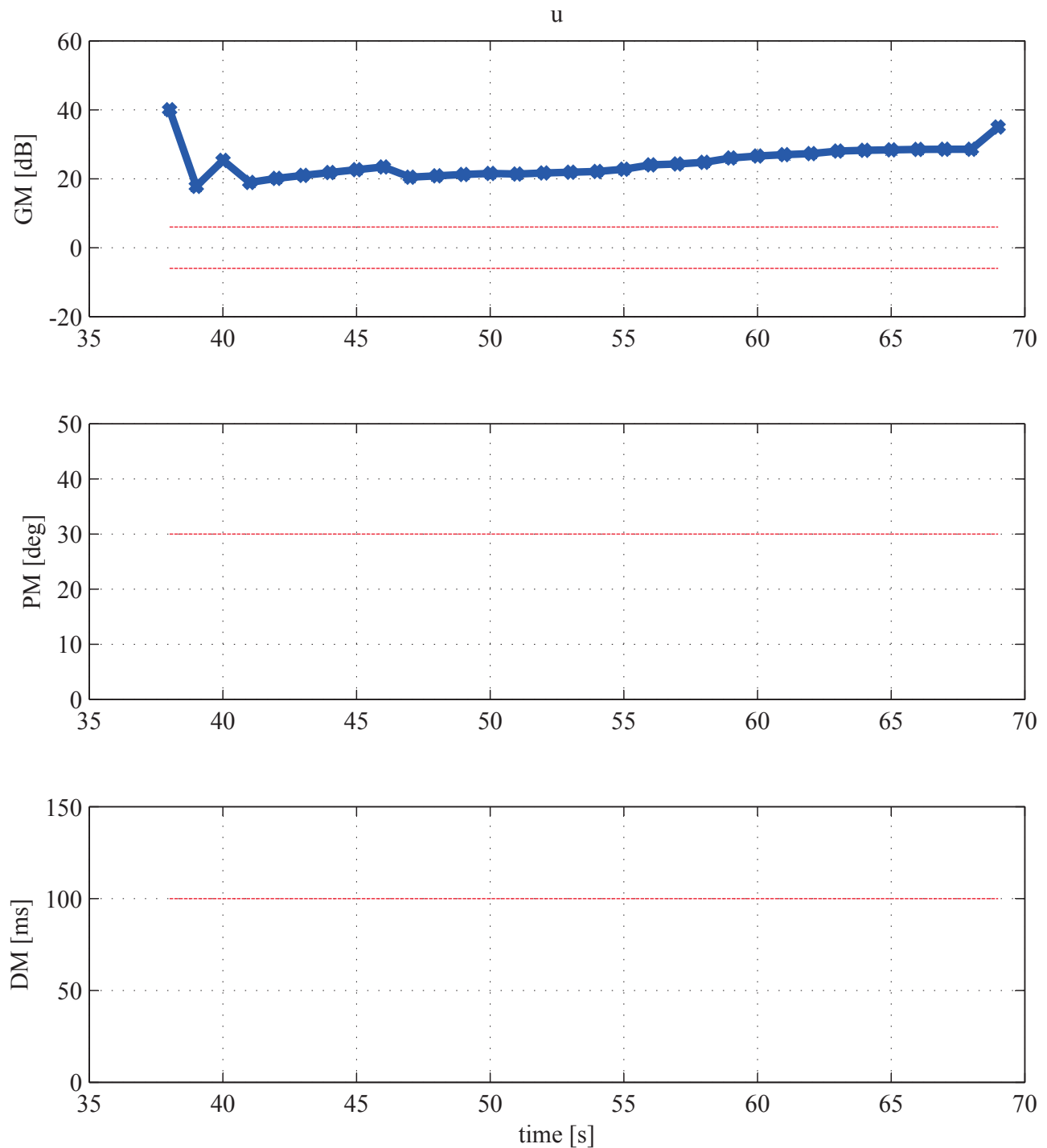
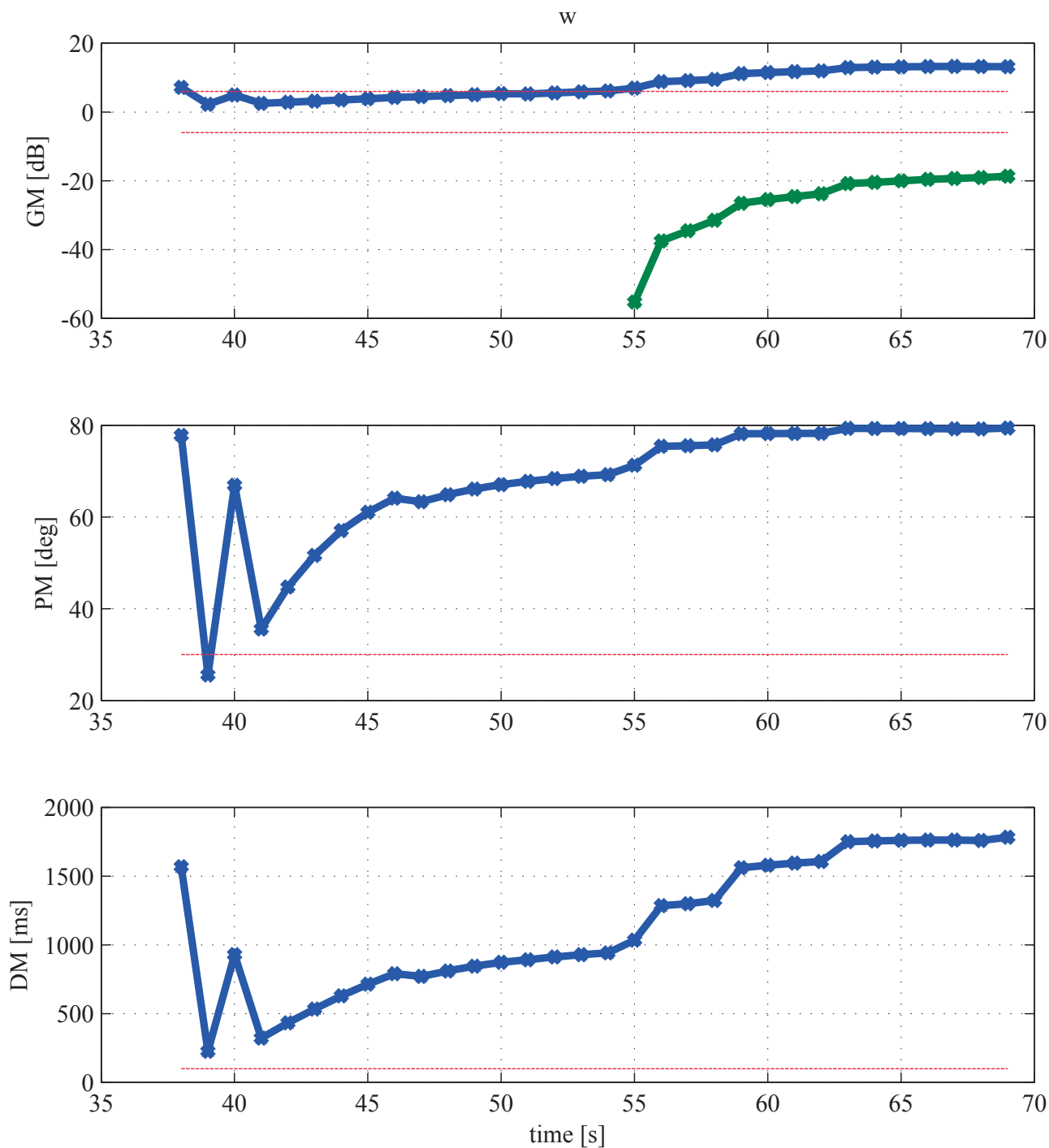


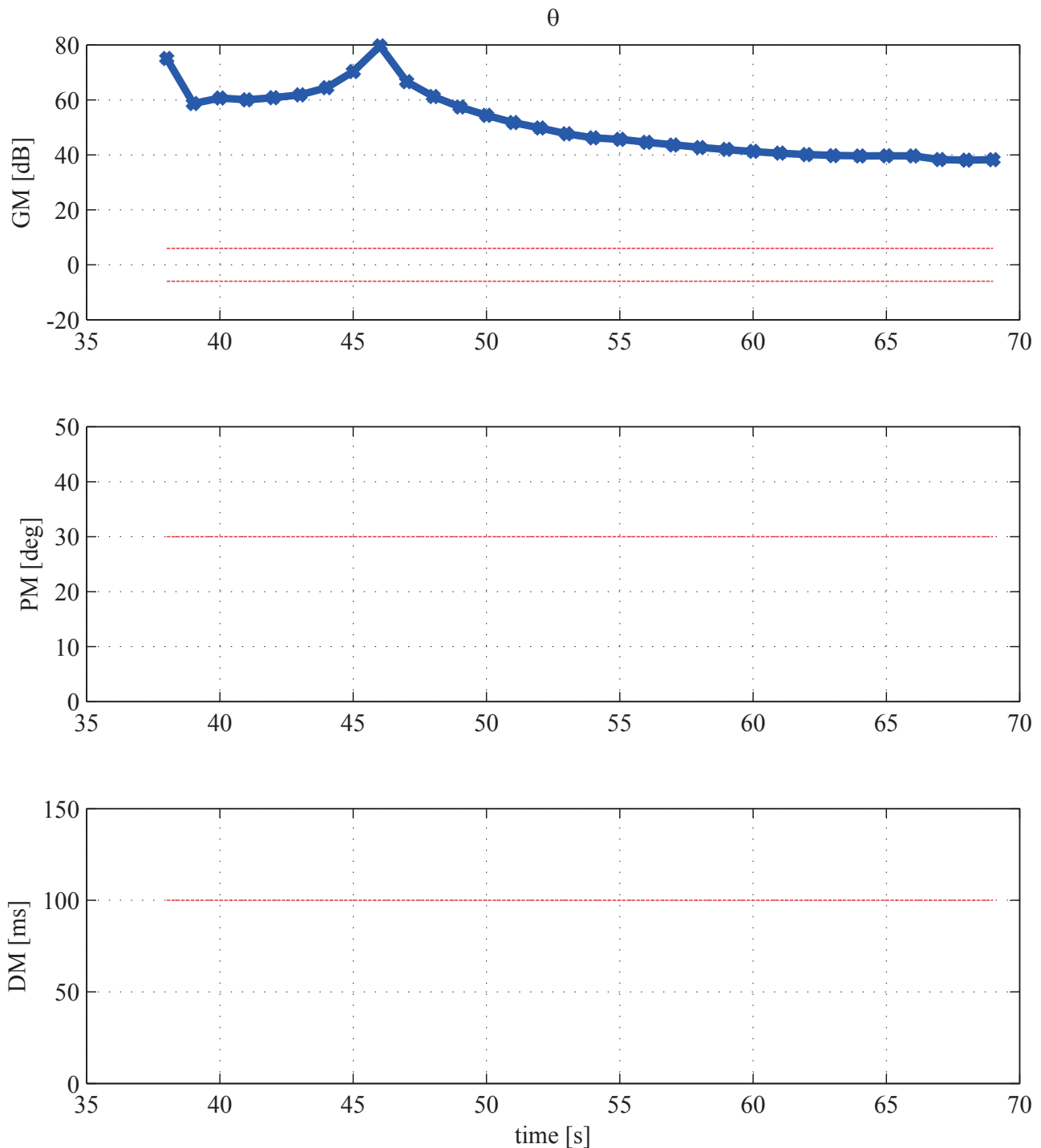
図 29 フェーズ 2 縦の安定余裕 (u)

w については，ゲイン余裕が前半の区間で不足しており，位相余裕が 39 秒の点で不足している．このフェーズは α のフィードバック制御を行っているため， w のゲインが 2 dB 程度ずれると不安定になることを示している．これは，計測誤差により 25% のずれが生じることに相当している．フェーズ 2 の区間中で最も悪くなるフェーズ開始直後の計測精度は 1 deg 以下であり¹⁵⁾，この時の迎角は約 12 deg なので計測精度によりこの安定余裕が問題になることはない．一方で，舵面で切断した場合の制御系のループで考慮されていなかったモデル化誤差で， α のループで影響が

図 30 フェーズ 2 縦の安定余裕 (w)

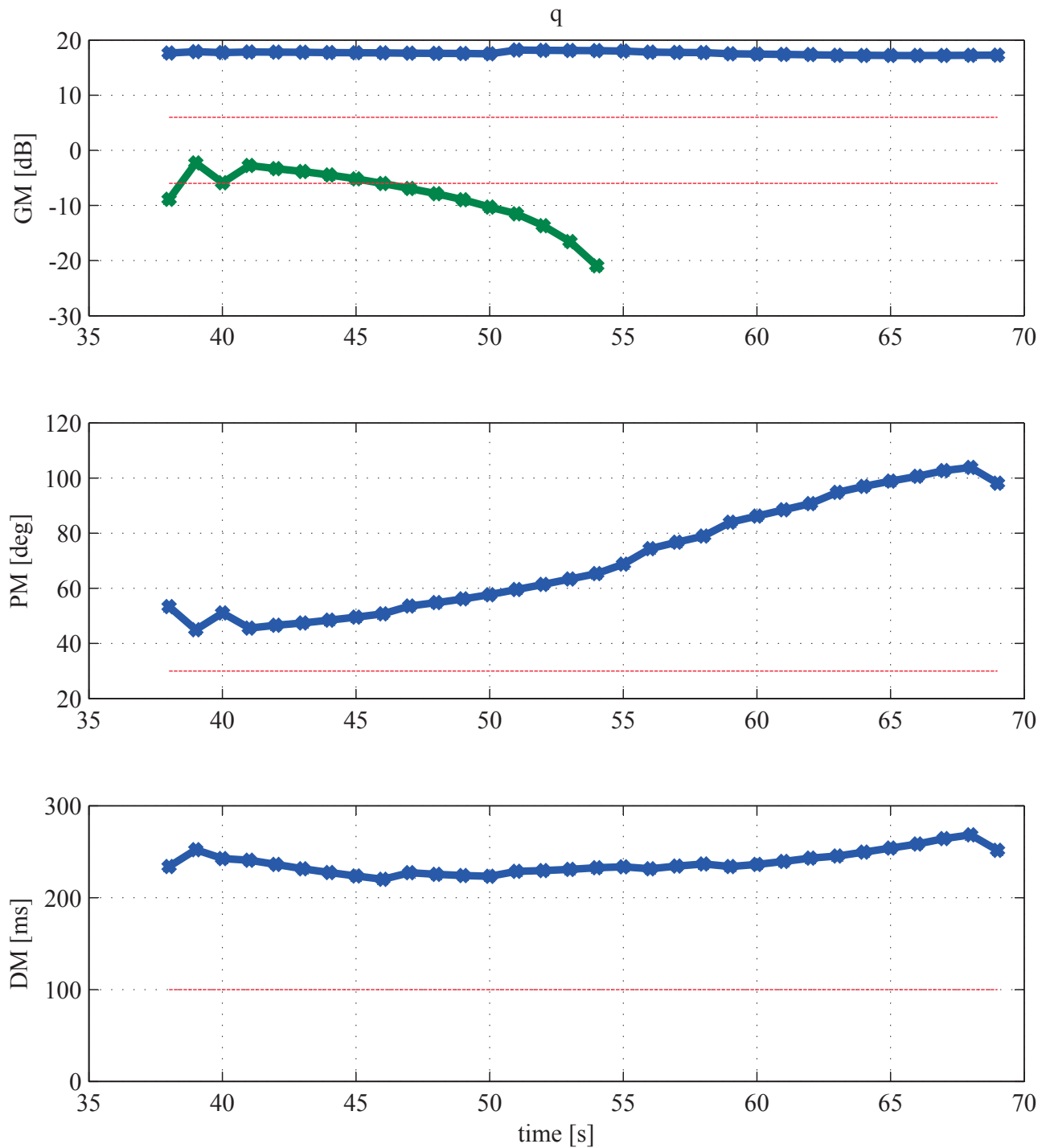
ある誤差としては、 $C_{m\alpha}$ が考えられる。また、38-41 秒の区間で位相余裕および遅れ余裕が大きく変動している。この原因は 38 秒の点については、フェーズ切り替え直後の遷移状態であるため、それ以降の点とは大きく異なる特性を持っているためである。40 秒の点については、機体引き起こし運動の振動のタイミングでわずかに $\partial q / \partial w$ が小さくなっており、そのわずかな差が結果的に大きな位相余裕の差となっている。詳細な解析については Appendix C に示したが、このような遷移状態での機体特性変動は、ダイナミックインバージョンを用いない一般的な制御系による運動でも同様に発生する事象である。

q の負側のゲイン余裕が前半で不足しており、最小で -2 dB となっている。従って、前半の制御を行う際に q が 20% 程度小さく計測される場合に問題が生じる。このモードの周期は、0.38 Hz である。EGI の計測誤差の中に、パ

図 31 フェーズ 2 縦の安定余裕 (θ)

イアス誤差は設定されていない。実際にバイアス誤差が全くないとは考えられないが、ランダム誤差の 3σ 値である 0.3 deg/s と同程度と考えられる。従って q が 1.5 deg/s より小さい場合に誤差が 20% に達する可能性がある。このフェーズは定常引き起こしを行うフェーズであり、3 秒近くも q が 1.5 deg/s より小さく続くことはないため、問題ないと考えられる。

次に、フェーズ 1 と同様に縦系の運動に影響の大きい $C_{m\alpha}$ 誤差、 C_{mq} 誤差がある場合の q ループについて線形解析を行った結果、表 10 の通りとなった。ただし、すべてのケースでフェーズ 2 の最初の点 (39 秒) の点で不安定となったため、それ以外の点で最小の余裕を表に示した。39 秒の点の閉ループの A 行列の固有値、固有ベクトルのうち、正の固有値 (1.2×10^{-4}) に対応する固有ベクトルは $[-0.99 \ -0.15 \ 0.01 \ 0]^T$ となっており、この不安定モードは

図 32 フェーズ 2 縦の安定余裕 (q)

主に u に影響を与える長周期モードであるとわかる。

不安定となったモードが短周期の姿勢運動ではないことを確認するために、線形モデルを 4 次の運動方程式 (状態変数は、 $\mathbf{x} = [u \ w \ \theta \ q]^T$) から 2 次の運動方程式 (状態変数は、 $\mathbf{x} = [w \ q]^T$) に変更して評価した。その結果、すべての点で安定となり、安定余裕は表 11 の通りとなった。この時の安定余裕は、表 10 と比較してほぼ同様の値となっていることから、2 次の運動方程式による解析が妥当であり、問題となっている不安定モードは長周期モードであると確認できた。表 11 から、短周期の運動についてはほぼすべてのケースで安定余裕が確保できていることが確認できる。一部のケースで、ゲイン余裕が 5.8 dB または 5.9 dB となっており、いずれも C_{mq} 誤差が負のケースであるため、5 章の MCS の中で、注視する必要がある。

表 10 フェーズ 2 の誤差あり線形解析結果

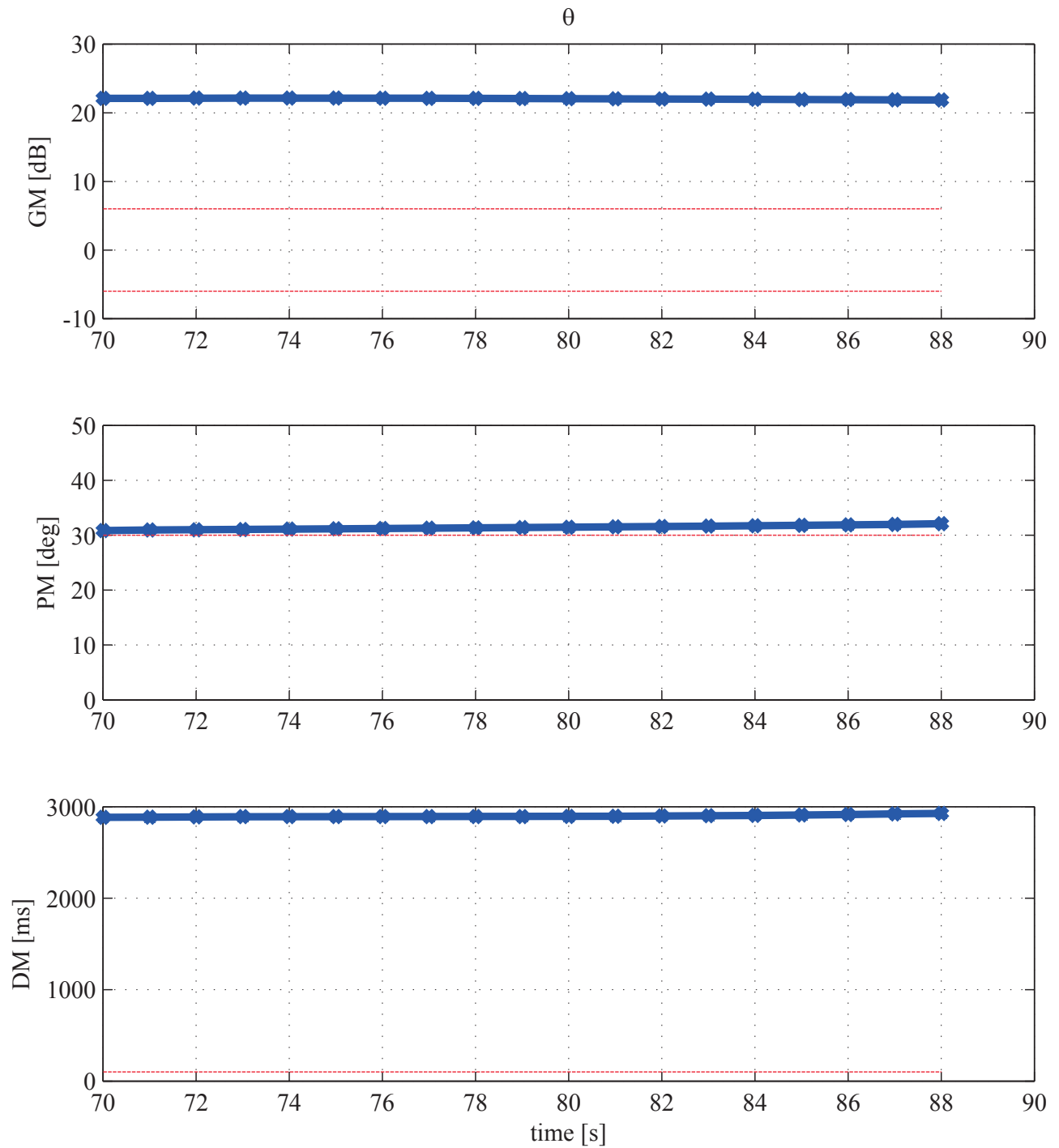
ケース	$C_{m\alpha}$ 誤差	C_{mq} 誤差	切断点	ゲイン余裕		位相余裕	遅れ余裕
				[dB]		[deg]	[ms]
1	0	0	w	6.8	-22.9	71.7	1204.8
			q	16.2	-9.6	55.4	216.3
2	-	0	w	6.7	-29.5	70.4	1183.8
			q	15.1	-9.6	51.4	204.4
3	+	0	w	6.8	-22.3	72.2	1213.1
			q	16.9	-9.6	57.1	221.5
4	0	-	w	5.9	-23.0	72.9	1211.2
			q	16.0	-6.7	47.5	178.8
5	0	+	w	7.5	-22.8	70.6	1199.5
			q	16.4	-13.9	62.4	258.0
6	-	-	w	5.9	-24.7	71.6	1191.5
			q	14.8	-6.7	43.4	165.5
7	-	+	w	7.4	-29.3	69.3	1177.2
			q	15.4	-14.0	58.3	247.0
8	+	-	w	5.9	-22.5	73.3	1219.0
			q	16.7	-6.7	49.1	184.4
9	+	+	w	7.5	-22.2	71.0	1208.2
			q	17.0	-13.9	64.1	262.6

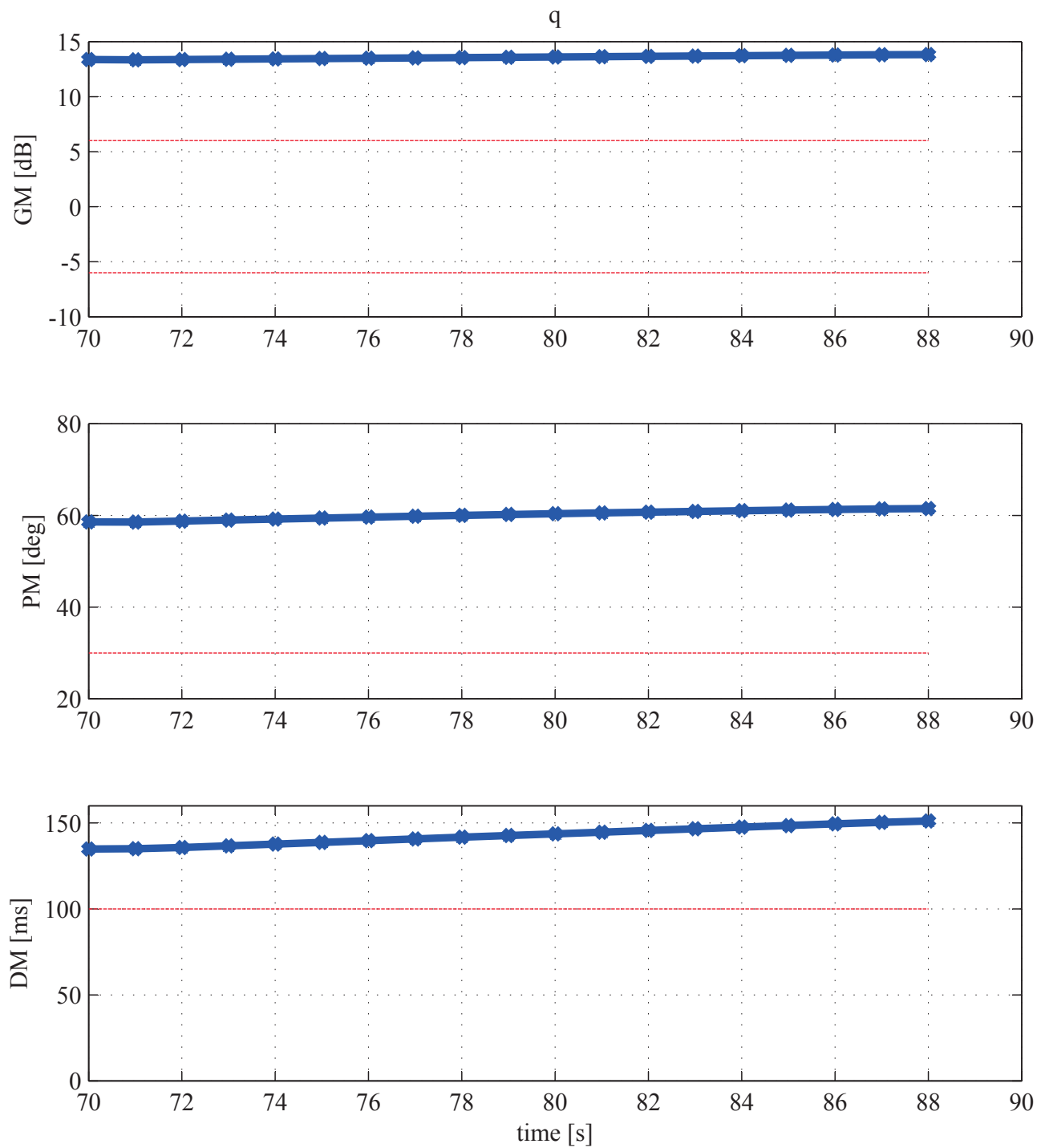
表 11 フェーズ 2 の誤差あり線形解析結果 (2 次)

ケース	$C_{m\alpha}$ 誤差	C_{mq} 誤差	切断点	ゲイン余裕		位相余裕	遅れ余裕
				[dB]		[deg]	[ms]
1	0	0	w	6.7	NaN	67.7	1229.0
			q	16.2	-10.1	56.7	207.1
2	-	0	w	6.6	NaN	66.6	1110.1
			q	15.1	-10.2	51.9	193.9
3	+	0	w	6.7	NaN	68.9	1136.6
			q	16.9	-10.1	58.4	212.8
4	0	-	w	5.9	NaN	68.9	1132.0
			q	16.0	-7.1	48.9	170.2
5	0	+	w	7.4	NaN	66.7	1127.7
			q	16.4	-14.9	62.2	247.5
6	-	-	w	5.8	NaN	67.7	1114.0
			q	14.8	-7.1	44.9	155.8
7	-	+	w	7.3	NaN	65.5	1107.1
			q	15.4	-15.0	57.5	236.1
8	+	-	w	5.9	NaN	69.3	1138.9
			q	16.7	-7.1	50.5	176.2
9	+	+	w	7.5	NaN	67.2	1135.8
			q	17.1	-14.9	64.1	252.8

フェーズ 3

フェーズ 3 の安定余裕評価結果を図 33– 図 34 に示す．いずれも安定余裕が十分あることが確認できる．ただし， w については，余裕が無限大となったため表は省略する．

図 33 フェーズ 3 縦の安定余裕 (θ)

図 34 フェーズ 3 縦の安定余裕 (q)

フェーズ 4

フェーズ 4 の安定余裕評価結果を図 35– 図 37 に示す。いずれも安定余裕が十分あることが確認できる。

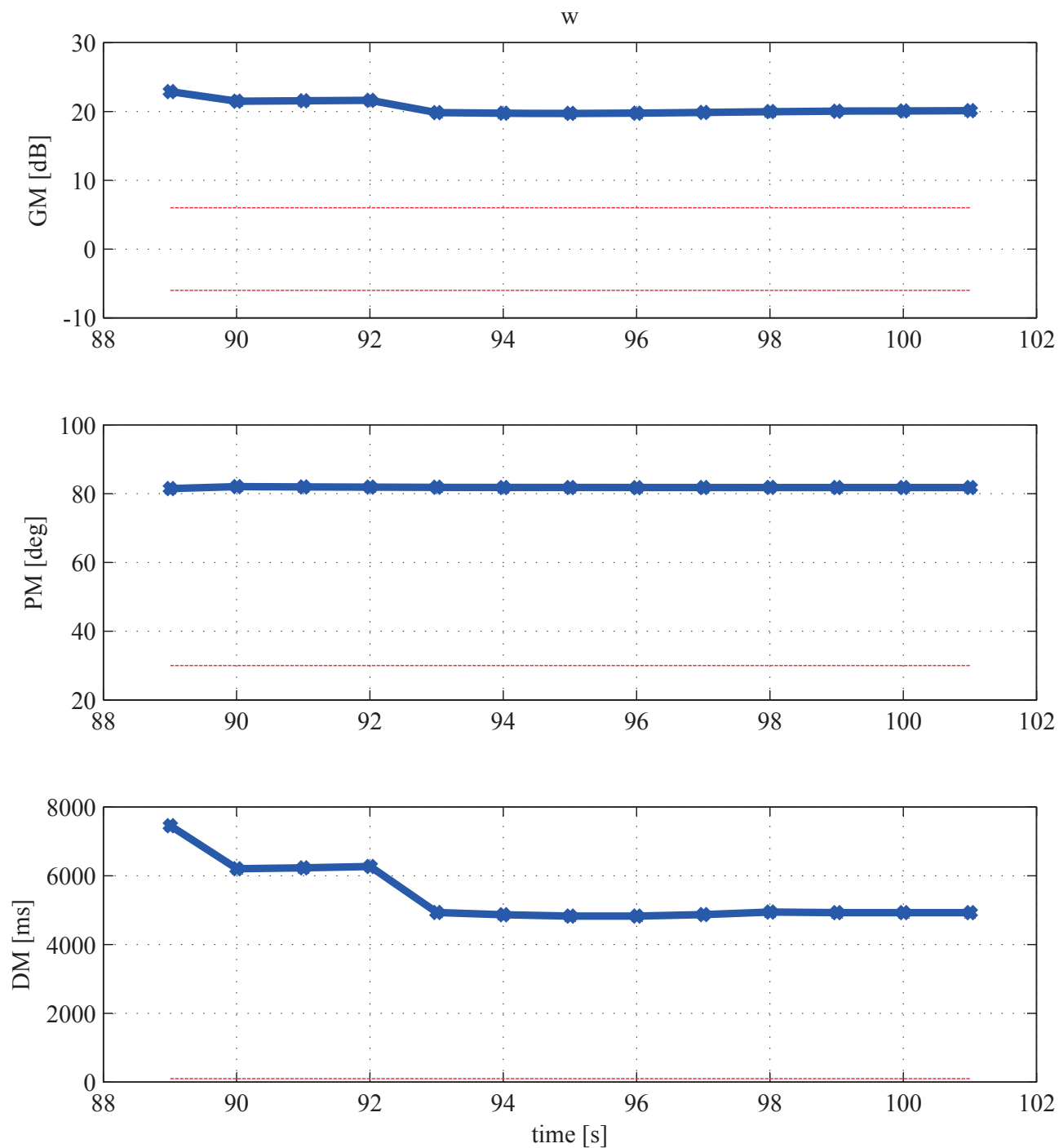
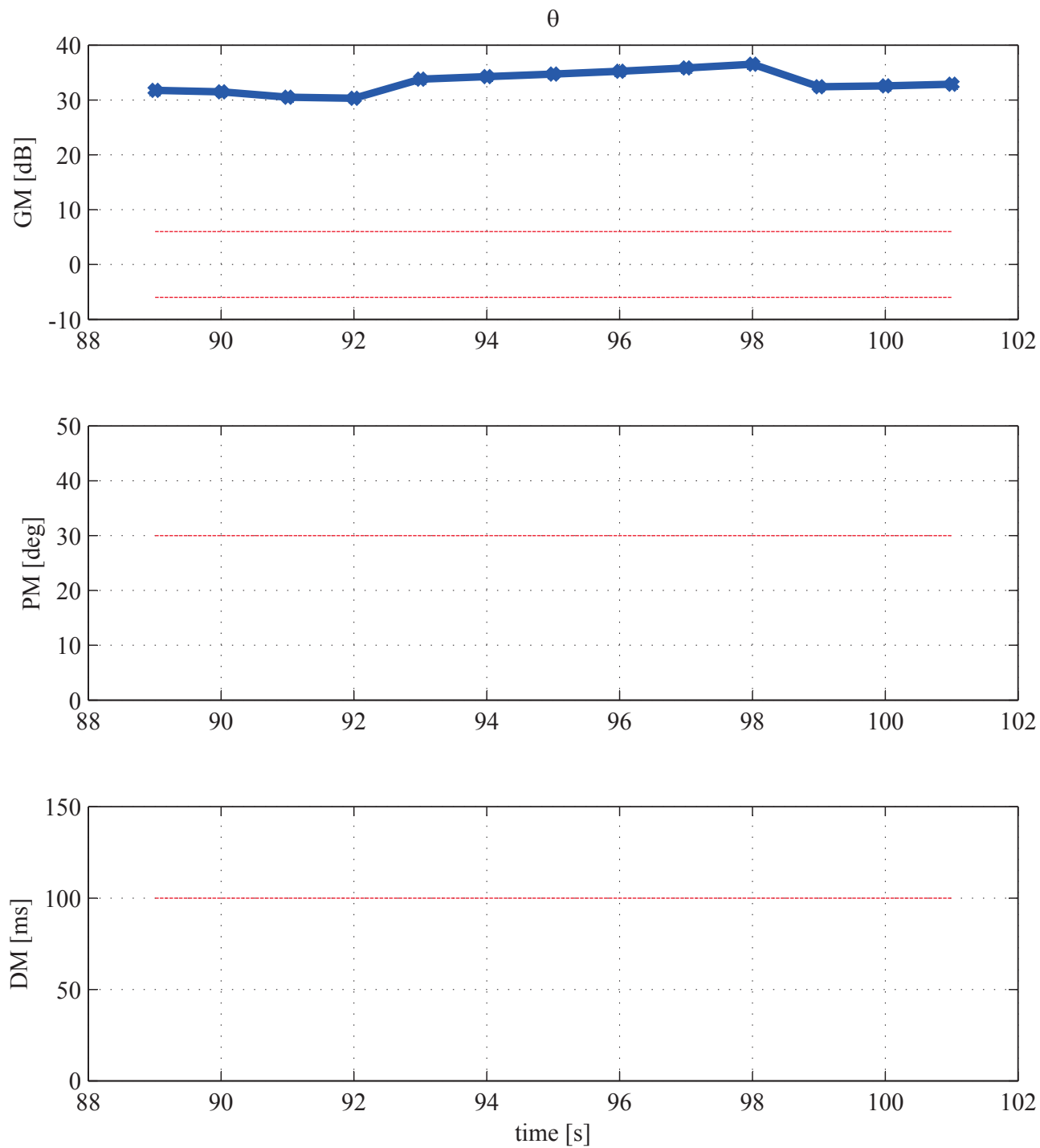
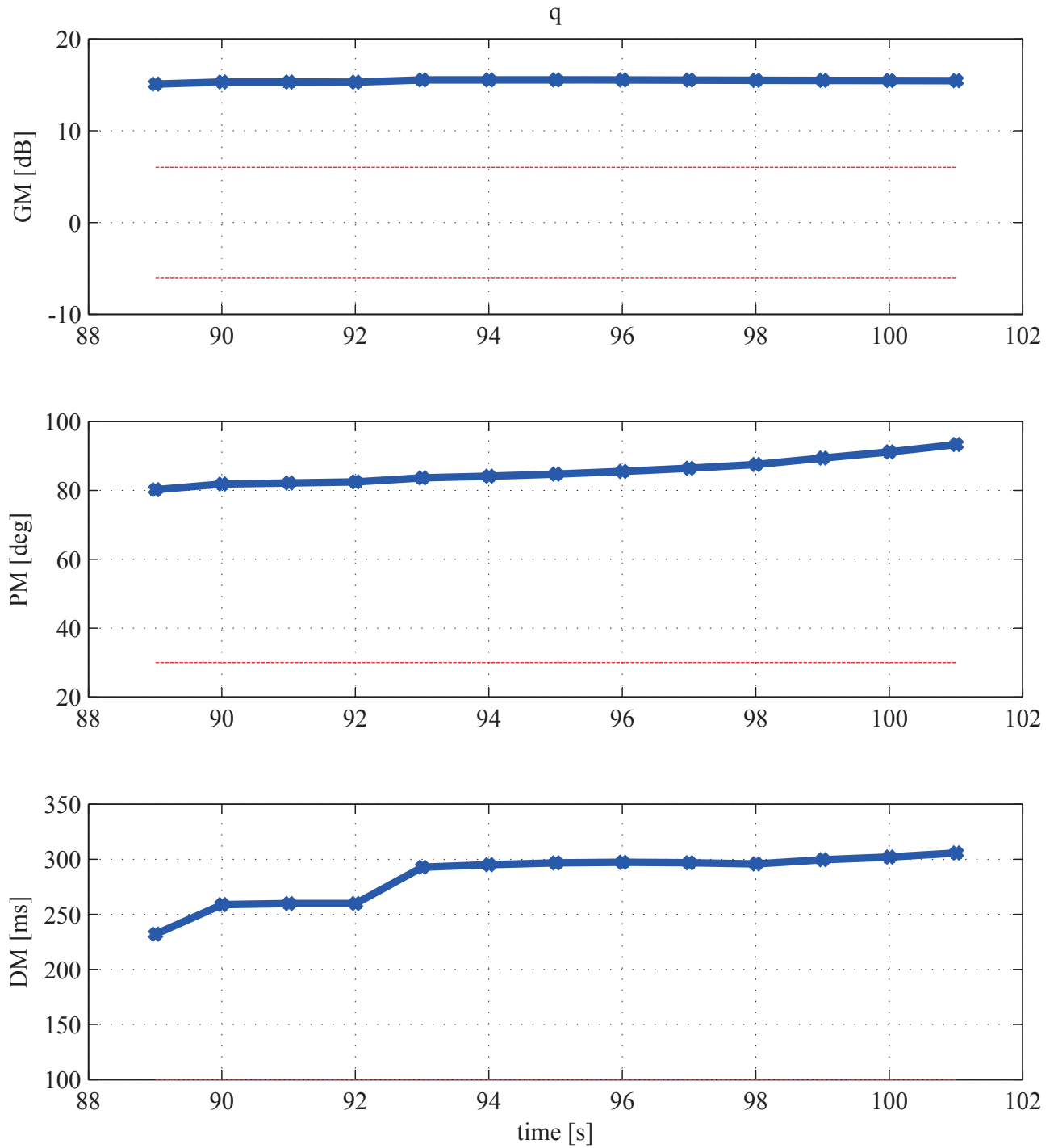


図 35 フェーズ 4 縦の安定余裕 (w)

図 36 フェーズ 4 縦の安定余裕 (θ)

図 37 フェーズ 4 縦の安定余裕 (q)

フェーズ 5

フェーズ 5 の安定余裕評価結果を図 38– 図 40 に示す。 q の遅れ余裕が若干不足しており、最小で 97 ms 程度となっている。 q の計測値は 200 Hz の EGI 出力を使用しており、この遅れ余裕の不足が影響するような遅れはないため、問題ない。

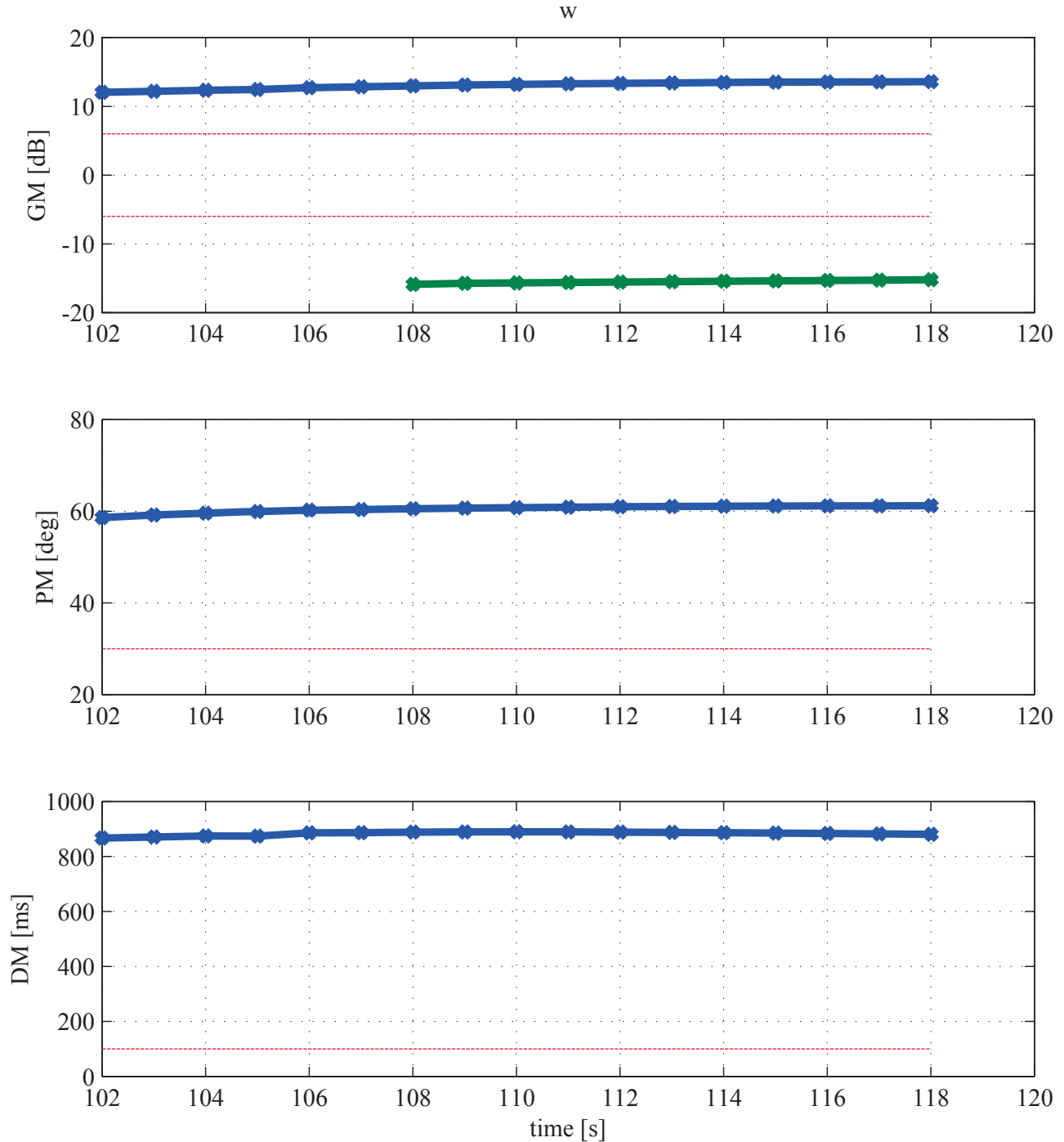
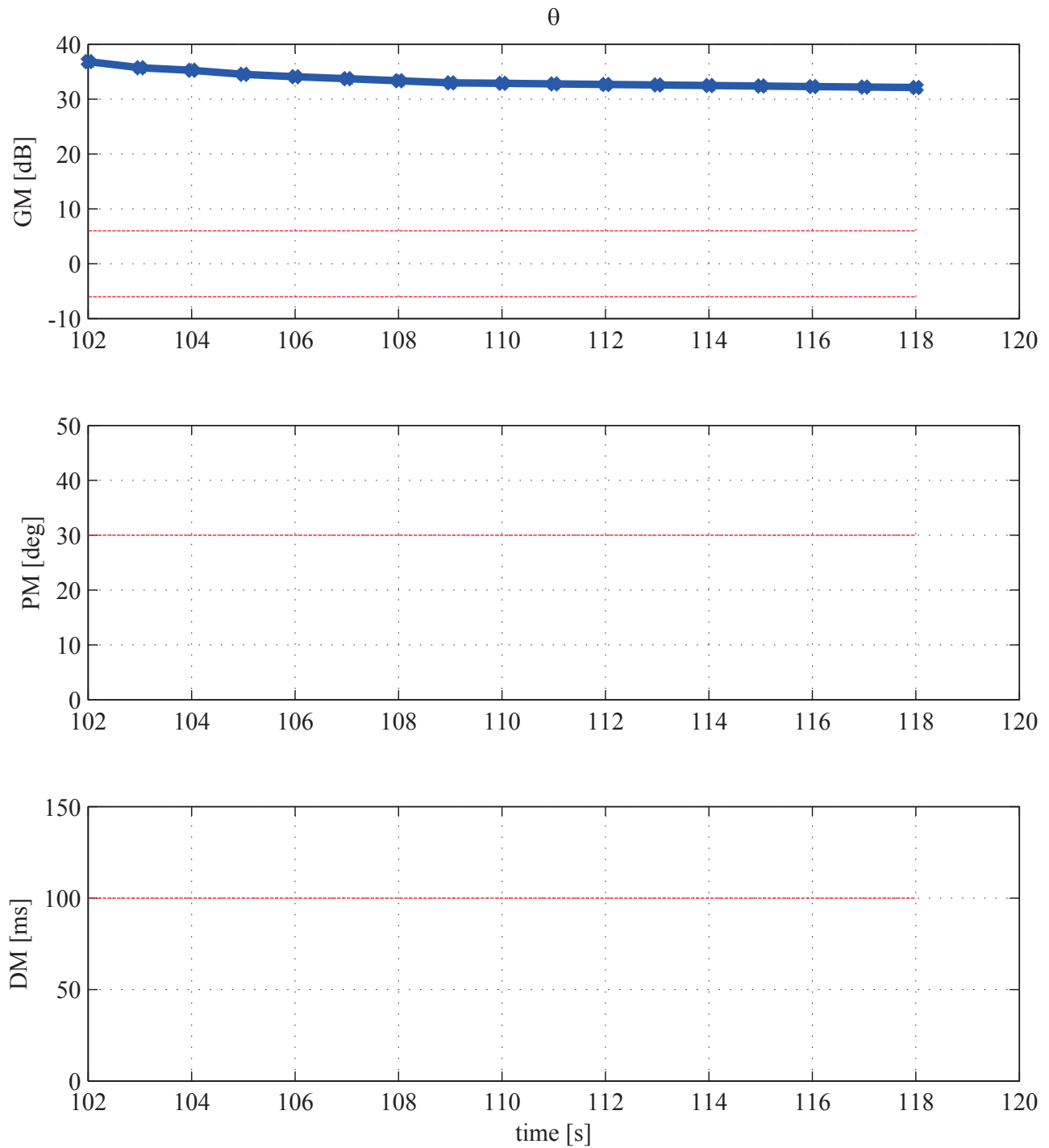
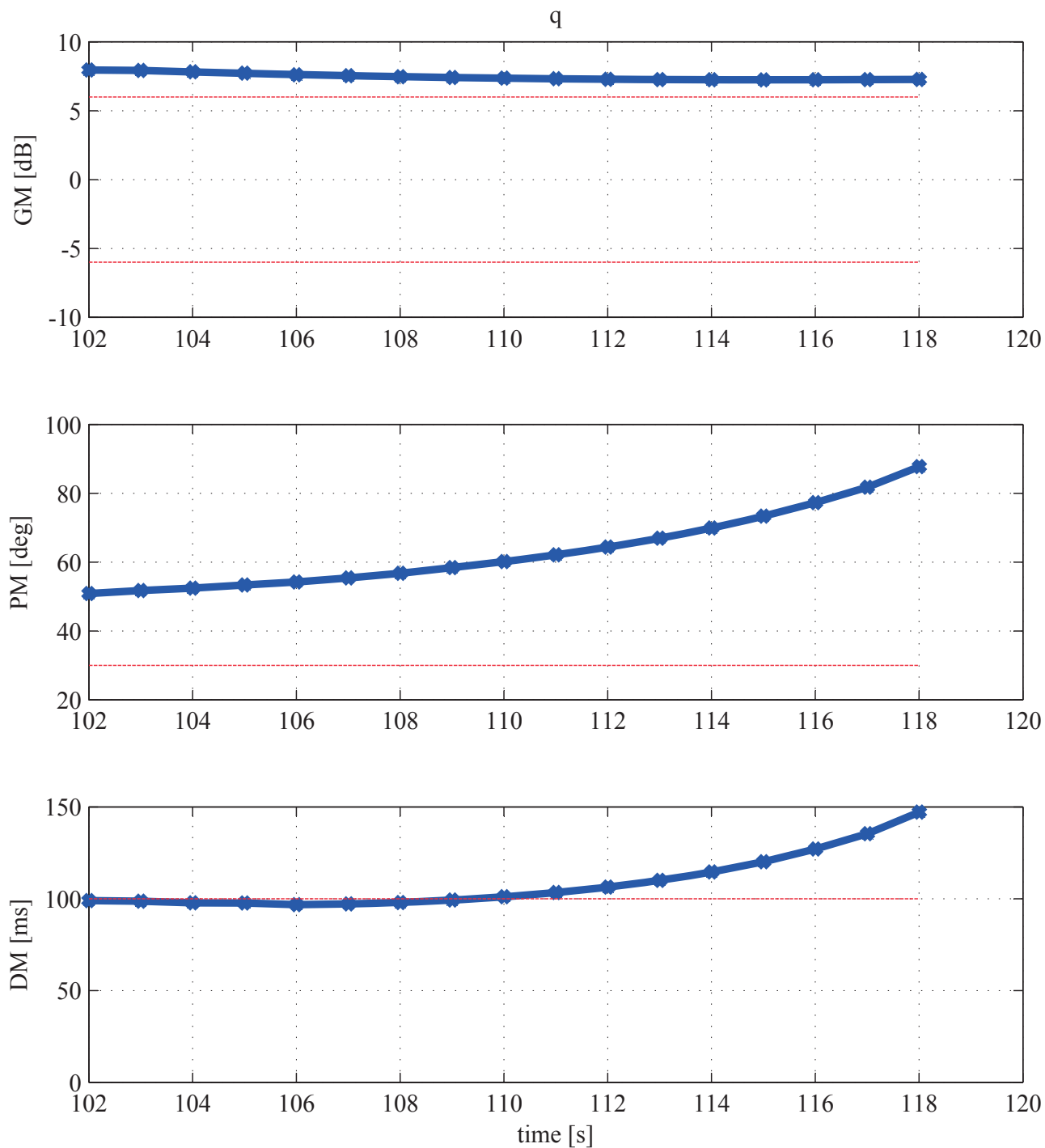


図 38 フェーズ 5 縦の安定余裕 (w)

図 39 フェーズ 5 縦の安定余裕 (θ)

図 40 フェーズ 5 縦の安定余裕 (q)

4.4.2 横・方向系の安定余裕

フェーズ 2

フェーズ 2 の安定余裕評価結果を図 41– 図 44 に示す。 p のゲイン余裕がやや小さく、遅れ余裕は評価基準を下回っている。通常の飛行時には p は非常に小さいため、ランダム誤差により 6 dB を超える可能性はあるが、横の運動が発生すると p が大きくなり、ランダム誤差の割合はすぐに小さくなるので、ゲイン余裕は問題ないと考えられる。遅れ余裕については、センサの遅れが 70 ms も増えることは考えられない。 p のループで影響がある誤差としては、 C_{lp} , C_{np} が考えられる。それらの影響については、MCS 等の評価の中で注意する必要がある。他の安定余裕は十分確保できている。

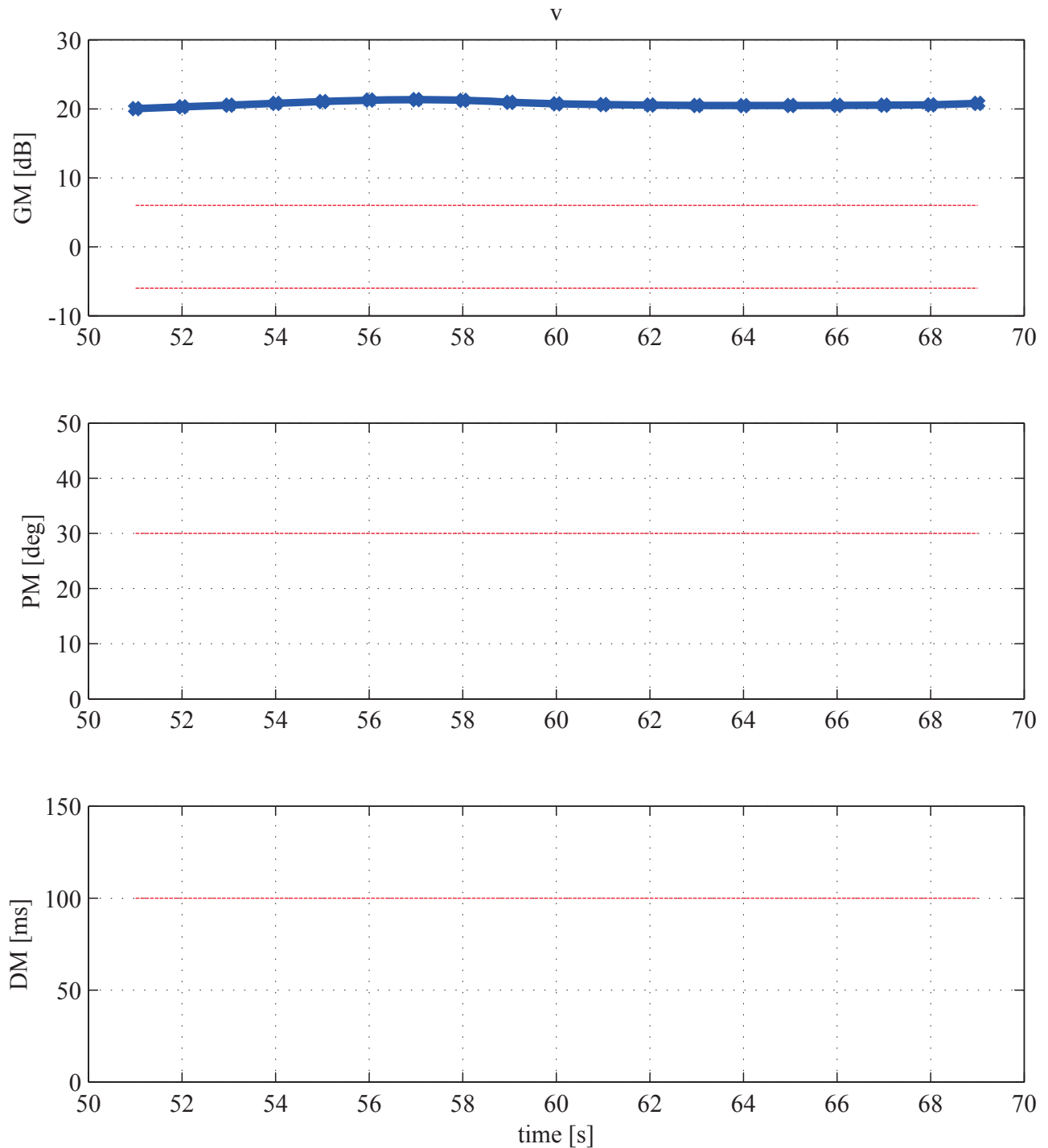
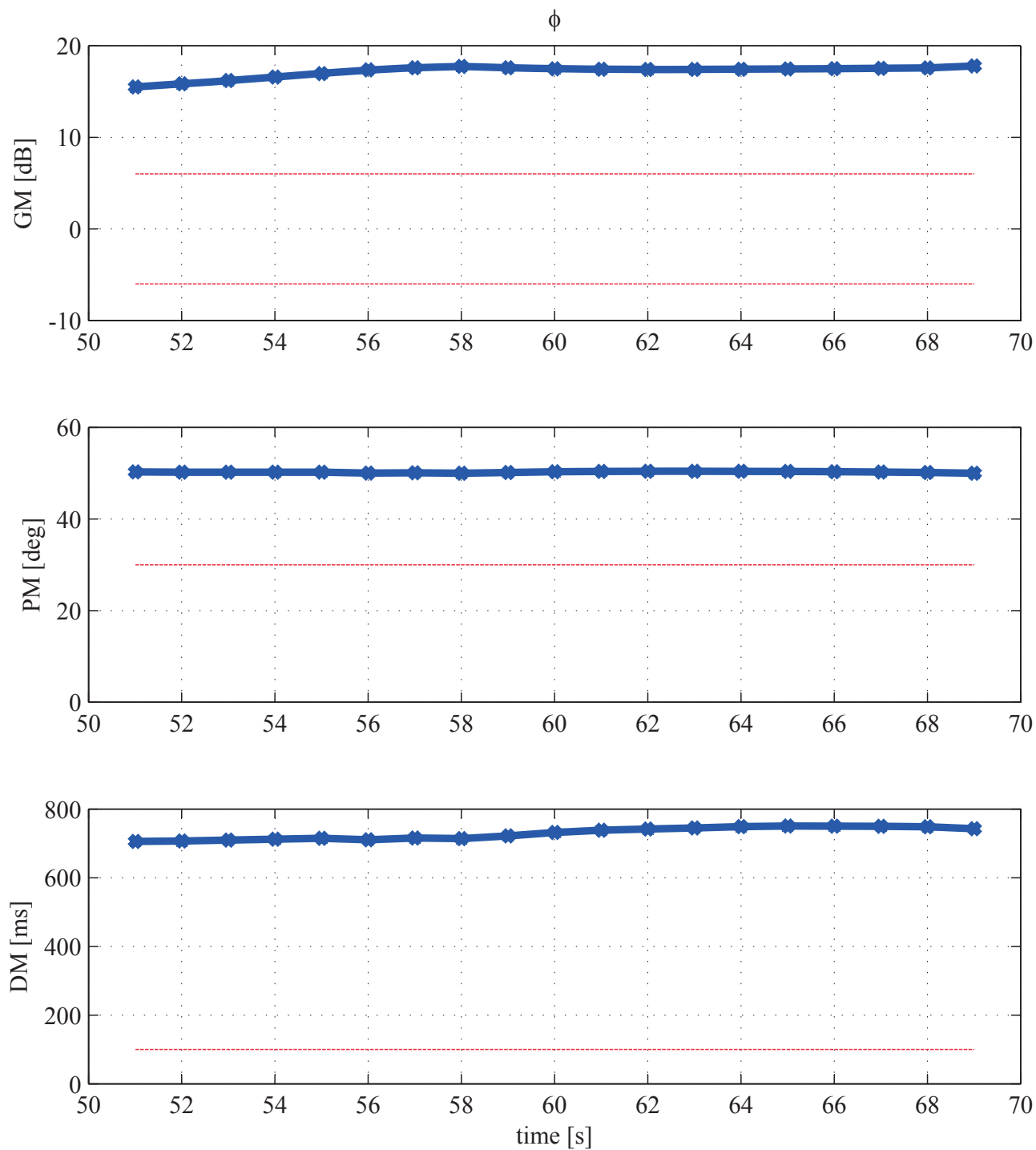
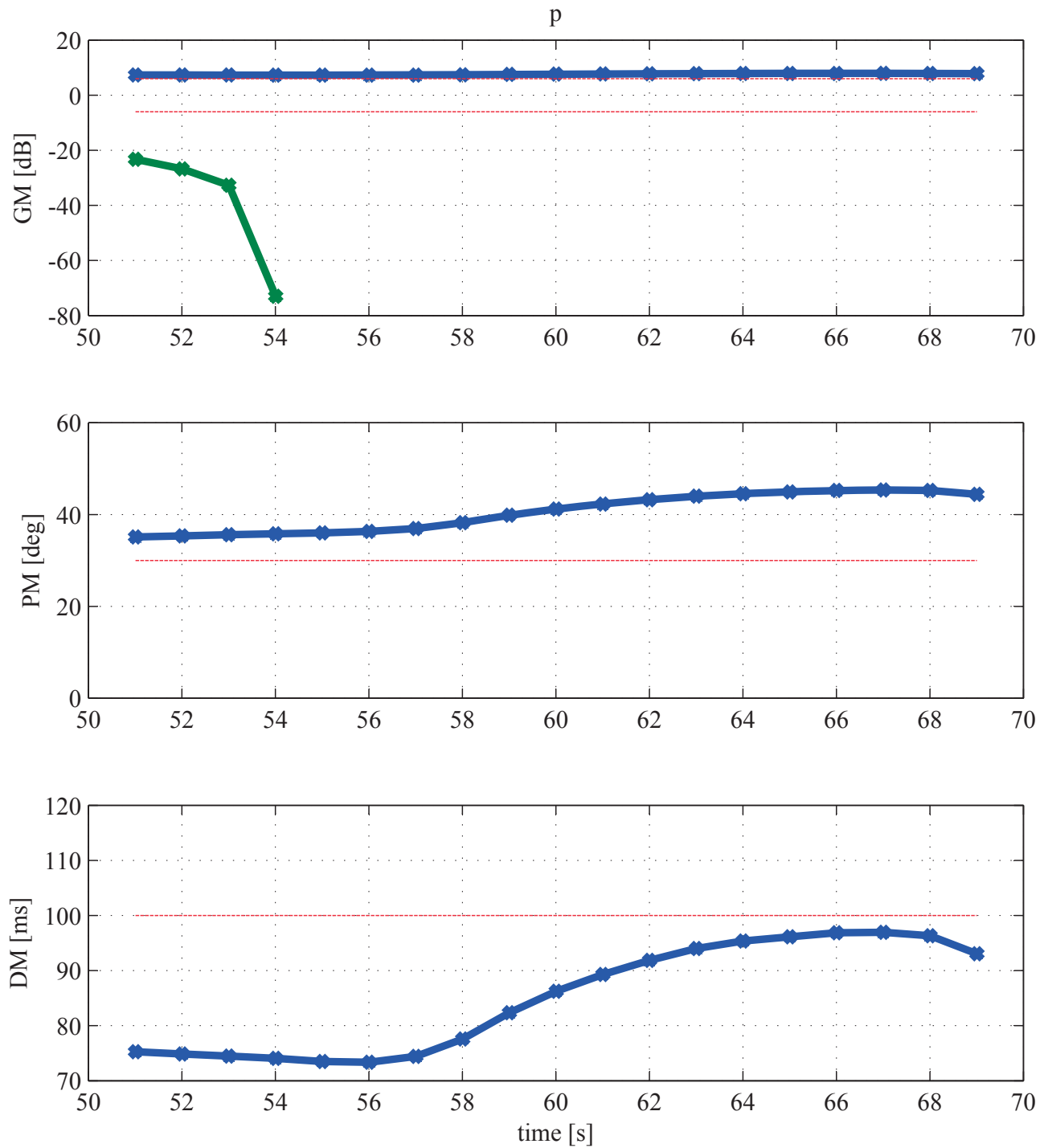
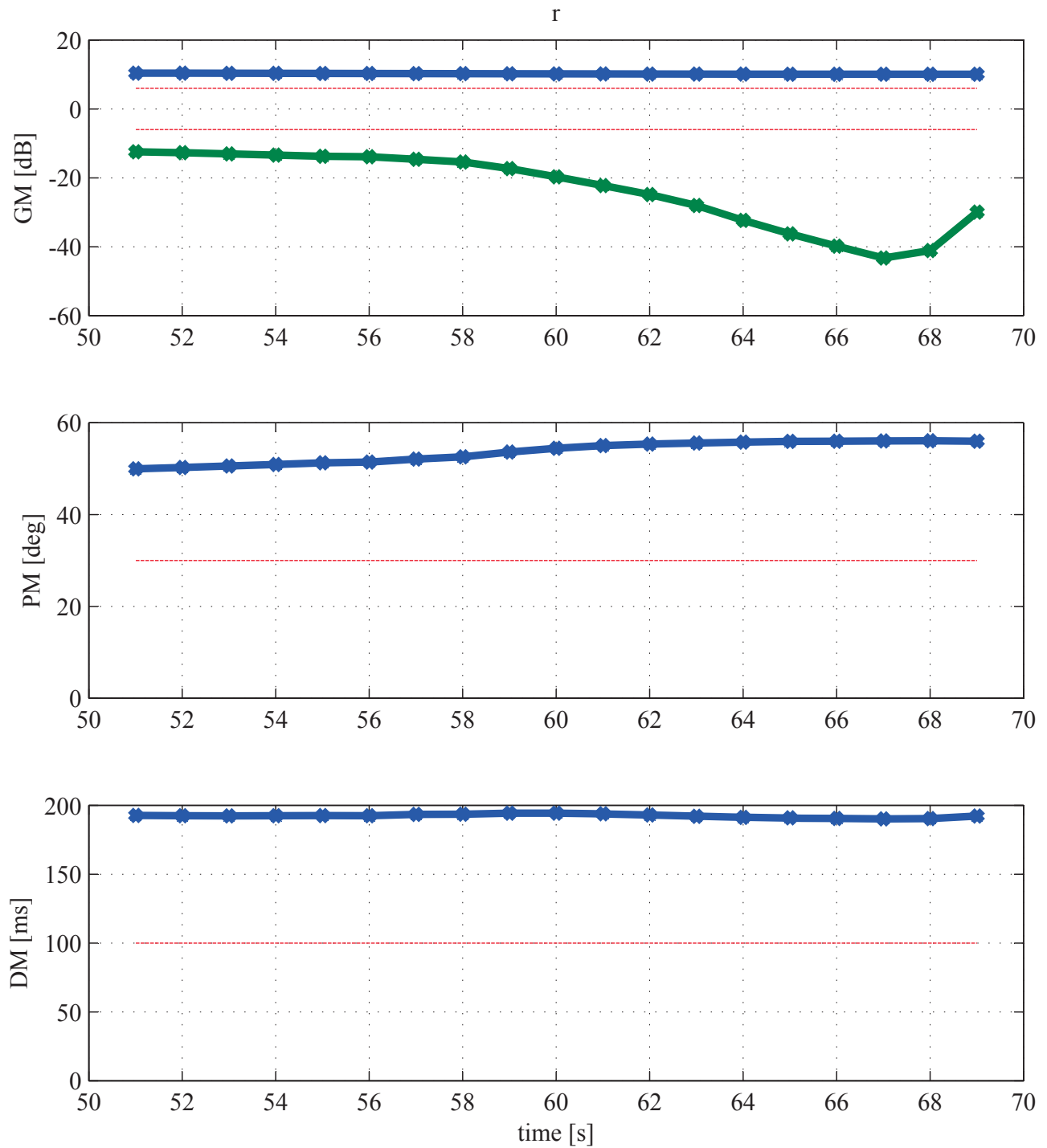


図 41 フェーズ 2 横・方向の安定余裕 (v)

図 42 フェーズ 2 横・方向の安定余裕 (ϕ)

図 43 フェーズ 2 横・方向の安定余裕 (p)

図 44 フェーズ 2 横・方向の安定余裕 (r)

フェーズ 3

フェーズ 3 の安定余裕評価結果を図 45– 図 48 に示す。 p のゲイン余裕がやや小さいが、フェーズ 2 と同様に問題はない。 p の遅れ余裕についてもフェーズ 2 と同様であり、注意が必要である。他の安定余裕は十分確保できている。

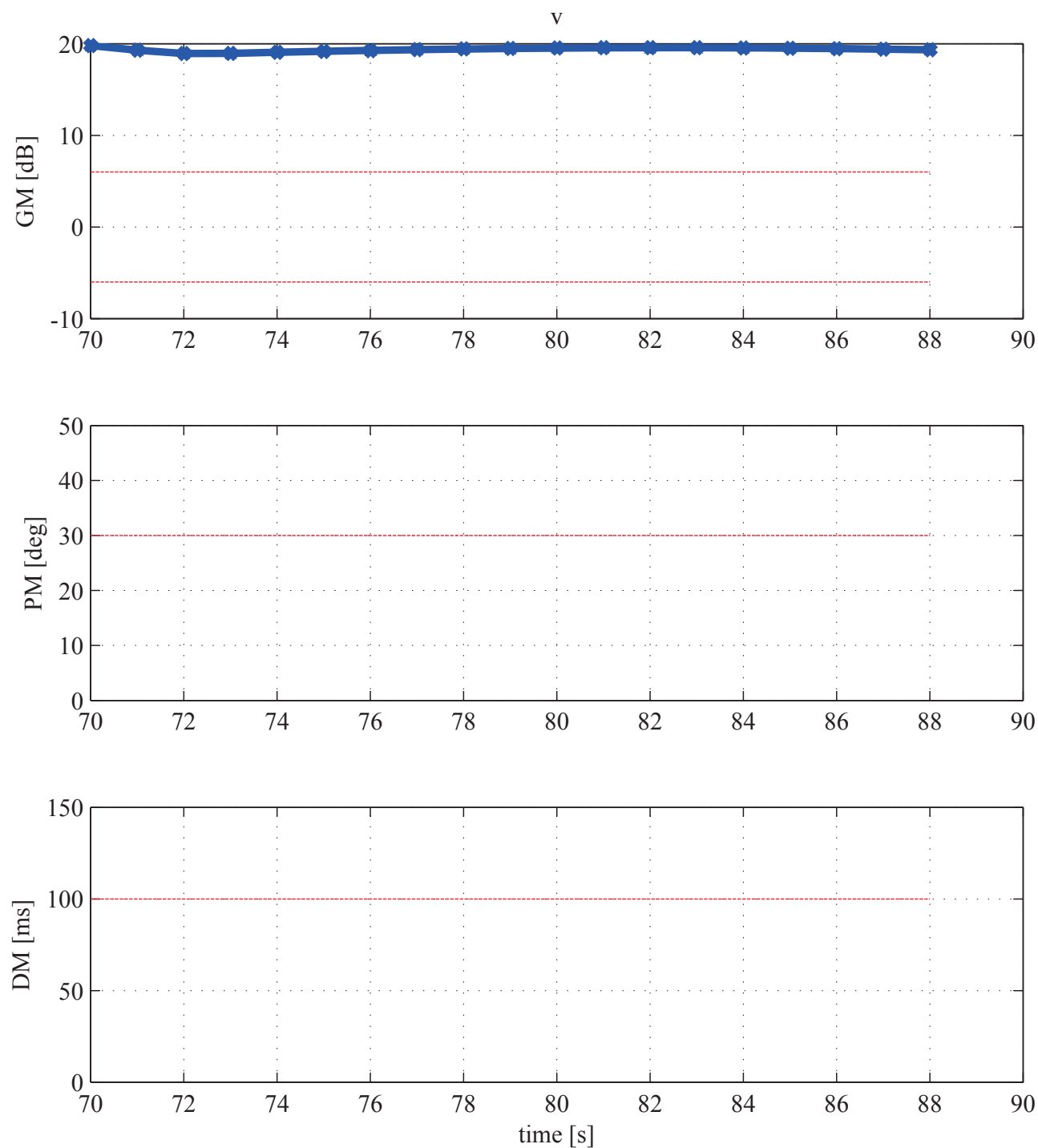
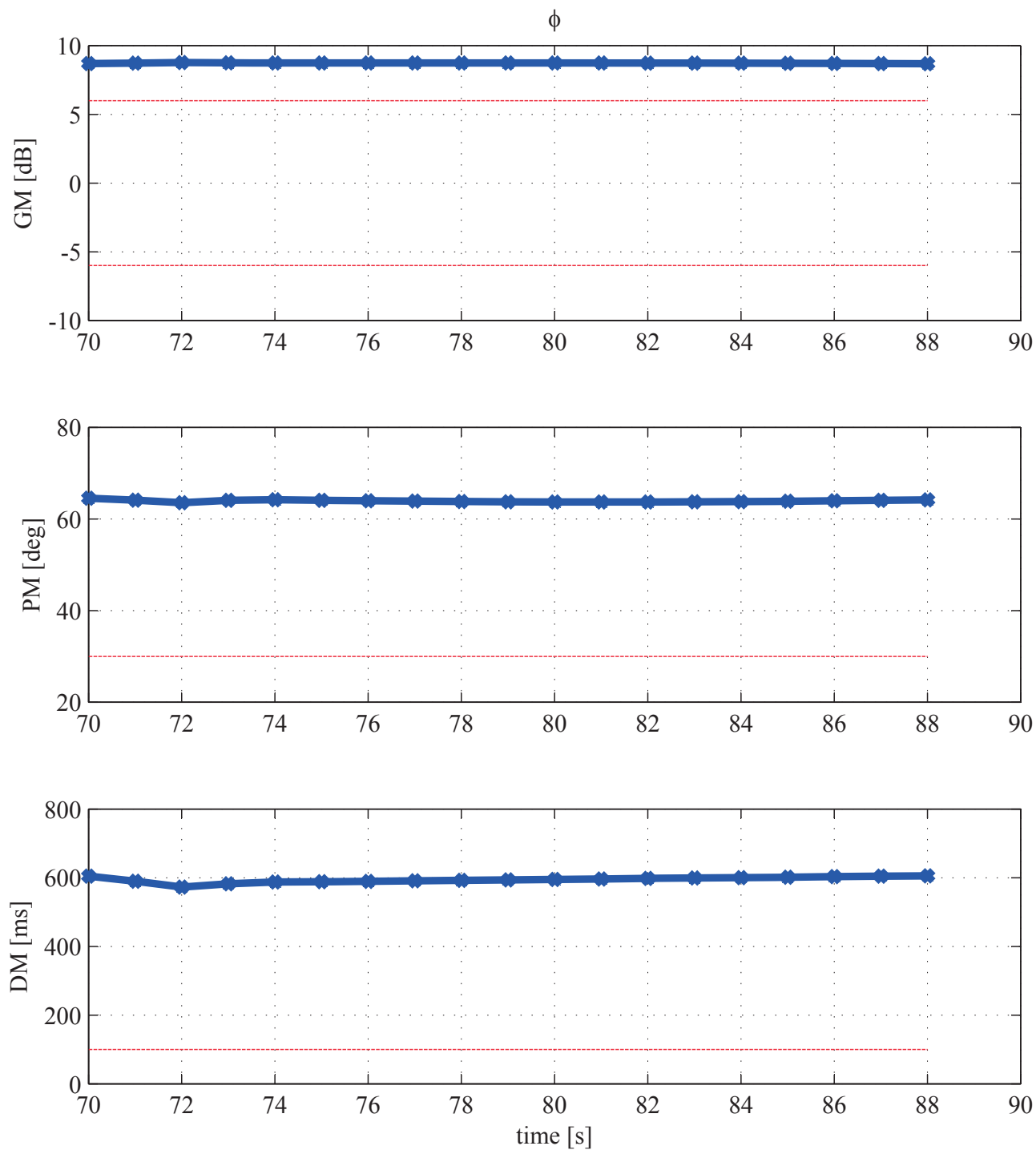
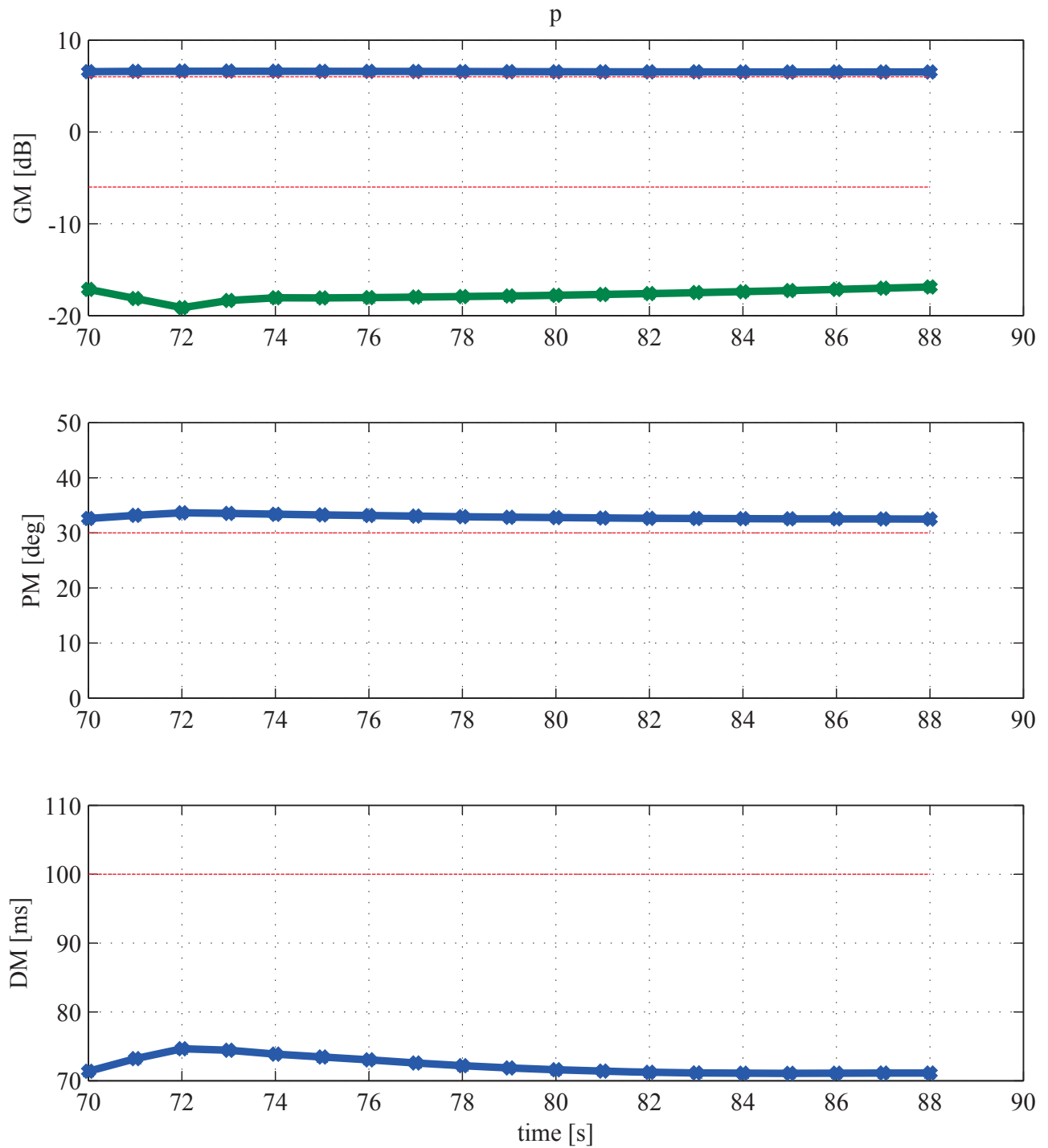
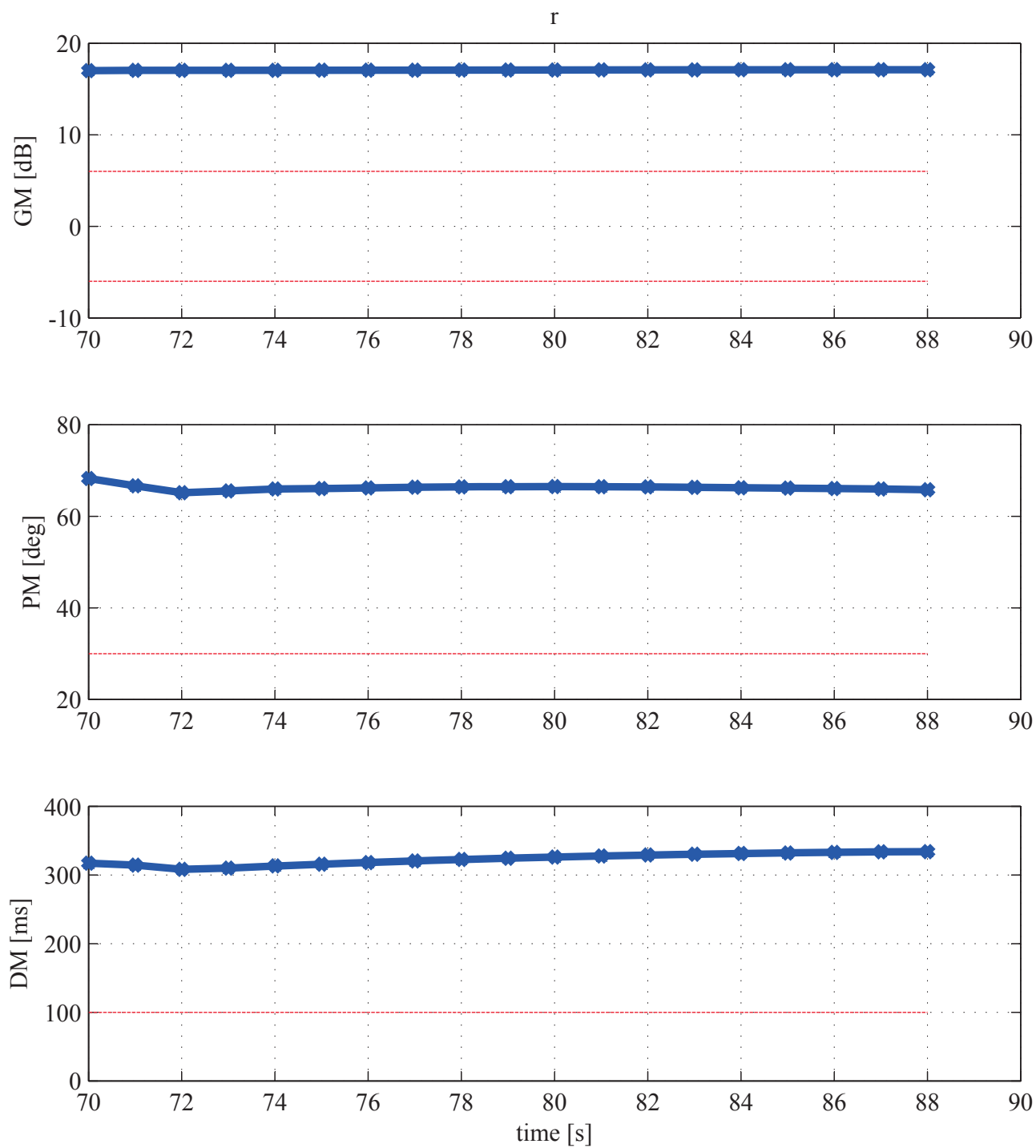


図 45 フェーズ 3 横・方向の安定余裕 (v)

図 46 フェーズ 3 横・方向の安定余裕 (ϕ)

図 47 フェーズ 3 横・方向の安定余裕 (p)

図 48 フェーズ 3 横・方向の安定余裕 (r)

フェーズ 4

フェーズ 4 の安定余裕評価結果を図 49– 図 52 に示す． p 、 r のゲイン余裕が約 7.5 dB とやや小さいが、フェーズ 2 と同様に問題はない．他の安定余裕は十分確保できている．

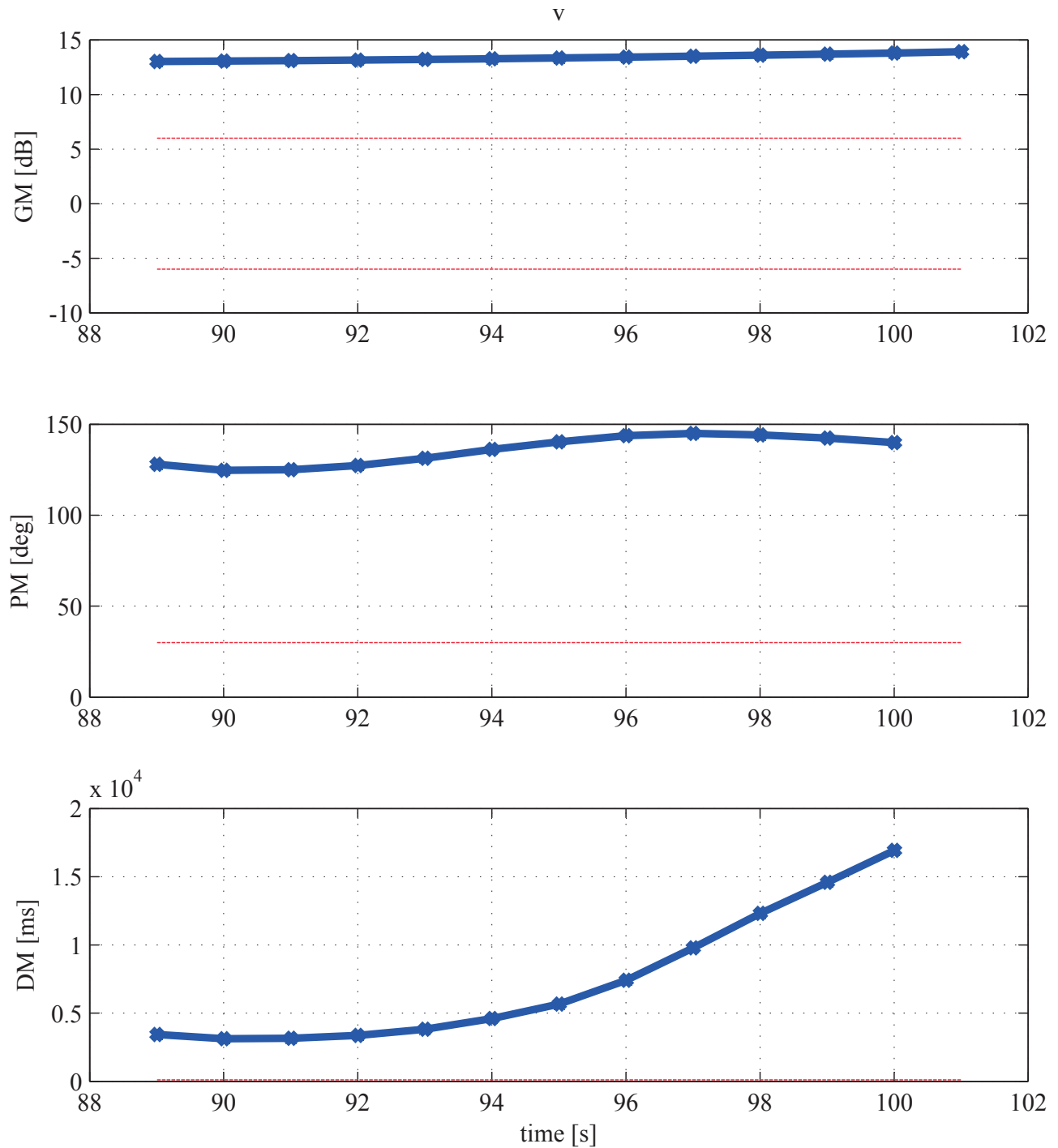
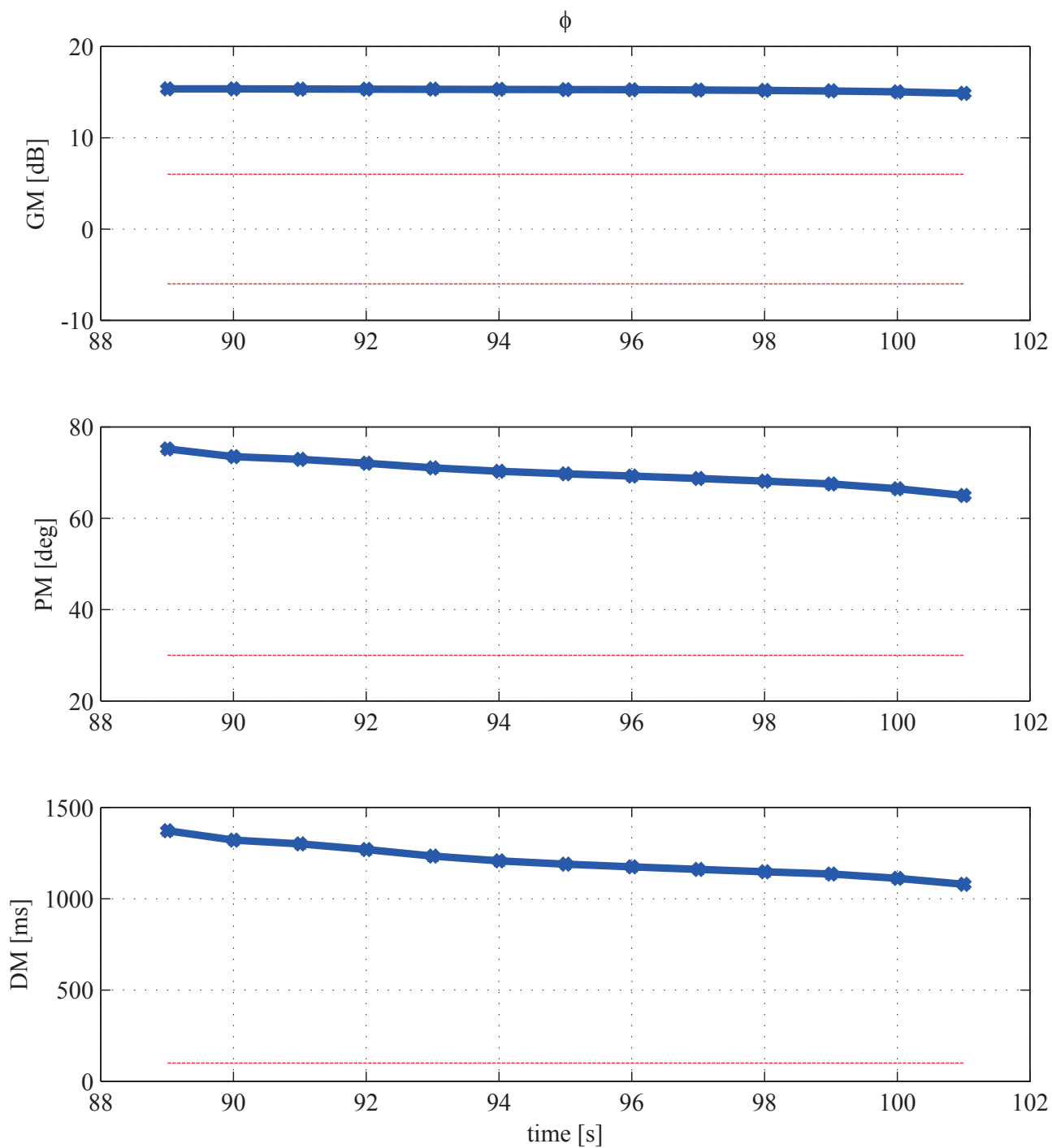
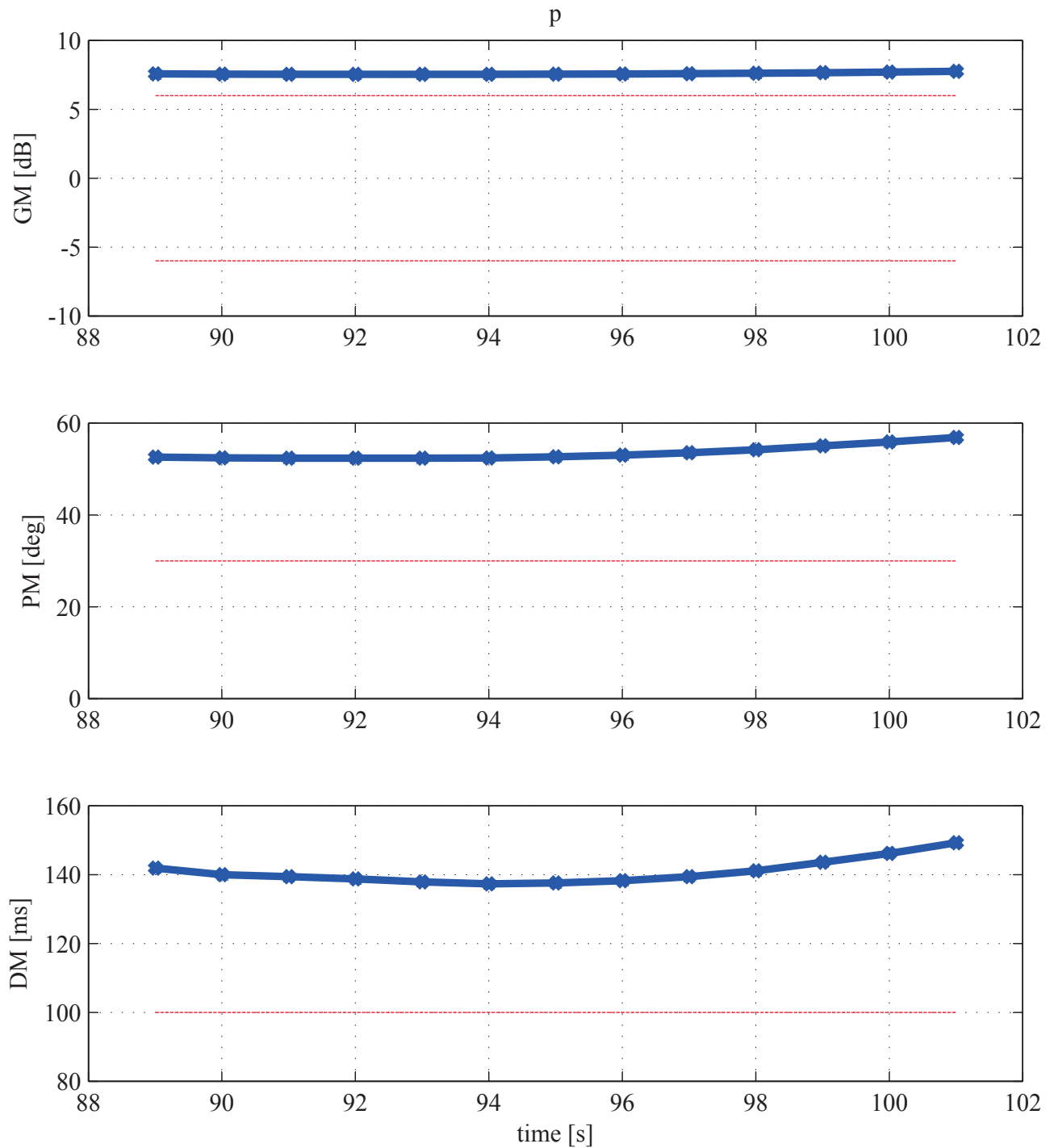
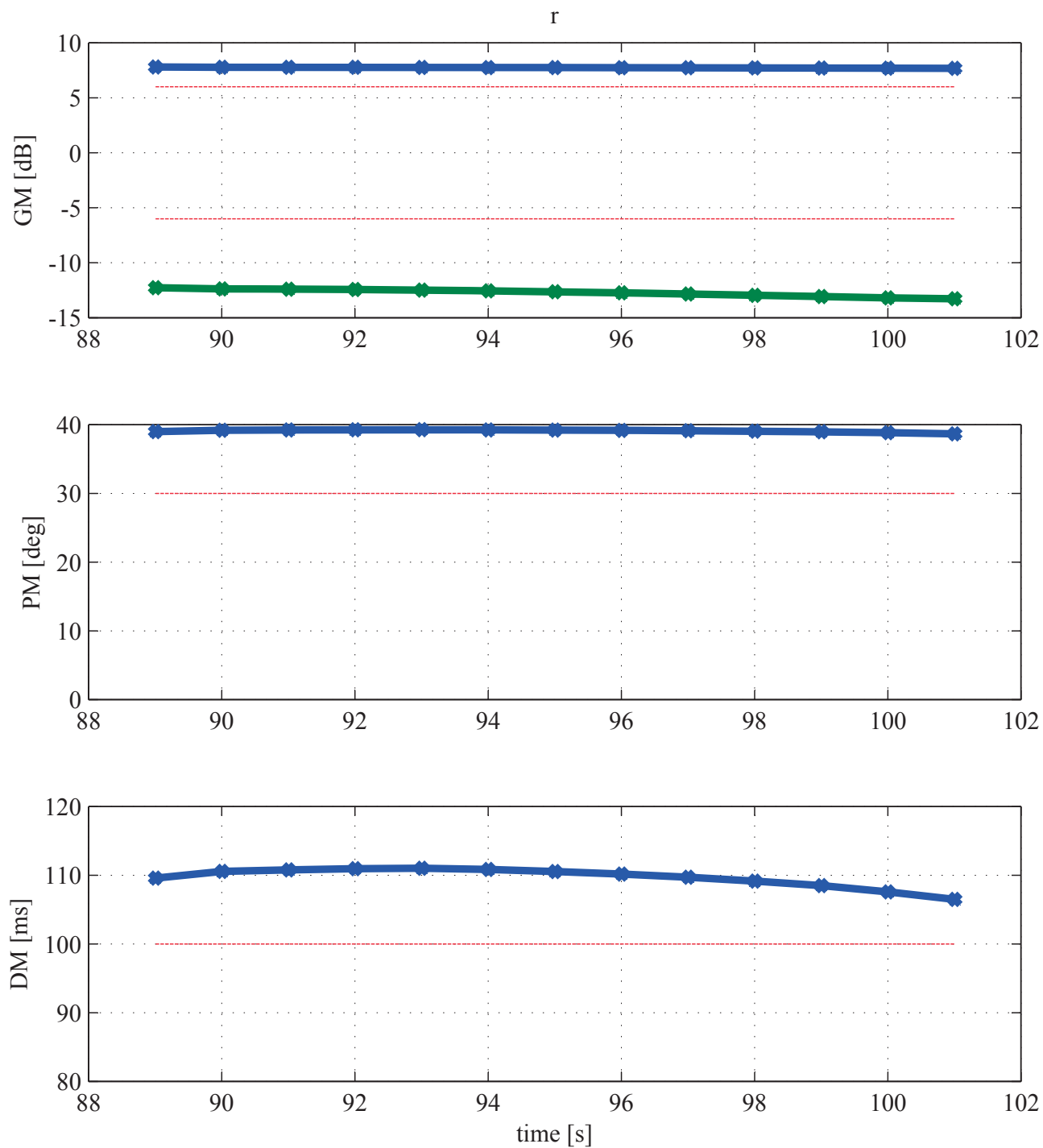


図 49 フェーズ 4 横・方向の安定余裕 (v)

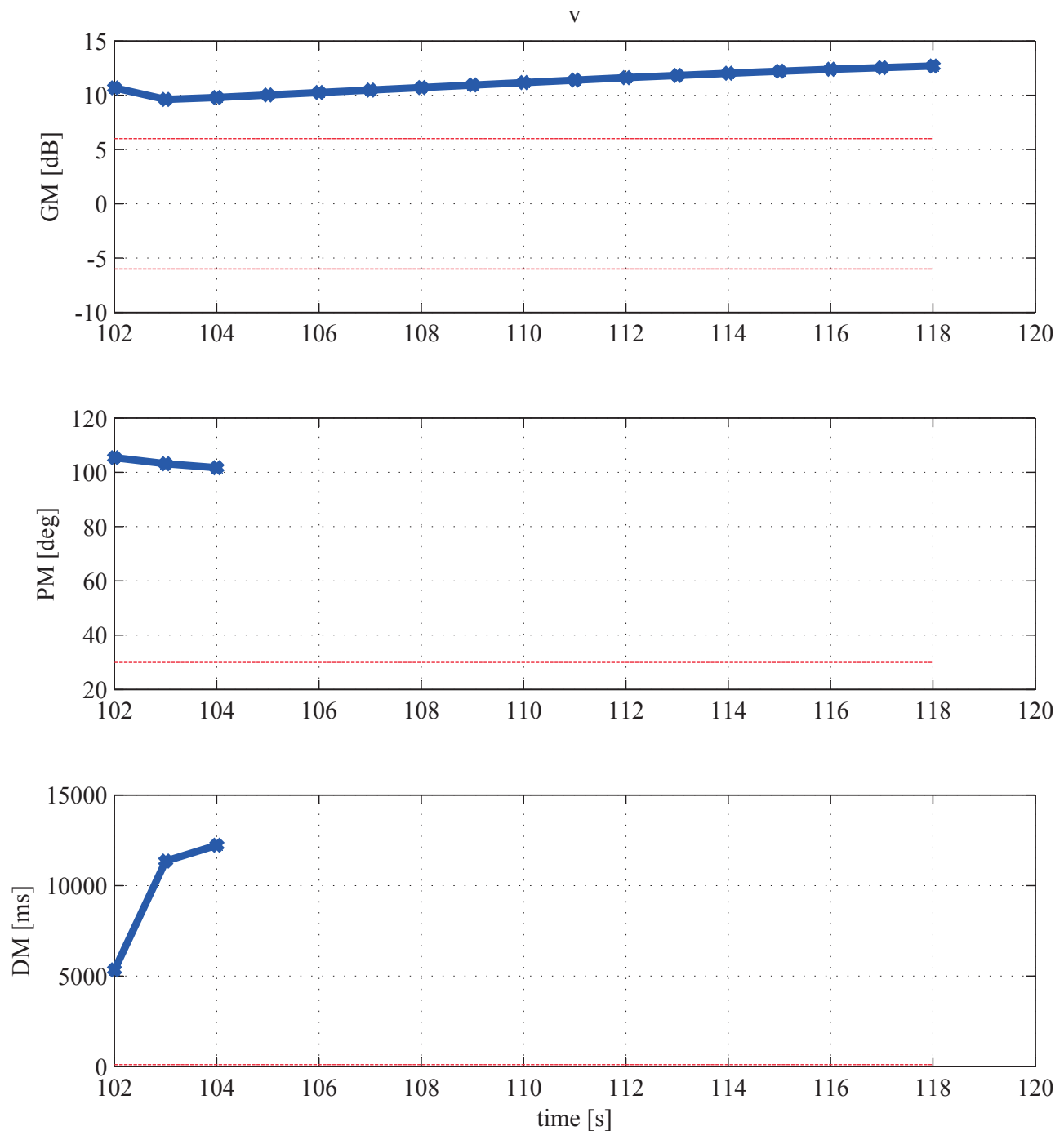
図 50 フェーズ 4 横・方向の安定余裕 (ϕ)

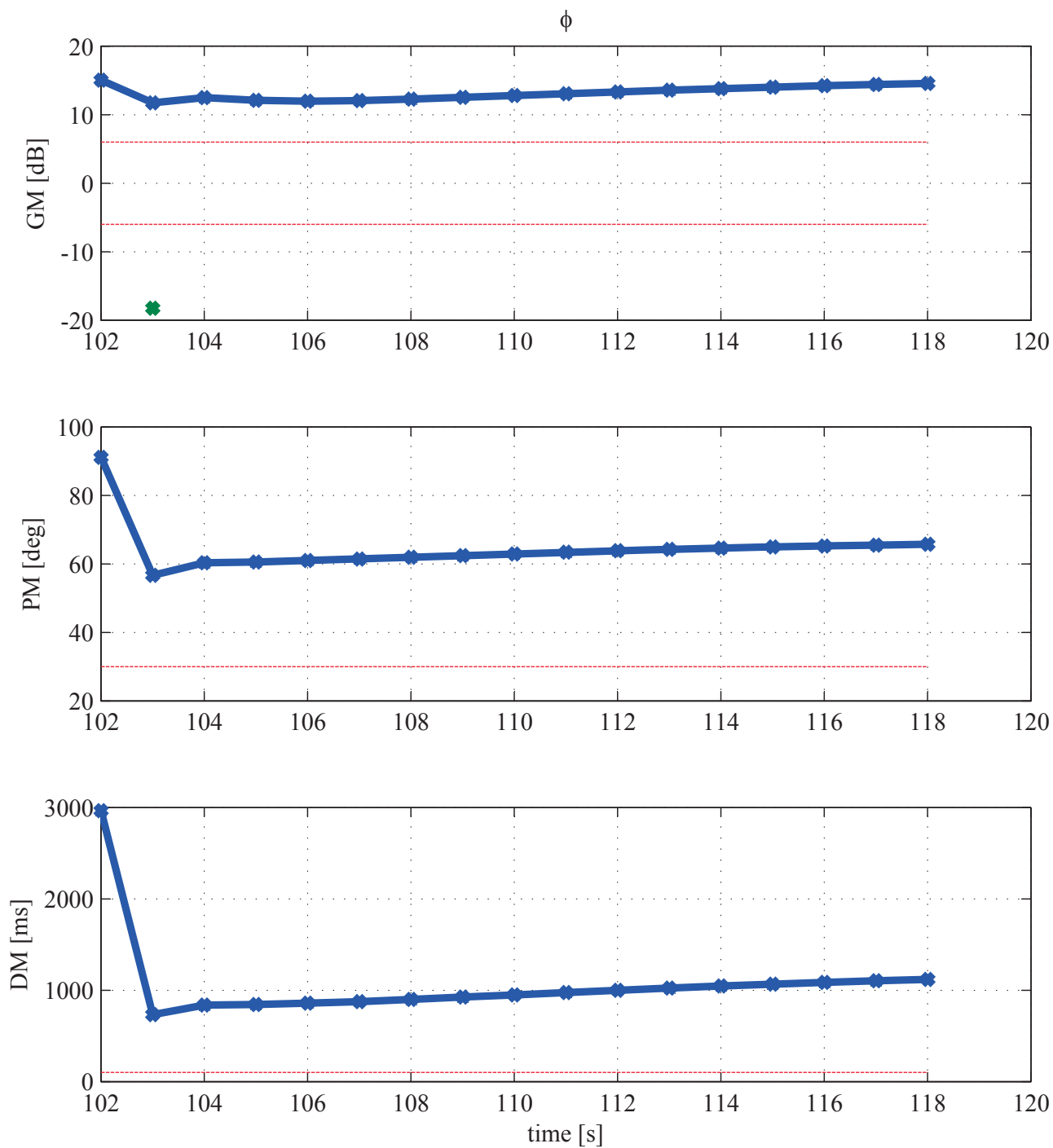
図 51 フェーズ 4 横・方向の安定余裕 (p)

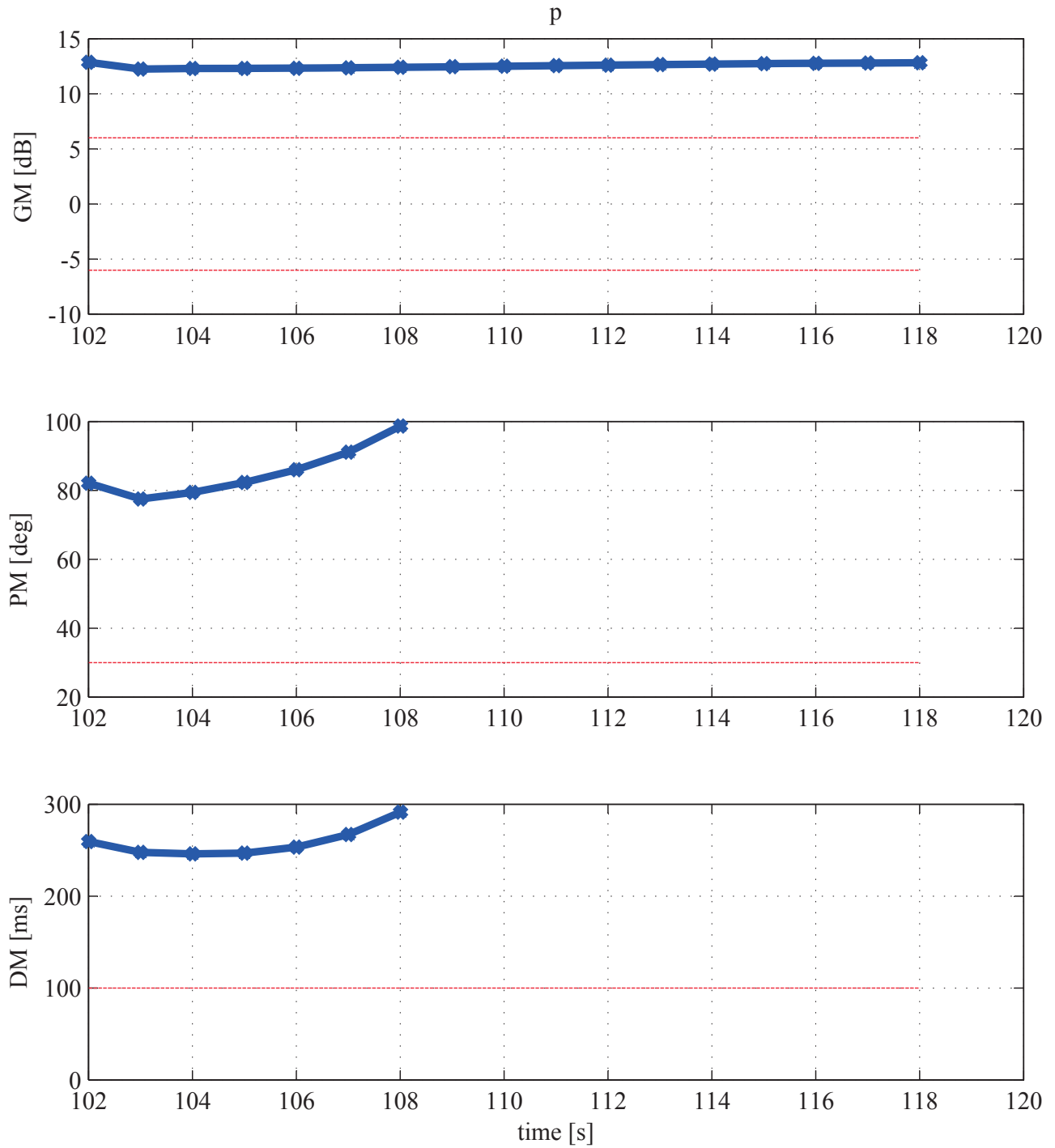
図 52 フェーズ 4 横・方向の安定余裕 (r)

フェーズ 5

フェーズ 5 の安定余裕評価結果を図 53– 図 56 に示す． r の遅れ余裕がやや不足している． r についても p と同様に，センサの遅れとしては十分な余裕があると考えられる． r のループで影響のある誤差としては， C_{lr} , C_{nr} が考えられる．それらの影響については，MCS 等の評価の中で注意する必要がある．それ以外の安定余裕については，十分確保できている．

図 53 フェーズ 5 横・方向の安定余裕 (v)

図 54 フェーズ 5 横・方向の安定余裕 (ϕ)

図 55 フェーズ 5 横・方向の安定余裕 (p)

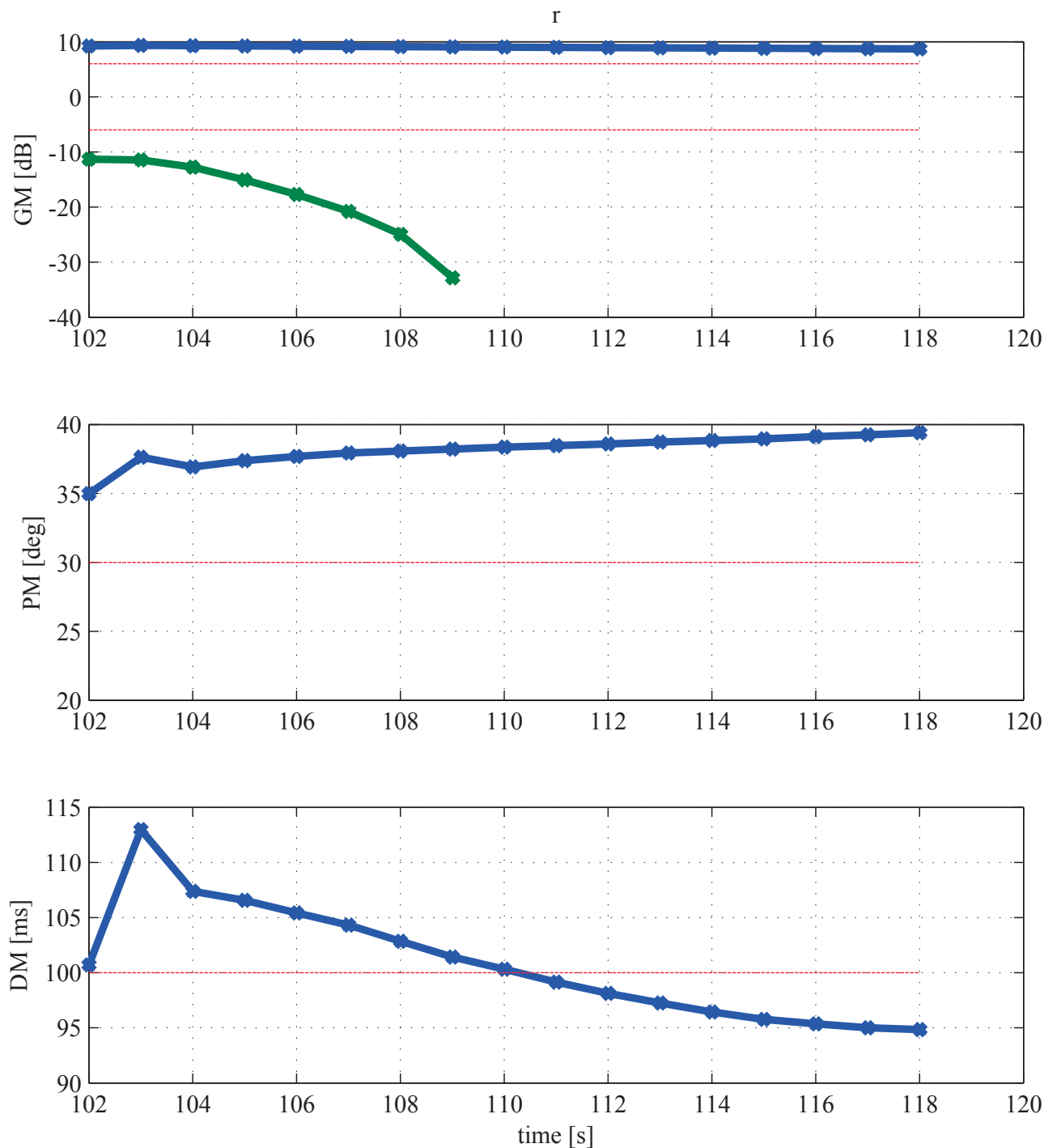


図 56 フェーズ 5 横・方向の安定余裕 (r)

センサループを切断した安定余裕評価のまとめ

初期方位角制御を除く全てのフェーズの縦系、横・方向系について、センサループを切断した場合の安定余裕の評価を行った。その結果、一部制御系の安定余裕評価基準には不足する箇所があった。センサループとして考えた場合に問題になるような点は考えられないが、 $C_{m\alpha}$, C_{lp} , C_{lr} , C_{np} , C_{nr} などの誤差については MCS 評価の中で注視したが、特に飛行不良の原因とはならなかった。

4.5 誤差あり線形解析

前節と同様にリスクを洗い出すことを目的に、機体モデルに誤差がある場合の線形解析を実施した。解析手法は、前節で行った誤差ありの線形解析と同じく、空力誤差を考慮した機体モデルに対して、各フェーズで 2 秒毎に線形解析を行った。安定性の欄には、全点で安定だった場合には 1 が、不安定点があった場合には 0 が入っている。各余裕の値は、不安定点を除く点での最小の余裕を示している。安定余裕を示した表の中で、網掛けで示した項は安定余裕の基準を満たしていないものである。

4.5.1 縦系

フェーズ 1

フェーズ 1 の縦系について、安定余裕を評価した結果を表 12 に示す。 $C_{L\alpha}$ 、 $C_{m\alpha}$ 誤差のケースで不安定になった点が存在した。 $C_{L\alpha}$ 、 $C_{m\alpha}$ はいずれも負のときに安定側なので、誤差が + になるということは不安定側の誤差を考慮していることに相当する。また不安定点が発生したのはいずれのケースも最初の 4 点であり、動圧が非常に小さい区間であるため空気力による制御が利きにくく、不安定な運動もゆっくりとしか発生しない。いずれの点も、不安定根は長周期モードであることを確認したため、飛行には影響を与えないと考えられる。それ以外に、ノミナルケースに対する安定余裕の評価基準を下回る点はなかった。

表 12 フェーズ 1 縦系の安定余裕

誤差		安定性	エレベータ			
		1:全域安定	ゲイン余裕	位相余裕	遅れ余裕	
		0:不安定有	[dB]	[deg]	[ms]	
C_{L0}	−	1	9.8	-21.8	33.3	162.2
	+	1	9.8	-23.8	33.4	163.0
$C_{L\alpha}$	−	1	9.7	-18.5	33.0	154.7
	+	0	9.8	$-\infty$	49.6	171.2
$C_{L\delta_e}$	−	1	9.9	-23.7	34.7	164.5
	+	1	9.6	-23.7	32.0	160.3
C_{D0}	−	1	9.8	-21.9	33.4	162.4
	+	1	9.8	-23.7	33.4	162.7
$C_{D\delta_e}$	−	1	9.8	-23.7	33.4	162.6
	+	1	9.8	-23.7	33.4	162.5
C_{m0}	−	1	9.8	-21.9	33.4	162.3
	+	1	9.8	-23.7	33.4	162.8
$C_{m\alpha}$	−	1	9.7	-18.6	33.0	151.4
	+	0	9.8	$-\infty$	49.9	175.6
$C_{m\delta_e}$	−	1	8.5	-22.0	25.1	141.6
	+	1	10.4	-23.7	39.5	171.1
C_{mq}	−	1	9.7	-20.9	33.0	155.0
	+	1	9.8	-25.8	33.8	170.4

フェーズ 2

全ての誤差モデルケースで、最初の点が不安定となっている。これは、いずれも長周期モードであることを確認した。それ以外に、ノミナルケースに対する安定余裕の評価基準を下回る点はなかった。

表 13 フェーズ 2 縦系の安定余裕

誤差		安定性	エレベータ			
		1:全域安定	ゲイン余裕	位相余裕	遅れ余裕	
		0:不安定有	[dB]	[deg]	[ms]	
C_{L0}	－	0	15.2	-29.3	77.2	319.2
	＋	0	15.1	-43.0	77.2	319.1
$C_{L\alpha}$	－	0	16.4	-37.4	73.9	265.8
	＋	0	12.1	-32.3	74.3	408.4
$C_{L\delta_e}$	－	0	15.2	-34.3	77.6	320.2
	＋	0	15.0	-34.9	76.8	317.8
C_{D0}	－	0	15.2	-34.0	77.2	317.5
	＋	0	15.1	-35.2	77.3	320.7
$C_{D\delta_e}$	－	0	15.1	-34.6	77.2	319.1
	＋	0	15.1	-34.5	77.3	319.1
C_{m0}	－	0	15.1	-20.8	76.9	320.6
	＋	0	15.1	-48.8	77.0	317.6
$C_{m\alpha}$	－	0	16.3	-36.8	73.3	253.1
	＋	0	9.6	-32.6	71.5	465.3
$C_{m\delta_e}$	－	0	14.9	-35.1	72.9	302.1
	＋	0	15.2	-34.4	78.1	326.6
C_{mq}	－	0	15.1	-34.6	67.3	255.2
	＋	0	15.2	-34.6	77.0	416.3

フェーズ 3

$C_{m\alpha}$ 誤差ケースで、フェーズ開始直後の 1 点だけ位相余裕がノミナルケースの評価基準をわずかに下回っていた。ただし、この点は 0.1Hz 以下の非常に長い周期の運動なので、飛行に影響を与えるようなモードではない。それ以外に、ノミナルケースに対する安定余裕の評価基準を下回る点はなかった。

表 14 フェーズ 3 縦系の安定余裕

誤差		安定性	エレベータ			
		1:全域安定	ゲイン余裕		位相余裕	遅れ余裕
		0:不安定有	[dB]		[deg]	[ms]
C_{L0}	−	1	10.7	$-\infty$	31.6	182.6
	+	1	10.7	$-\infty$	31.8	185.1
$C_{L\alpha}$	−	1	10.5	$-\infty$	30.9	158.3
	+	1	10.9	$-\infty$	33.2	217.4
$C_{L\delta_e}$	−	1	10.8	$-\infty$	31.2	184.9
	+	1	10.6	$-\infty$	32.6	182.7
C_{D0}	−	1	10.7	$-\infty$	31.7	183.2
	+	1	10.7	$-\infty$	31.7	184.5
$C_{D\delta_e}$	−	1	10.7	$-\infty$	31.7	183.9
	+	1	10.7	$-\infty$	31.7	183.8
C_{m0}	−	1	10.7	$-\infty$	31.6	182.7
	+	1	10.7	$-\infty$	31.8	184.9
$C_{m\alpha}$	−	1	10.3	$-\infty$	28.9	151.2
	+	1	11.1	$-\infty$	35.7	232.5
$C_{m\delta_e}$	−	1	10.3	$-\infty$	32.9	170.3
	+	1	11.1	$-\infty$	31.4	190.8
C_{mq}	−	1	10.4	$-\infty$	32.1	145.2
	+	1	11.0	$-\infty$	31.3	246.7

フェーズ 4

多くの誤差ケースで、位相余裕と遅れ余裕がノミナルケースの評価基準を下回った。各誤差ケースの安定余裕の時間変化を図 57 に示す。この図からわかる通り、フェーズの後半にかけて余裕は減少していく。特に余裕が少ないのが、図中で凡例をつけた $C_{L\alpha+}$, $C_{m\alpha+}$, $C_{m\delta e-}$, C_{mq-} のケースであり、位相余裕、遅れ余裕ともに大きく減少している。 $C_{L\alpha+}$, $C_{m\alpha+}$, C_{mq-} はいずれも安定性が失われる側の誤差であり、 $C_{m\delta e-}$ は舵効きが弱まる側の誤差である。

表 15 フェーズ 4 縦系の安定余裕

誤差		安定性	エレベータ			
			ゲイン余裕			
		1:全域安定 0:不安定有	[dB]	[deg]	[ms]	
C_{L0}	−	1	9.4	−∞	30.5	97.0
	+	1	9.4	−∞	30.0	96.1
$C_{L\alpha}$	−	1	9.2	−∞	47.7	141.5
	+	1	9.5	−∞	16.7	56.9
$C_{L\delta e}$	−	1	9.4	−∞	33.1	106.3
	+	1	9.1	−∞	26.7	84.7
C_{D0}	−	1	9.4	−∞	30.6	97.5
	+	1	9.4	−∞	29.9	95.5
$C_{D\delta e}$	−	1	9.4	−∞	30.3	96.6
	+	1	9.4	−∞	30.2	96.5
C_{m0}	−	1	9.4	−∞	29.9	95.9
	+	1	9.4	−∞	30.5	97.2
$C_{m\alpha}$	−	1	9.0	−∞	44.6	121.2
	+	1	9.7	−∞	14.4	55.7
$C_{m\delta e}$	−	1	8.1	−∞	19.4	61.6
	+	1	9.7	−∞	34.4	110.1
C_{mq}	−	1	8.9	−∞	15.4	47.6
	+	1	9.8	−∞	45.2	153.8

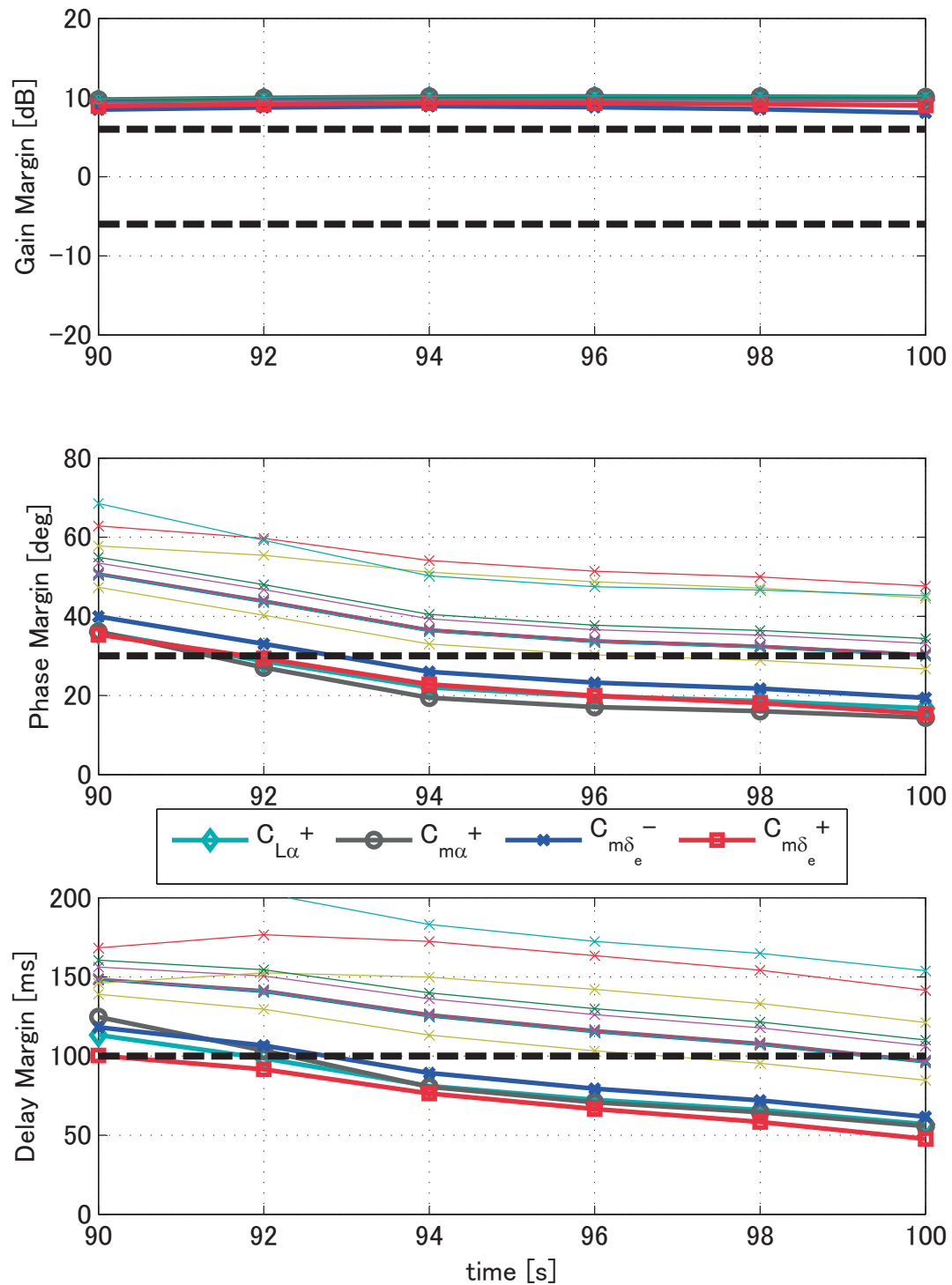


図 57 安定余裕の時間変化

フェーズ 5

全ての誤差ケースに対して、ノミナルケースに対する安定余裕の評価基準を下回る点はなかった。

表 16 フェーズ 5 縦系の安定余裕

誤差		安定性		エレベータ		
		1:全域安定 0:不安定有	ゲイン余裕	位相余裕	遅れ余裕	
			[dB]	[deg]	[ms]	
C_{L0}	－	1	12.7	$-\infty$	84.7	1306.0
	＋	1	12.8	$-\infty$	84.5	1273.5
$C_{L\alpha}$	－	1	12.0	$-\infty$	86.5	1891.2
	＋	1	12.1	$-\infty$	81.2	854.8
$C_{L\delta_e}$	－	1	12.4	$-\infty$	84.5	1192.7
	＋	1	13.2	$-\infty$	84.7	1430.2
C_{D0}	－	1	12.7	$-\infty$	84.7	1300.9
	＋	1	12.8	$-\infty$	84.6	1278.7
$C_{D\delta_e}$	－	1	12.8	$-\infty$	84.6	1290.0
	＋	1	12.7	$-\infty$	84.6	1289.5
C_{m0}	－	1	12.7	$-\infty$	84.7	1300.3
	＋	1	12.8	$-\infty$	84.6	1279.2
$C_{m\alpha}$	－	1	11.9	$-\infty$	86.4	1786.2
	＋	1	10.7	$-\infty$	80.2	823.7
$C_{m\delta_e}$	－	1	13.3	$-\infty$	83.8	1500.8
	＋	1	12.8	$-\infty$	85.0	1227.3
C_{mq}	－	1	11.7	$-\infty$	86.0	244.6
	＋	1	13.4	$-\infty$	83.3	1320.1

4.5.2 横・方向系

フェーズ 1

フェーズ 1 の横・方向制御系の誤差あり解析については、より詳細な解析が必要となったため、Appendix D に示した。

フェーズ 2

$C_{l\beta}$ 、 C_{lp} 誤差ケースで、エルロンが遅れ余裕がノミナルケースの評価基準を下回っていた。それ以外に、ノミナルケースに対する安定余裕の評価基準を下回る点はなかった。フェーズ 2 では、超音速域で迎角が 12 deg 程度と高くなっている。この区間では $C_{l\beta}$ が非常に小さくなっており、そこに負側の誤差が加わったことにより、上半角効果が過剰に働いているものと考えられる。

表 17: フェーズ 2 横・方向系の安定余裕

誤差		安定性 *	エルロン				ラダー			
			ゲイン余裕		位相余裕	遅れ余裕	ゲイン余裕		位相余裕	遅れ余裕
			[dB]		[deg]	[ms]	[dB]		[deg]	[ms]
C_{Y0}	−	1	9.2	−∞	51.6	133.0	10.0	−∞	61.5	263.8
	+	1	9.2	−∞	51.6	133.0	10.0	−∞	61.5	263.8
$C_{Y\beta}$	−	1	9.4	−∞	51.6	139.3	10.1	−∞	57.4	246.6
	+	1	9.1	−∞	51.5	127.2	9.8	−∞	65.3	304.7
$C_{Y\delta_r}$	−	1	9.3	−∞	52.4	137.4	10.1	−∞	64.3	253.9
	+	1	9.1	−∞	50.1	125.8	9.8	−∞	58.0	272.8
$C_{Y\delta_a}$	−	1	9.4	−∞	49.8	126.1	10.1	−∞	56.4	270.9
	+	1	9.2	−∞	52.5	136.5	9.9	−∞	63.6	247.4
C_{n0}	−	1	9.2	−∞	51.6	133.0	10.0	−∞	61.5	263.8
	+	1	9.2	−∞	51.6	133.0	10.0	−∞	61.5	263.8
$C_{n\beta}$	−	1	9.3	−∞	49.1	131.5	10.4	-41.2	48.6	243.7
	+	1	9.2	−∞	55.5	138.7	9.5	−∞	75.1	229.3
$C_{n\delta_r}$	−	1	9.1	−∞	48.7	119.7	8.5	−∞	50.0	245.4
	+	1	9.3	−∞	51.3	132.9	10.7	−∞	64.4	268.8
$C_{n\delta_a}$	−	1	9.1	−∞	47.8	120.4	10.2	−∞	53.9	260.8
	+	1	9.6	−∞	74.9	412.5	9.1	−∞	47.7	124.4
C_{l0}	−	1	9.2	−∞	51.6	133.0	10.0	−∞	61.5	263.8
	+	1	9.2	−∞	51.6	133.0	10.0	−∞	61.5	263.8
$C_{l\beta}$	−	1	8.3	−∞	44.7	94.2	9.9	−∞	56.0	270.1
	+	1	10.0	-13.8	58.1	207.1	10.0	-19.4	45.1	148.2
$C_{l\delta_r}$	−	1	9.2	−∞	50.7	128.7	10.0	−∞	59.6	268.7
	+	1	9.3	−∞	52.5	137.4	9.9	−∞	63.4	256.5
$C_{l\delta_a}$	−	1	8.3	−∞	46.7	121.3	9.9	−∞	61.0	273.1
	+	1	9.8	−∞	54.2	139.4	10.0	−∞	61.7	259.4
C_{nr}	−	1	9.2	−∞	51.6	133.2	9.9	−∞	60.8	257.2
	+	1	9.2	−∞	51.3	132.2	10.1	−∞	65.6	310.6
C_{lp}	−	1	8.2	−∞	32.4	78.9	9.9	−∞	57.6	279.0
	+	1	10.0	−∞	75.0	208.8	10.0	−∞	62.0	209.7

* 0:全域安定, 1:不安定有

表 17: フェーズ 2 横・方向系の安定余裕

誤差		安定性 *	エルロン				ラダー				
			ゲイン余裕		位相余裕	遅れ余裕	ゲイン余裕		位相余裕	遅れ余裕	
			[dB]		[deg]		[ms]		[dB]		[deg]
C_{lr}	−	1	9.2	−∞	51.6	133.0	10.0	−∞	61.4	264.1	
	+	1	9.2	−∞	51.6	133.0	10.0	−∞	61.5	263.5	

* 0:全域安定, 1:不安定有

フェーズ 3

$C_{l\beta}$ + 誤差ケースで、ラダーの負側ゲイン余裕と位相余裕がノミナルケースの評価基準を下回っていた。フェーズ 3 では、迎角が 4deg 程度に下がっており、フェーズ 2 と比べると $C_{l\beta}$ は半分程度 (Mach=1.4 で-0.004) になっており、誤差 (同 0.001) を加えると大きく上半角効果が下がっていることがわかる。それ以外に、ノミナルケースに対する安定余裕の評価基準を下回る点はなかった。

表 18: ダイブフェーズ 3 横・方向系の安定余裕

誤差		安定性 *	エルロン				ラダー				
			ゲイン余裕		位相余裕	遅れ余裕	ゲイン余裕		位相余裕	遅れ余裕	
			[dB]		[deg]		[ms]		[dB]		[deg]
C_{Y0}	−	1	14.2	−∞	64.8	450.3	16.8	−∞	70.9	318.9	
	+	1	14.2	−∞	64.8	450.3	16.8	−∞	70.9	318.9	
$C_{Y\beta}$	−	1	14.3	−∞	67.4	451.5	17.0	−∞	69.2	363.4	
	+	1	14.1	−∞	63.1	439.8	16.7	−∞	70.6	281.2	
$C_{Y\delta_r}$	−	1	14.3	−∞	63.9	443.7	17.0	−∞	71.0	316.7	
	+	1	14.1	−∞	65.9	459.4	16.7	−∞	70.9	322.3	
$C_{Y\delta_a}$	−	1	14.4	−∞	78.3	368.6	17.0	−∞	83.2	413.9	
	+	1	14.2	−∞	60.2	422.0	16.8	−∞	67.6	296.5	
C_{n0}	−	1	14.2	−∞	64.8	450.3	16.8	−∞	70.9	318.9	
	+	1	14.2	−∞	64.8	450.3	16.8	−∞	70.9	318.9	
$C_{n\beta}$	−	1	14.2	−∞	64.1	351.5	17.2	−∞	40.3	357.9	
	+	1	14.2	−∞	60.3	403.5	16.4	−∞	62.2	214.3	
$C_{n\delta_r}$	−	1	14.2	−∞	63.0	437.8	15.1	−∞	61.4	280.0	
	+	1	14.2	−∞	65.2	453.2	17.6	−∞	73.3	329.2	

* 0:全域安定, 1:不安定有

表 18: ダイブフェーズ 3 横・方向系の安定余裕

誤差		安定性 *	エルロン			ラダー				
			ゲイン余裕		位相余裕	遅れ余裕	ゲイン余裕		位相余裕	遅れ余裕
			[dB]		[deg]	[ms]	[dB]		[deg]	[ms]
$C_{n\delta_a}$	－	1	14.1	－∞	72.9	330.2	17.0	－∞	85.5	484.1
	＋	1	14.4	-10.3	36.2	262.0	12.7	-11.3	49.8	194.5
C_{l0}	－	1	14.2	－∞	64.8	450.3	16.8	－∞	70.9	318.9
	＋	1	14.2	－∞	64.8	450.3	16.8	－∞	70.9	318.9
$C_{l\beta}$	－	1	13.7	－∞	72.4	578.5	16.7	－∞	71.2	549.5
	＋	1	14.6	-11.1	32.2	180.3	16.2	-4.0	28.9	135.2
$C_{l\delta_r}$	－	1	14.1	－∞	66.2	461.7	17.0	－∞	71.5	324.5
	＋	1	14.3	－∞	63.4	439.3	16.7	－∞	70.4	313.3
$C_{l\delta_a}$	－	1	13.4	－∞	62.0	432.5	16.8	－∞	71.4	319.9
	＋	1	14.7	－∞	66.1	459.0	16.8	－∞	70.7	318.2
C_{nr}	－	1	14.2	－∞	64.1	447.2	16.8	－∞	68.8	309.1
	＋	1	14.2	－∞	68.0	462.7	17.0	－∞	84.7	387.2
C_{lp}	－	1	12.7	－∞	39.5	184.3	16.8	－∞	73.2	314.4
	＋	1	15.4	－∞	83.6	829.2	16.9	－∞	65.9	297.8
C_{lr}	－	1	14.2	－∞	64.8	450.6	16.8	－∞	70.9	318.7
	＋	1	14.2	－∞	64.7	450.0	16.8	－∞	71.0	319.1

* 0:全域安定, 1:不安定有

フェーズ 4

$C_{l\beta-}$ の誤差については、負側のゲイン余裕が評価基準を大きく下回っているが、不安定には至っていない。安定余裕は少ないので、他の誤差との複合誤差ケースでは問題が生じる可能性がある。

$C_{n\delta_r-}$ では、ラダーの位相余裕と遅れ余裕が大きく不足している。このケースも安定余裕は少ないので、他の誤差との複合誤差ケースでは問題が生じる可能性がある。

それ以外に、 $C_{n\beta-}$ でラダーのゲイン余裕がわずかに不足している。 $C_{l\beta+}$ では、エルロンの遅れ余裕が不足しており、 C_{lp-} では、エルロンのゲイン余裕、位相余裕、遅れ余裕がわずかに不足している。既に 3σ 値の誤差が入っていることを考慮すると、これらの 3 つの誤差ケースについては他の誤差との組み合わせでも問題が生じる可能性は小さい。

表 19: フェーズ 4 横・方向系の安定余裕

誤差		安定性 *	エルロン				ラダー			
			ゲイン余裕		位相余裕	遅れ余裕	ゲイン余裕		位相余裕	遅れ余裕
			[dB]		[deg]	[ms]	[dB]		[deg]	[ms]
C_{Y0}	−	1	6.9	-39.0	52.1	147.7	9.5	−∞	31.8	115.1
	+	1	6.9	-39.0	52.1	147.7	9.5	−∞	31.8	115.1
$C_{Y\beta}$	−	1	6.9	−∞	51.3	142.3	9.7	−∞	31.3	123.9
	+	1	6.9	-27.8	52.7	153.7	9.4	−∞	31.3	104.9
$C_{Y\delta_r}$	−	1	6.9	-52.9	52.3	150.1	9.7	−∞	33.1	119.1
	+	1	6.8	-32.4	51.5	143.6	9.3	−∞	30.2	110.0
$C_{Y\delta_a}$	−	1	7.0	-41.5	53.2	151.2	9.7	−∞	31.7	114.2
	+	1	6.8	-38.2	51.6	146.3	9.5	−∞	31.9	115.5
C_{n0}	−	1	6.9	-39.0	52.1	147.7	9.5	−∞	31.8	115.1
	+	1	6.9	-39.0	52.1	147.7	9.5	−∞	31.8	115.1
$C_{n\beta}$	−	1	6.9	-26.4	54.1	158.9	10.0	-7.6	26.8	145.2
	+	1	6.9	−∞	50.3	136.3	9.1	−∞	31.4	92.1
$C_{n\delta_r}$	−	1	6.9	−∞	53.6	182.5	7.8	−∞	18.0	68.4
	+	1	6.8	-34.1	51.6	144.1	10.4	−∞	35.0	125.8
$C_{n\delta_a}$	−	1	6.8	-42.2	51.7	146.7	9.7	−∞	31.8	114.1
	+	1	7.1	-33.9	52.5	149.7	9.1	−∞	31.9	117.2
C_{l0}	−	1	6.9	-39.0	52.1	147.7	9.5	−∞	31.8	115.1
	+	1	6.9	-39.0	52.1	147.7	9.5	−∞	31.8	115.1
$C_{l\beta}$	−	1	7.3	-3.3	24.1	159.0	9.4	-5.0	33.2	134.5
	+	1	6.3	−∞	41.0	90.5	9.6	−∞	34.6	121.6
$C_{l\delta_r}$	−	1	6.7	-27.7	50.1	136.1	9.6	-35.4	31.0	111.7
	+	1	7.0	−∞	52.4	157.2	9.4	−∞	32.7	118.8
$C_{l\delta_a}$	−	1	6.3	-39.1	47.1	135.2	9.5	−∞	31.8	115.1
	+	1	7.3	-39.0	54.6	154.4	9.6	−∞	31.8	115.1
C_{nr}	−	1	6.9	-38.8	52.0	147.7	9.5	−∞	30.7	111.1
	+	1	6.9	-40.4	52.3	148.0	9.8	−∞	37.8	140.1
C_{lp}	−	1	5.8	-25.5	31.0	83.7	9.5	−∞	32.3	116.5
	+	1	7.8	-36.5	74.7	250.0	9.6	−∞	31.6	114.6

* 0:全域安定, 1:不安定有

表 19: フェーズ 4 横・方向系の安定余裕

誤差		安定性 *	エルロン				ラダー					
			ゲイン余裕		位相余裕	遅れ余裕	ゲイン余裕		位相余裕	遅れ余裕		
			[dB]		[deg]		[ms]		[dB]		[deg]	
C_{lr}	−	1	6.9	-39.4	52.1	147.8	9.5	$-\infty$	31.9		115.3	
	+	1	6.9	-38.7	52.0	147.5	9.5	$-\infty$	31.8		114.9	

* 0:全域安定, 1:不安定有

フェーズ 5

$C_{n\delta a}$ +, $C_{l\beta}$ + 誤差ケースで, ラダーの遅れ余裕がノミナルケースの評価基準をわずかに下回っていた. それ以外に, ノミナルケースに対する安定余裕の評価基準を下回る点はなかった.

表 20: フェーズ 5 横・方向系の安定余裕

誤差		安定性 *	エルロン				ラダー				
			ゲイン余裕		位相余裕	遅れ余裕	ゲイン余裕		位相余裕	遅れ余裕	
			[dB]		[deg]		[ms]		[dB]		[deg]
C_{Y0}	−	1	12.3	−∞	84.4	519.3	11.6	−∞	52.1	180.5	
	+	1	12.3	−∞	84.4	519.3	11.6	−∞	52.1	180.5	
$C_{Y\beta}$	−	1	12.3	−∞	84.4	502.0	12.0	−∞	50.3	200.6	
	+	1	12.2	−∞	84.0	524.8	11.1	−∞	52.5	159.5	
$C_{Y\delta_r}$	−	1	12.3	−∞	83.0	511.2	11.8	−∞	52.7	176.7	
	+	1	12.2	−∞	86.2	530.3	11.4	−∞	51.5	183.0	
$C_{Y\delta_a}$	−	1	12.3	−∞	105.5	715.4	11.9	−∞	57.0	214.8	
	+	1	12.2	−∞	77.6	470.4	11.4	−∞	50.1	162.8	
C_{n0}	−	1	12.3	−∞	84.4	519.3	11.6	−∞	52.1	180.5	
	+	1	12.3	−∞	84.4	519.3	11.6	−∞	52.1	180.5	
$C_{n\beta}$	−	1	12.3	−∞	76.8	377.5	12.7	−∞	38.0	217.4	
	+	1	12.2	−∞	80.6	503.1	10.3	−∞	47.6	109.0	
$C_{n\delta_r}$	−	1	12.3	−∞	80.7	496.6	9.6	−∞	40.0	144.7	
	+	1	12.2	−∞	85.2	525.2	12.4	−∞	55.3	189.4	
$C_{n\delta_a}$	−	1	12.1	−∞	109.9	778.4	12.1	−∞	57.6	221.4	
	+	1	12.8	-12.5	49.5	287.1	10.4	-12.8	39.5	97.8	

* 0:全域安定, 1:不安定有

表 20: フェーズ 5 横・方向系の安定余裕

誤差		安定性 *	エルロン				ラダー			
			ゲイン余裕		位相余裕	遅れ余裕	ゲイン余裕		位相余裕	遅れ余裕
			[dB]		[deg]	[ms]	[dB]		[deg]	[ms]
C_{l0}	−	1	12.3	−∞	84.4	519.3	11.6	−∞	52.1	180.5
	+	1	12.3	−∞	84.4	519.3	11.6	−∞	52.1	180.5
$C_{l\beta}$	−	1	11.8	−∞	101.2	663.2	11.5	−∞	93.8	426.7
	+	1	12.6	-8.9	68.0	423.7	11.7	-10.6	32.8	95.2
$C_{l\delta_r}$	−	1	12.1	−∞	87.2	536.1	11.6	−∞	52.3	185.4
	+	1	12.4	−∞	81.7	503.4	11.6	−∞	51.9	174.3
$C_{l\delta_a}$	−	1	11.6	−∞	81.1	499.8	11.6	−∞	52.4	182.3
	+	1	12.7	−∞	85.9	529.2	11.6	−∞	52.0	179.4
C_{nr}	−	1	12.3	−∞	83.7	514.4	11.5	−∞	50.2	168.0
	+	1	12.3	−∞	87.8	544.1	12.1	−∞	64.2	228.6
C_{lp}	−	1	9.6	−∞	45.0	185.5	11.4	−∞	49.5	117.8
	+	1	13.7	−∞	100.9	1287.4	11.7	−∞	48.8	154.0
C_{lr}	−	1	12.3	−∞	84.4	519.6	11.6	−∞	52.1	180.4
	+	1	12.3	−∞	84.3	519.1	11.6	−∞	52.1	180.5

* 0:全域安定, 1:不安定有

4.5.3 誤差あり線形解析のまとめ

全フェーズを通して、誤差ありでの線形解析を行った結果、一部のフェーズの誤差ケースで安定余裕が少ないケースがあった。具体的には、フェーズ 4 の縦系 ($C_{L\alpha+}$, $C_{m\alpha+}$, $C_{m\delta e-}$, C_{mq-})、横・方向系 ($C_{l\beta-}$, $C_{n\delta r-}$) の余裕が大きく減少していた。これらの誤差と他の誤差が組み合わさった場合には、安定性が失われる可能性がある。それらの組み合わせ誤差の影響については、5 章で詳述する MCS の中で飛行不良ケースとして現れるケースの解析を行う際に、特に注意して調べることにした。

5 モンテカルロ・シミュレーション評価

5.1 モンテカルロ・シミュレーション法の概要

MCS では、あらゆる誤差モデルをその確率分布に従って発生させてシミュレーションを行い、これらの誤差のもとでミッションが成功するかを評価する。確率分布に従って誤差を変えながらこのようなシミュレーションを多数回実施することにより、ミッション成功確率などを評価する。単独誤差解析に比べて複数の誤差の組み合わせにより生じる飛行モードについて評価が可能であり、また誤差モデルが適切であればその範囲内で安定性を損なうケースがあるかどうかとも評価できる。この解析では、各シミュレーション結果を分類した後、計測成功となるケース割合をミッション成功率として評価する。さらに、誤差の組み合わせが飛行にどのように影響するかの指針を得る。

5.2 信頼区間

MCS で得られるミッション成功率 \hat{p} は有限回の試行に対応するものであるため、現実のミッション成功率 p とは異なる。大数の法則より、試行回数 N_{MCS} が十分に大きいときに \hat{p} は p の一致推定量となることが知られているが、MCS は計算負荷が高いため、 N_{MCS} を必要十分な値とすることが肝要である。そこで区間推定の考え方を用いて、 N_{MCS} をパラメータとした場合の信頼区間の变化を調べる。

区間推定は p がある区間 $[P_L, P_U]$ に入る確率が $1 - \alpha$ (α は p が区間に入らない確率) 以上になるように保証する方法であり、 $[P_L, P_U]$ を信頼区間と呼ぶ。一般的に $1 - \alpha = 0.95$ とすることが多い。MCS のミッション成功率は成功か失敗かの二値で判定されるため、 p は二項分布に従う。二項分布の信頼区間 $[P_L, P_U]$ は参考資料¹⁹⁾ より

$$[P_L, P_U] = \left[\hat{p} - Z_{\alpha/2} \sqrt{\frac{\hat{p}(1-\hat{p})}{N_{MCS}}}, \hat{p} + Z_{\alpha/2} \sqrt{\frac{\hat{p}(1-\hat{p})}{N_{MCS}}} \right] \quad (3)$$

で与えられる。このとき、試行回数 N_{MCS} が十分大きいとき二項分布を標準正規分布で近似しており、式 (3) において $Z_{\alpha/2}$ は標準正規分布において、その点より上側の確率が $100(\alpha/2)\%$ となるパーセント点を表している。ミッション成功率の信頼区間を求める場合には、現実の成功率が上側信頼限界の外側にある分には問題がないため、次式 (4) で表される片側信頼区間を求めればよい。この場合下側累積確率が α となるようにすればよいので、正規分布の累積分布関数より $\alpha = 0.05$ の場合に $Z_\alpha = 1.645$ となる。

$$[P_L, 1] = \left[\hat{p} - Z_\alpha \sqrt{\frac{\hat{p}(1-\hat{p})}{N_{MCS}}}, 1 \right] \quad (4)$$

$p = 0.9, 0.95, 0.98$ を $\alpha = 0.05$ の片側信頼区間で担保するために必要となる \hat{p} を、 N_{MCS} をパラメータとしてまとめたものを表に示す。

表 21 現実のミッション成功率を担保するために必要な MCS のミッション成功率

現実のミッション成功率	90.0%	95.0%	98.0%
$N_{MCS} = 500$	92.0 %	96.4%	98.8
$N_{MCS} = 1000$	91.5 %	96.0%	98.6
$N_{MCS} = 3000$	90.9 %	95.6%	98.4
$N_{MCS} = 5000$	90.7 %	95.5%	98.3
$N_{MCS} = 10000$	90.5 %	95.3%	98.2

5.3 MCS 結果

3000 ケースの MCS を実施した結果を表 22 に示す。この結果の成功率 95.6% は、表 21 で 3000 ケース試行した MCS の成功率 95.6% と一致するので、実際のミッション成功率は 95.0% 以上であると推定できる。従って、表 2 に示した要求条件の 90% 以上の成功率を達成していると評価できる。

5.4 分離位置の影響評価

MCS の結果について、誤差源の観点から分析を行った。その過程で、ダイブフェーズの指令によっては安定性が少ない飛行状態になることが明らかになった。ダイブフェーズの指令 N_{zc} は、滑空フェーズまでの飛行状態に応じて変わるため、分離位置の影響が強い可能性が考えられる。そこで、制御系設計中に発生していた飛行不良ケースについて、分離位置の感度についての影響を評価した。

5.4.1 検討方法

制御系設計の終盤まで、8 ケースの飛行不良があった。これらのケースについて、分離位置のみを変更した場合に成功率がどのように変化するかを評価する。具体的には、MCS で使用していたケース番号 1–1000 の各ケースの分離

表 22 MCS の結果

項目	割合	ケース数
計測成功	95.6 %	2839
計測不良	2.9 %	66
制限超過	1.3 %	94
飛行破綻	0.2 %	1
合計	100.0 %	3000

位置を使用して、それ以外の誤差は元々の飛行不良ケースの誤差のままでシミュレーションを行い、その結果を判定した。

5.4.2 評価結果

各飛行不良ケースについて 1000 ケースずつのシミュレーションを行った結果を表 23 に示す。この結果からわかる通り、ケース 355, 1951 についてはほぼ飛行不良、ケース 119 についてはほぼ飛行成功となるが、他のケースについては分離位置によって結果が大きく変わることがわかる。

表 23 飛行不良ケースの分離位置を変更したシミュレーション結果

不良ケース番号	計測成功	計測不良	制限超過	飛行不良
119	823	96	77	4
355	0	6	1	993
1361	658	1	47	294
1561	740	0	12	248
1951	202	48	48	702
2083	512	172	32	284
2605	446	0	499	55
2994	481	0	518	1

次に、各ケースについて、分離高度と BMS までの距離を図 58 にプロットした。この結果を見ると、ケース 119, 1561, 2083 については、レンジが短い側が弱く、ケース 2605 は高高度でレンジが短い場合が弱いことがわかる。以上のケースについては、分離位置に強く依存していることがわかる。

5.4.3 結論

8 ケースの飛行不良について、分離位置と成功率の関係を評価した。2 ケースは位置によらず飛行不良になる確率が高く、3 ケースは高度によらずレンジが短い側が弱く、1 ケースは高高度かつレンジが短い側が弱い結果となった。この結果は、実験時の分離判定への知見として活かすこととした。

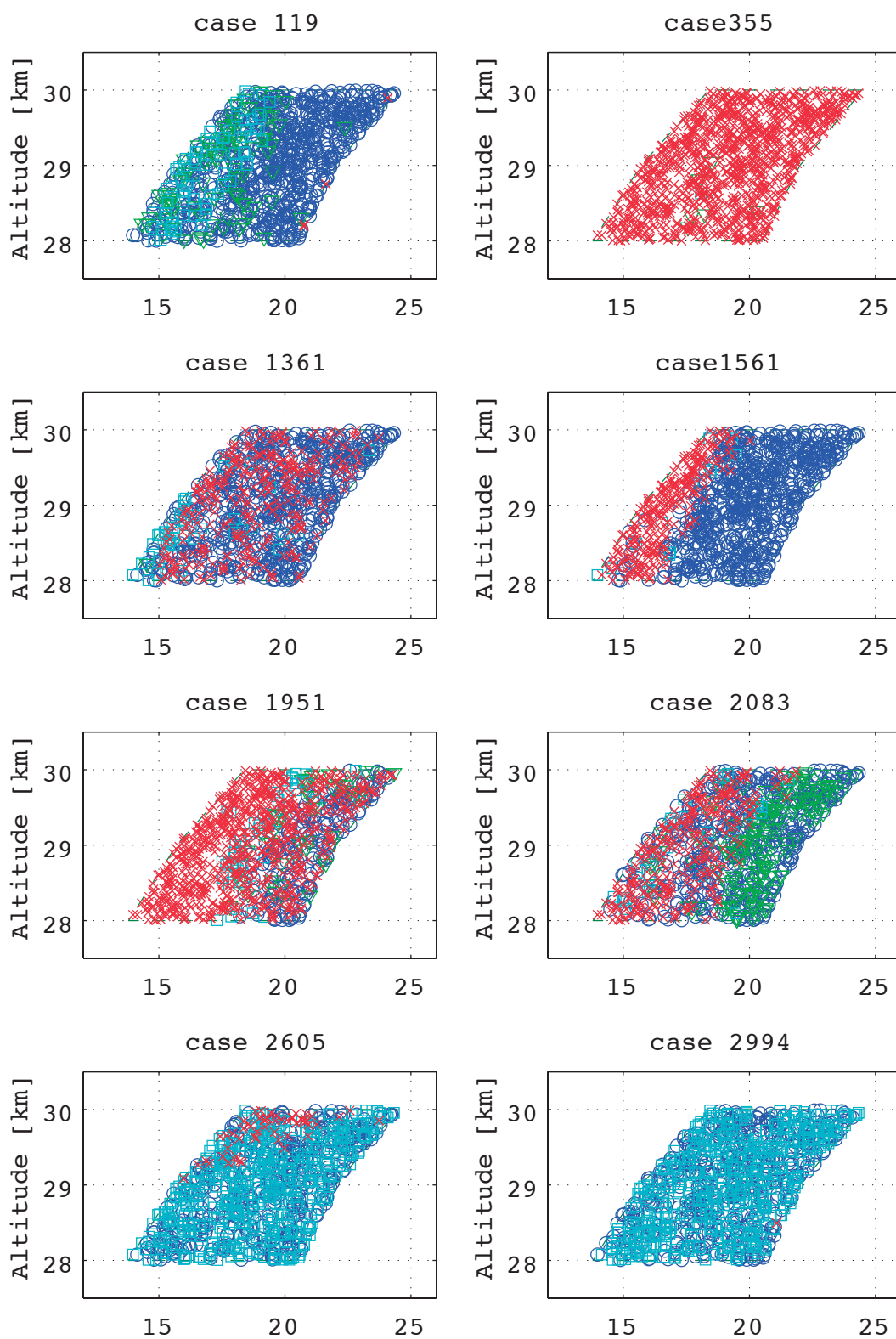


図 58 分離位置と結果 (青：計測成功，緑：計測不良，シアン：制限超過，赤：飛行不良)

第 II 部

運用評価

実際の実験の際には、誘導制御系の設計条件とした環境下で実験ができるとは限らず、想定外の事態に対処する必要がある。そこで第 II 部では、実験時の運用方法を決定するために実施した評価について述べる。

運用の観点から、放球開始前と放球開始後にそれぞれ判断するポイントがある。放球開始前には放球してよいかの判断を行う。機体に回収機構がついていないため、放球後には実験をやり直すことはできず、慎重な判断が求められる。そこで誘導制御のリスクを可能な限り事前に評価する必要がある。具体的には、気象条件について予報値が得られるため、当日の風で飛行を行って大きな問題が生じる可能性が高くないかを判断する。

放球後には、分離のタイミングを選択することができる。5.4 節で見た通り、分離位置によって成功率は大きく変化する。従って分離位置が適切でない場合には、気球が適切な位置に来るまで分離を遅らせることができる。気球が必ずしも天気予報によって予測した経路を飛行するわけではないため、実際の飛行状況とその後の予報を用いて分離の判断を行う必要がある。このため、分離位置の条件を整理した運用マップを作成し、実験運用中の判断に活用した。また気球から吊り下げられた機体は振り子運動をしている可能性があり、機体の振動が大きい場合などについては、可能な限り振動が収まることを待つことでよりよい条件での分離を狙うことができる。そのための判断基準を評価するために、分離耐性評価を行った。

6 風判定評価

6.1 評価手法

ここまでの評価に使用した MCS 等のシミュレーションツールでは、風モデルとして設計段階では過去 10 年分の気象データを元に、月ごとの平均風、方位、分散、気圧高度による階層間の相関などを設定していた。しかし実際に飛行実験に臨めるのは、気球が適切な軌道を描き BMS で計測可能な場合のみである。そこで、気象データを元に気球軌道を予測し、その軌道が実験に適切である場合を抜き出し風データを整理しなおした風モデルを作成した。これを放球日モデルと呼ぶ¹⁵⁾。

本評価では、MCS で使用したプログラムを、定常風が気圧高度別の階層間の相関を無視して、全ての階層の風が一定の誤差を持つように設定した。その上で、放球日モデル (7 月および 8 月) の誤差をパラメトリックに変化させながら、MCS の成功率と飛行不良の割合を評価した。東西・南北の全階層について $+3\sigma$ または -3σ のケースを評価すると、南西の風と北東の風について評価を行うこととなる。飛行安全離隔距離やステイアウトゾーン制約 (実験場の内部だが機体を落下させてはいけない領域) により、ドーナツ状の分離許容域が一部欠けていることを考慮すると、飛行方位による特性を十分評価できたとはいえない。そこで、東西・南北のいずれかの誤差を 0 とした場合を含めた 8 方向について MCS 評価を行うこととした。これにより、7 月および 8 月の放球日モデルの 8 方向に対して、それぞれ標準偏差の何倍まで耐性があるかを評価した。

次に放球日モデルの源泉となったデータから得られた実験可能な日の風データが、誘導制御系が耐性を持っている風モデルの分散の範囲内に収まっているかどうかを確認した。最後に、その誤差に対して MCS により耐性を評価して、運用制限をかける風速条件を決定する。

6.2 MCS 評価

評価対象とする高度は、高度 28–30 km、高度 30–32 km とした。これは、当初より想定されていた高度 30 km までを一つの区間としたことと、第 3 回次試験キャンペーンでゴンドラに錘を追加したために高度 32 km を超えて上昇する可能性が低くなったためである。また、天気予報に基づく気球のシーリング高度の誤差が 1 km 程度あると考えられているため、高度 32 km 以上で分離が想定される場合には運用条件を満たしていない。従って、予測シーリング高度が 32 km 以上の場合には打ち上げできないため、風条件による判定で考慮する必要はない。

MCS の試行回数は 5000 回とした。運用可能条件の判定は誘導制御系の設計要求とは異なるため、飛行不良の確率が 1% 以下となることを条件とした。

6.2.1 7月の風モデルの評価

7月の風モデルに対する評価結果を、分離高度ごとに表24～表25に示す。この結果から、高度28–32 kmについては、 $\pm 3\sigma$ の耐性があることが確認された。

表24 7月風モデルに対するMCS結果 [%](高度28–30 km)

南北風	東西風	計測成功	計測不良	制限超過	飛行不良	合計
$+3\sigma$	$+3\sigma$	89.94	8.46	0.98	0.62	100.00
-3σ	-3σ	97.26	2.00	0.52	0.22	100.00
$+3\sigma$	-3σ	96.26	2.82	0.60	0.32	100.00
-3σ	$+3\sigma$	93.24	5.68	0.60	0.48	100.00
$+3\sigma$	0	95.02	3.94	0.68	0.36	100.00
0	$+3\sigma$	92.62	6.08	0.84	0.46	100.00
-3σ	0	96.78	2.26	0.68	0.28	100.00
0	-3σ	97.16	2.02	0.58	0.24	100.00

表25 7月風モデルに対するMCS結果 [%](高度30–32 km)

南北風	東西風	計測成功	計測不良	制限超過	飛行不良	合計
$+3\sigma$	$+3\sigma$	89.34	8.96	0.86	0.84	100.00
-3σ	-3σ	96.96	1.82	0.58	0.64	100.00
$+3\sigma$	-3σ	95.54	3.16	0.74	0.56	100.00
-3σ	$+3\sigma$	92.80	6.06	0.56	0.58	100.00
$+3\sigma$	0	94.98	3.88	0.66	0.48	100.00
0	$+3\sigma$	92.64	6.14	0.58	0.64	100.00
-3σ	0	96.82	2.26	0.46	0.46	100.00
0	-3σ	97.00	1.92	0.58	0.50	100.00

6.2.2 8月の風モデルの評価

次に、8月の風モデルに対して同様の評価を行った結果を表26–表27に示す。全ての高度に対して、 $\pm 3\sigma$ の耐性があることが確認された。

表26 8月風モデルに対するMCS結果[%](高度28–30km)

南北風	東西風	計測成功	計測不良	制限超過	飛行不良	合計
$+3\sigma$	$+3\sigma$	92.72	5.54	1.12	0.62	100.00
-3σ	-3σ	96.62	2.08	0.66	0.64	100.00
$+3\sigma$	-3σ	95.08	3.34	1.04	0.54	100.00
-3σ	$+3\sigma$	95.74	3.18	0.64	0.44	100.00
$+3\sigma$	0	94.66	3.74	1.06	0.54	100.00
0	$+3\sigma$	95.68	3.04	0.88	0.40	100.00
-3σ	0	96.64	2.10	0.76	0.50	100.00
0	-3σ	96.60	2.12	0.74	0.54	100.00

表27 8月風モデルに対するMCS結果[%](高度30–32km)

南北風	東西風	計測成功	計測不良	制限超過	飛行不良	合計
$+3\sigma$	$+3\sigma$	92.72	5.54	1.12	0.62	100.00
-3σ	-3σ	96.62	2.08	0.66	0.64	100.00
$+3\sigma$	-3σ	95.08	3.34	1.04	0.54	100.00
-3σ	$+3\sigma$	95.74	3.18	0.64	0.44	100.00
$+3\sigma$	0	94.66	3.74	1.06	0.54	100.00
0	$+3\sigma$	95.68	3.04	0.88	0.40	100.00
-3σ	0	96.64	2.10	0.76	0.50	100.00
0	-3σ	96.60	2.12	0.74	0.54	100.00

6.3 実データとの比較

過去の気象データから、気球の軌道が適切な位置にくるケースを抽出し、これらのケースの風条件がどうなっていたのかを確認した。

6.3.1 7月の放球日風モデル評価

166ケースの実験適合日の風データをプロットした結果を図59に示す。

図の青線が平均風、赤線が 3σ の値となっている。緑線で示した実データのうち、高度5km以上でこれらの範囲を逸脱していた点を黒丸で示した。南北風、東西風合わせて5ケースの逸脱があり、そのうちの3ケースについては高高度におけるわずかな逸脱で、 3.2σ の範囲に含まれることが確認されている。残りの2ケースについては、高度約12–14kmの風が強い範囲におけるやや大きめの逸脱となっており、成功率に影響を与える可能性が高いと考えられる。

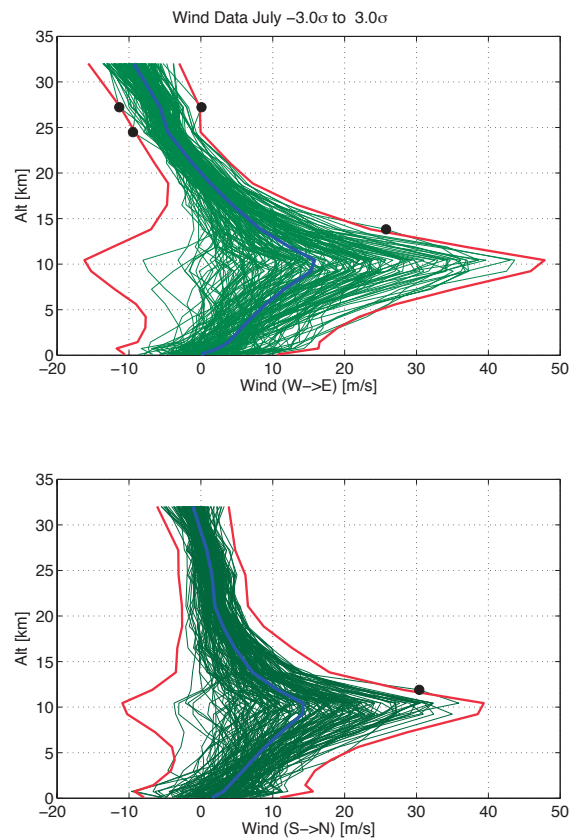


図 59 7月の放球日モデルと実データの比較

表 28 7月風モデルに対する MCS 結果 [%](3.2σ , 高度 28–30 km)

南北風	東西風	計測成功	計測不良	制限超過	飛行不良	合計
$+3.2\sigma$	$+3.2\sigma$	88.88	9.28	1.00	0.84	100.0
-3.2σ	-3.2σ	97.06	2.16	0.48	0.30	100.0
$+3.2\sigma$	-3.2σ	95.94	3.12	0.62	0.32	100.0
-3.2σ	$+3.2\sigma$	92.68	6.24	0.62	0.46	100.0
$+3.2\sigma$	0	94.84	4.14	0.70	0.32	100.0
0	$+3.2\sigma$	92.16	6.62	0.74	0.48	100.0
-3.2σ	0	96.72	2.30	0.66	0.32	100.0
0	-3.2σ	97.30	1.90	0.54	0.26	100.0

この分析を受けて、高度 28–30 km、高度 30–32 km 分離のケースについて、 3.2σ の風についての耐性評価を行った。結果を表 28–表 29 に示す。この結果から、高度 32 km 以下では 3.2σ の風の範囲で耐性を持つことが確認された。

表 29 7 月風モデルに対する MCS 結果 [%](3.2σ , 高度 30–32 km)

南北風	東西風	計測成功	計測不良	制限超過	飛行不良	合計
$+3.2\sigma$	$+3.2\sigma$	88.00	10.02	1.00	0.98	100.00
-3.2σ	-3.2σ	96.90	1.84	0.60	0.66	100.00
$+3.2\sigma$	-3.2σ	95.44	3.24	0.74	0.58	100.00
-3.2σ	$+3.2\sigma$	91.86	7.04	0.56	0.54	100.00
$+3.2\sigma$	0	94.74	4.16	0.56	0.54	100.00
0	$+3.2\sigma$	91.84	6.74	0.76	0.66	100.00
-3.2σ	0	96.78	2.28	0.42	0.52	100.00
0	-3.2σ	96.86	2.02	0.58	0.54	100.00

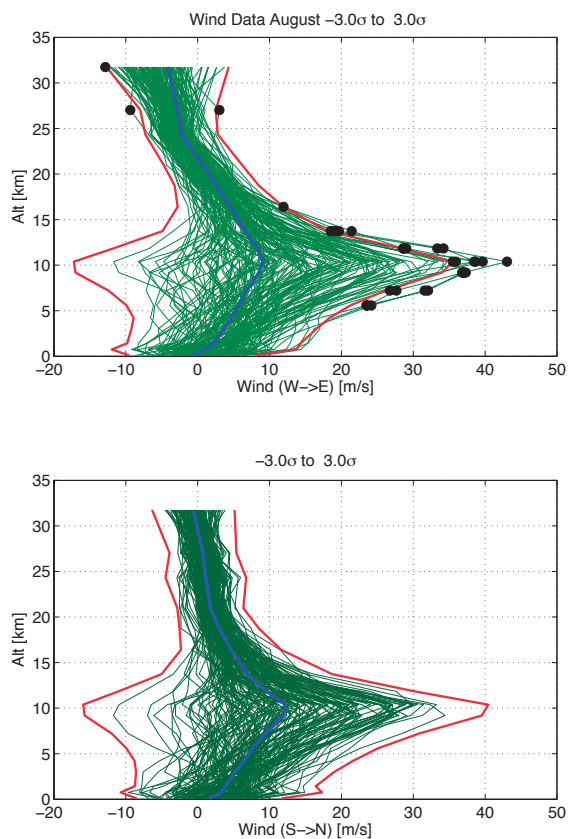


図 60 8 月の放球日モデルと実データの比較

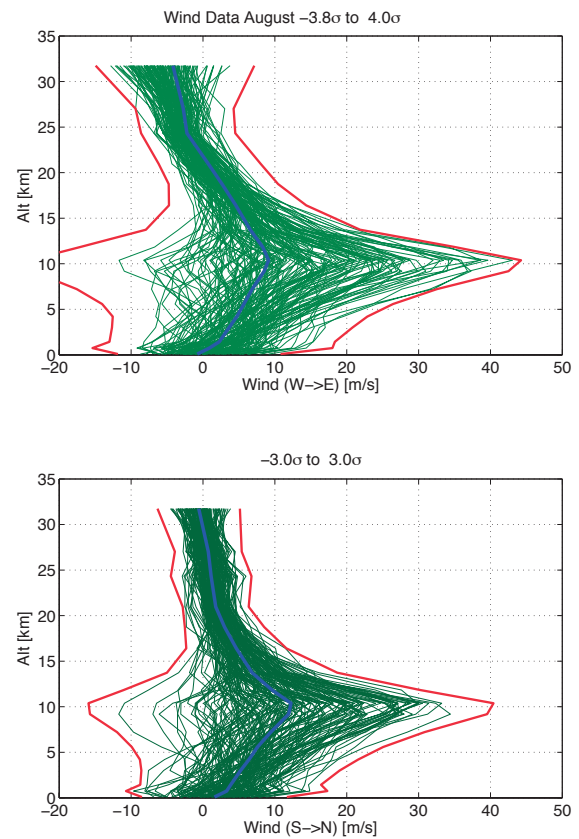


図 61 風判定モデル A 改訂 (8 月用)

6.3.2 8 月の放球日風モデル評価

166 ケースの実験適合日の風データをプロットした結果を図 60 に示す。

図の青線が平均風、赤線が 3σ の値となっている。緑線で示した実データのうち、高度 5 km 以上でこれらの範囲を逸脱していた点を黒丸で示した。南北風、東西風合わせて 30 ケ所の逸脱があり、ケース数としては 11 ケースとなる。これらを全て網羅する風モデルは、図 61 に示した通り、東西風を $[-3.8\sigma, 4.0\sigma]$ 南北風を $[-3.0\sigma, 3.0\sigma]$ としたモデルである。このモデルを A 改訂として、高度 32 km 以下について MCS による評価を行った結果を表 30 – 表 31 に示す。これらの結果から、32 km 以下の高度については全て飛行不良が 1% 未満となることが確認できた。以上か

ら，高度 32 km 以下では改訂モデルを使用することとする．

表 30 8 月風モデルに対する MCS 結果 [%](風判定モデル A, 高度 28–30 km)

南北風	東西風	計測成功	計測不良	制限超過	飛行不良	合計
$+3\sigma$	$+4\sigma$	91.56	6.36	1.50	0.58	100.00
-3σ	-3.8σ	96.72	2.26	0.74	0.28	100.00
$+3\sigma$	-3.8σ	95.46	3.22	1.02	0.30	100.00
-3σ	$+4\sigma$	96.68	2.24	0.80	0.28	100.00
$+3\sigma$	0	94.66	3.74	1.06	0.54	100.00
0	$+4\sigma$	97.12	2.04	0.66	0.18	100.00
-3σ	0	96.64	2.10	0.76	0.50	100.00
0	-3.8σ	96.84	2.10	0.82	0.24	100.00

表 31 8 月風モデルに対する MCS 結果 [%](風判定モデル A, 高度 30–32 km)

南北風	東西風	計測成功	計測不良	制限超過	飛行不良	合計
$+3\sigma$	$+4\sigma$	96.60	2.12	0.74	0.54	100.00
-3σ	-3.8σ	96.60	2.12	0.74	0.54	100.00
$+3\sigma$	-3.8σ	96.60	2.12	0.74	0.54	100.00
-3σ	$+4\sigma$	96.60	2.12	0.74	0.54	100.00
$+3\sigma$	0	94.66	3.74	1.06	0.54	100.00
0	$+4\sigma$	96.60	2.12	0.74	0.54	100.00
-3σ	0	96.64	2.10	0.76	0.50	100.00
0	-3.8σ	96.60	2.12	0.74	0.54	100.00

6.4 風況による実験可否判定基準

以上を踏まえて，風況による GNC の実験可否の判定は，7 月においては $\pm 3.2\sigma$ で行うこととした．8 月においては，東西風平均 $[-3.8\sigma, +4.0\sigma]$ ，南北風平均 $\pm 3.0\sigma$ の範囲内で実験可の判定を行うこととした．

7 分離耐性評価

分離時の機体の初期条件のうち，位置を除いた状態量，飛行結果に影響が強いと考えられるものとして，以下の項目が挙げられる．

- 機体の初期姿勢角
- 機体の初期角速度
- 分離速度

機体が振り子運動をしている場合には，姿勢角と角速度がある程度の範囲で変動している可能性がある．機体モデルとしてこれらの誤差モデルは設定されているが，気球からの分離による飛行実験の経験が少ないため，信頼性が必ずしも高くないモデルとなっている．また，MCS で使用してきた風モデルには水平面内のモデルはあるが，上下方向

表 32 各誤差の 3σ 値

項目	上下速度	ピッチ角	ロールレート	ピッチレート	ヨーレート
誤差値	5	2	6	1	1

の風モデルについてはモデル化するためのデータがなかったため、気球の鉛直方向の速度について、振り子運動と同様に少ない経験に基づく信頼性の低いモデルで評価されている。

そのため、これらの影響を評価した上で、実際に分離時に大きな振動があった場合には、機体の分離を遅らせて振動が収まるのを待つ運用が考えられる。以上の背景から、よりミッション成功率の高い運用を行うことを目的に、分離耐性評価を行う。

7.1 評価手法

分離耐性の評価は、以下の方法により行った。分離許容域を図 62 に示すとおり、4つのゾーンに分割した。その上で各ゾーンについて耐性評価を行った。機体の初期姿勢角、角速度、上下速度のうちのある状態量について、 $\pm N\sigma$ 相当の誤差を想定し、残りの誤差を振った MCS を 1000 ケース実施する。その結果の飛行不良確率が 1% 未満となるような分離条件を運用条件とすることとした。

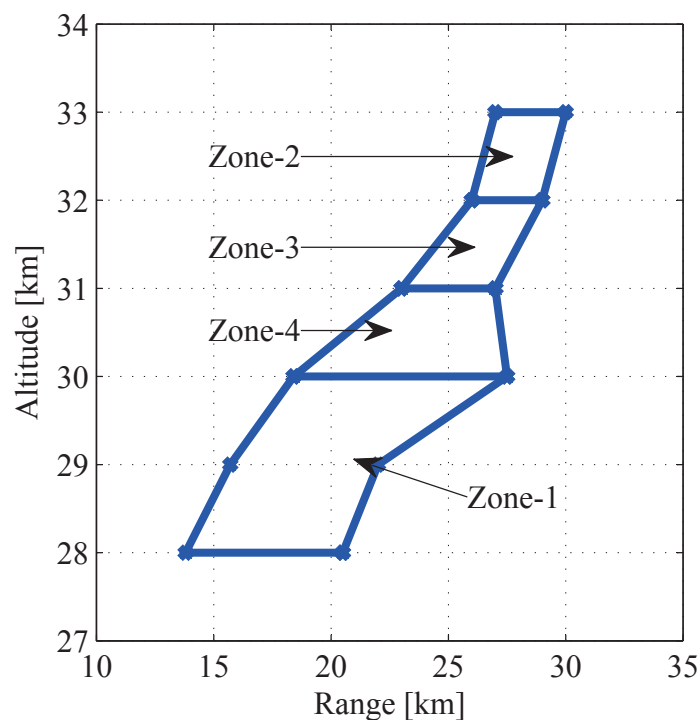


図 62 分離許容域のゾーン

7.2 単独誤差耐性

基準の設定手順として、最も飛行破綻確率が高いと考えられる Zone-2 で分離基準を作成し、それ以外のゾーンについてはその基準で飛行破綻確率が 1% 未満であることを確認していくこととした。また、評価する誤差幅は、運用制限をかける都合上、管制システム上で判別しやすい量 (例えば 1 deg 刻みなど) を目安に設定した。

単独の誤差として、ピッチ角、上下速度、ロールレート、ピッチレート、ヨーレートを検討することとした^{*1}。これらの 3σ の誤差値は、表 32 の通りである。

^{*1} ロール角は方位を決めるだけで飛行の安定性には影響がないことがわかっており、ヨー角は予備検討で非常に大きな誤差まで耐えられることが判明した。

Zone-2 の結果は、表 33 の通りとなった。この結果を受けて、各誤差に対する基準値を以下の通り定めた*2。

ピッチ角誤差 $\pm 6\sigma$ 以内 ($\pm 4 \text{ deg}$ 以内)

上下速度誤差 $\pm 9\sigma$ 以内 ($\pm 15 \text{ m/s}$ 以内)

ロールレート誤差 $\pm 3\sigma$ 以内 ($\pm 6 \text{ deg/s}$ 以内)

ピッチレート誤差 $\pm 1.5\sigma$ 以内 ($\pm 0.5 \text{ deg/s}$ 以内)

ヨーレート誤差 $\pm 1.5\sigma$ 以内 ($\pm 0.5 \text{ deg/s}$ 以内)

次に、この基準値に対する耐性を、他のゾーンで確認する。結果を表 34 に示す。この表から、全てのゾーンでこれらの基準が満たされていることが確認された。

表 33 Zone-2 の単独誤差耐性 (%)

誤差		$+3\sigma$	$+6\sigma$	$+9\sigma$	-3σ	-6σ	-9σ	$+1.5\sigma$	-1.5σ
ピッチ角	計測成功	95.5	95.3	95.3	95.4	95.3	93.3	—	—
	計測不良	3.0	3.0	3.1	3.1	3.1	3.0	—	—
	制限超過	0.9	1.1	1.2	0.9	1.0	2.6	—	—
	飛行不良	0.60	0.53	0.40	0.57	0.57	1.07	—	—
上下速度	計測成功	95.4	95.5	95.6	95.2	95.4	95.4	—	—
	計測不良	3.1	3.1	3.0	3.2	3.1	3.2	—	—
	制限超過	0.9	0.9	0.9	0.9	0.9	0.8	—	—
	飛行不良	0.63	0.60	0.43	0.67	0.63	0.60	—	—
ロールレート	計測成功	95.3	94.8	94.0	95.2	94.7	93.9	—	—
	計測不良	3.2	3.2	3.1	3.2	3.3	3.3	—	—
	制限超過	0.9	0.7	0.8	0.9	1.0	0.7	—	—
	飛行不良	0.63	1.23	2.07	0.73	1.07	2.07	—	—
ピッチレート	計測成功	94.9	78.5	4.4	93.7	17.7	0.1	95.4	95.5
	計測不良	3.0	1.6	0.1	3.3	0.2	0.0	2.9	2.9
	制限超過	1.6	19.4	90.2	2.0	68.4	81.4	1.1	0.9
	飛行不良	0.50	0.57	5.30	0.97	13.67	18.50	0.57	0.67
誤差		$+1\sigma$	$+1.5\sigma$	$+2\sigma$	$+3\sigma$	-1σ	-1.5σ	-2σ	-3σ
ヨーレート	計測成功	95.6	95.4	94.8	91.3	95.7	95.3	94.7	91.7
	計測不良	3.1	3.1	3.1	3.2	3.0	3.1	3.2	3.1
	制限超過	0.8	0.8	0.9	0.7	0.8	0.7	0.6	0.7
	飛行不良	0.43	0.67	1.23	4.80	0.57	0.90	1.47	4.43

*2 ただしピッチレート誤差については、Zone-3 で飛行破綻が 1.07 % となったため、 $\pm 1.5\sigma$ を基準とした。

表 34 各 Zone の評価結果 (左が-側誤差, 右が+側誤差の時の結果. %)

ゾーン	判定	ピッチ角	上下速度	ロールレート	ピッチレート	ヨーレート
Zone-1	計測成功	96.3 / 96.1	96.1 / 96.3	96.2 / 95.1	96.2 / 96.2	96.1 / 95.8
	計測不良	3.0 / 3.2	3.4 / 3.1	3.2 / 3.2	3.2 / 3.4	3.3 / 3.4
	制限超過	0.4 / 0.4	0.3 / 0.3	0.4 / 1.4	0.3 / 0.5	0.3 / 0.4
	飛行不良	0.20 / 0.27	0.27 / 0.23	0.27 / 0.27	0.33 / 0.27	0.23 / 0.37
Zone-3	計測成功	95.3 / 95.3	95.6 / 95.4	95.3 / 95.2	95.4 / 95.5	95.4 / 95.3
	計測不良	3.0 / 3.1	3.0 / 3.2	3.2 / 3.2	2.9 / 2.9	3.1 / 3.1
	制限超過	1.1 / 1.0	0.9 / 0.8	0.9 / 0.9	1.1 / 0.9	0.8 / 0.7
	飛行不良	0.53 / 0.57	0.43 / 0.60	0.63 / 0.73	0.57 / 0.67	0.67 / 0.90
Zone-4	計測成功	95.7 / 95.7	95.8 / 95.6	95.7 / 95.6	95.7 / 95.8	95.5 / 95.6
	計測不良	3.4 / 3.5	3.5 / 3.6	3.5 / 3.5	3.4 / 3.5	3.6 / 3.4
	制限超過	0.7 / 0.6	0.5 / 0.5	0.4 / 0.6	0.6 / 0.4	0.5 / 0.5
	飛行不良	0.27 / 0.23	0.20 / 0.30	0.33 / 0.37	0.30 / 0.27	0.37 / 0.53

7.3 組み合わせ誤差耐性

次に組み合わせ誤差について評価を行った。評価を行ったのは以下の組み合わせである。

- a) ピッチレートとピッチ角
- b) ロールレートとヨーレート
- c) 上下速度とピッチ角
- d) 上下速度とピッチレート

各ゾーンについての組み合わせ評価結果を表 35 に示す。誤差欄の ++ などの記号は、組み合わせた二つの誤差のうち、一つ目と二つ目の項目がそれぞれ正負どちらの誤差を与えたかを示しており、/で区切った 4 つの数字は左から計測成功、計測不良、制限超過、飛行不良の各カテゴリの確率を示している。この結果が示すとおり、全てのゾーンで飛行不良が 1 % 以下となる組み合わせが見つかった。このうち、a), c), d) については、それぞれの誤差が単独の誤差の許容範囲と同じ値なので、組み合わせで特に制限が増えるわけではない。ところが b) については、ヨーレートの制限は変わらないが、ロールレートの制限は単独の場合に比べて 1/3 となっている。ヨーレートの運動が全く止まっているということは考え難いため、小さいヨーレートに対しても制限値を評価する必要がある。現在の制限値は 0.5 deg/s であるため、現実的に可能なのは 0.1 deg 刻みにヨーレートが小さくなった場合の評価である。

表 35 各ゾーンの組み合わせ誤差耐性 (4 カテゴリーの各確率, %)

ゾーン	誤差	a)		b)		c)		d)	
		ピッチレート	$\pm 1.5\sigma$	ロールレート	$\pm 1.0\sigma$	上下速度	$\pm 9.0\sigma$	上下速度	$\pm 9.0\sigma$
		ピッチ角	$\pm 6.0\sigma$	ヨーレート	$\pm 1.5\sigma$	ピッチ角	$\pm 6.0\sigma$	ピッチレート	$\pm 1.5\sigma$
Zone-1	++	96.2/3.2/0.3/0.23		96.0/3.3/0.5/0.27		95.8/3.2/0.7/0.33		96.1/3.2/0.3/0.33	
	+-	96.0/3.3/0.3/0.40		95.9/3.2/0.6/0.37		95.7/3.2/0.8/0.27		96.0/3.3/0.5/0.23	
	-+	96.0/3.3/0.4/0.30		95.8/3.2/0.6/0.37		96.1/3.2/0.4/0.27		96.0/3.2/0.3/0.40	
	--	94.9/3.2/1.6/0.27		96.3/3.0/0.4/0.37		95.6/3.2/0.9/0.27		95.7/3.4/0.5/0.37	
Zone-2	++	95.4/3.1/1.2/0.37		95.5/3.1/0.8/0.60		95.5/3.0/1.0/0.47		95.5/3.0/1.0/0.53	
	+-	95.2/3.0/0.9/0.80		95.2/3.2/0.8/0.90		95.4/3.1/1.0/0.40		95.7/3.0/0.8/0.50	
	-+	95.4/3.0/1.0/0.53		95.4/3.0/0.8/0.77		95.0/3.1/1.2/0.67		95.3/3.0/0.9/0.73	
	--	93.7/3.2/2.2/0.97		95.3/3.1/0.8/0.90		94.6/3.1/1.6/0.70		95.3/3.1/0.9/0.70	
Zone-3	++	95.8/3.2/0.7/0.27		95.4/2.9/1.1/0.60		95.8/3.2/0.7/0.33		95.7/3.3/0.6/0.37	
	+-	95.5/3.3/0.7/0.47		95.4/2.8/0.9/0.90		95.7/3.2/0.8/0.27		96.0/3.3/0.4/0.30	
	-+	95.8/3.3/0.6/0.33		95.5/2.8/0.8/0.93		95.7/3.3/0.6/0.40		95.5/3.4/0.6/0.50	
	--	94.1/3.4/2.0/0.47		95.6/2.8/1.0/0.67		94.7/3.3/1.5/0.47		95.5/3.4/0.5/0.53	
Zone-4	++	95.9/3.2/0.6/0.20		95.6/3.6/0.4/0.37		95.7/3.4/0.6/0.27		95.7/3.5/0.6/0.20	
	+-	95.4/3.6/0.6/0.37		95.5/3.5/0.6/0.43		95.6/3.5/0.7/0.17		95.9/3.5/0.4/0.17	
	-+	95.6/3.5/0.7/0.17		95.4/3.6/0.6/0.43		95.7/3.3/0.7/0.33		95.6/3.4/0.7/0.30	
	--	94.5/3.5/1.6/0.40		95.6/3.4/0.7/0.37		94.9/3.5/1.2/0.37		95.4/3.7/0.5/0.37	

b) については、追加の検討を行った。具体的には、ヨーレートの制限を厳しくしていく一方で、ロールレートの制限を緩やかにしていった場合に、どこまで耐えられるかを評価した。結果を表 36 に示す。この表に示すとおり、ヨーレートが 1.2σ 相当 (0.4 deg/s) の場合にはロールレートは 2.5σ 相当 (5 deg/s) まで、ヨーレートが 0.9σ 相当 (0.3 deg/s) の場合にはロールレートは 3σ 相当 (6 deg/s) まで耐えられることがわかった。この結果を図 63 に示した。

表 36 各ゾーンのロールレート・ヨーレートの組み合わせ誤差耐性 (4 カテゴリの各確率, %)

ゾーン	ヨーレート	1.2σ	-1.2σ	0.9σ	-0.9σ
	ロールレート	上段 2.5σ / 下段 -2.5σ		上段 3.0σ / 下段 -3.0σ	
Zone-1	+	96.1/3.3/0.3/0.23	95.9/3.1/0.6/0.37	96.0/3.4/0.4/0.23	95.8/3.3/0.5/0.37
	-	95.8/3.3/0.5/0.43	96.2/3.1/0.3/0.33	96.0/3.2/0.3/0.43	96.0/3.2/0.5/0.30
Zone-2	+	95.5/3.2/0.7/0.50	95.1/3.2/0.8/0.90	95.5/3.2/0.8/0.47	95.3/3.2/0.8/0.73
	-	95.3/3.0/0.9/0.87	95.6/2.9/0.8/0.67	95.2/3.1/0.9/0.83	95.6/3.0/0.8/0.57
Zone-3	+	95.7/2.8/0.9/0.53	95.6/2.7/0.8/0.90	95.9/2.7/0.9/0.53	95.5/2.8/0.9/0.73
	-	95.4/2.7/0.9/0.97	95.6/2.9/0.9/0.60	95.8/2.7/0.9/0.63	95.8/2.8/0.8/0.50
Zone-4	+	95.7/3.5/0.5/0.33	95.6/3.4/0.6/0.37	95.7/3.5/0.6/0.27	95.7/3.5/0.5/0.37
	-	95.5/3.5/0.7/0.40	95.7/3.5/0.6/0.20	95.5/3.6/0.6/0.33	95.8/3.4/0.6/0.20

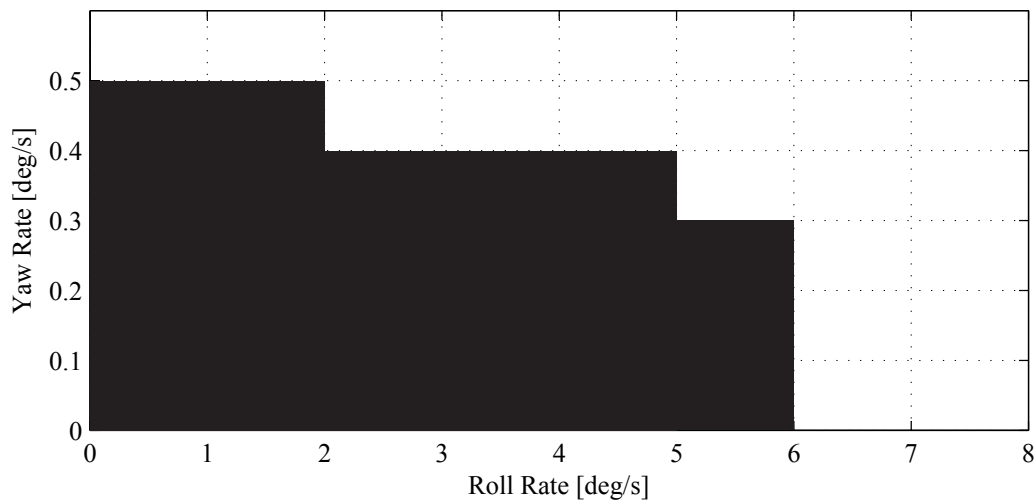


図 63 ロールレートとヨーレートの組み合わせ制限

7.4 まとめ

以上をまとめた分離耐性評価に基づく運用基準は、以下の通りとなった。

- ピッチ角 $\pm 4^\circ$ 以内
- 上下速度誤差 $\pm 15m/s$ 以内
- ロールレート誤差 $\pm 6^\circ/s$ 以内
- ピッチレート誤差 $\pm 0.5^\circ/s$ 以内
- ヨーレート誤差 $\pm 0.5^\circ/s$ 以内
- ロールレートとヨーレート誤差の組み合わせは図 63 の通り。

8 運用マップ

運用マップでは、分離許容域で必ずしも分離できない場合に、どの領域で分離するのが適当かを判定するために、分離許容域外で MCS を行い成功率等の評価を行う。

8.1 評価手法

分離許容域に対し、その周辺に 13 の領域を設定した。ここでは、これらの領域を便宜的に Zone と呼ぶ。各 Zone を図 64 に示す。Zone 4, 6, 8, 11 は最小レンジ側へ 2km, Zone 5, 7, 10, 13 は最大レンジ側へ 3km 拡張している。Zone 2 と 3 については、最小レンジ側を Zone 4 と同一とした。最大レンジ側は、搭載飛行プログラム (OFP) の持つ高度 31 km 経路データを考慮して、やや広めに設定した。

各 Zone において MCS を行い、その耐性を評価する。時間に依存するランダム誤差を除き、分離位置以外の誤差は、基準 (Zone 1) となる MCS と同一である。Zone 2, 3 について 3000 ケース、それ以外の Zone についてはそれぞれ 1000 ケースの MCS を実施した。図 64 には、MCS の結果も併せて示した。各ゾーンのカッコ内の数字は、左からそれぞれ、計測成功、計測不良、制限超過、飛行不良の割合を示している。

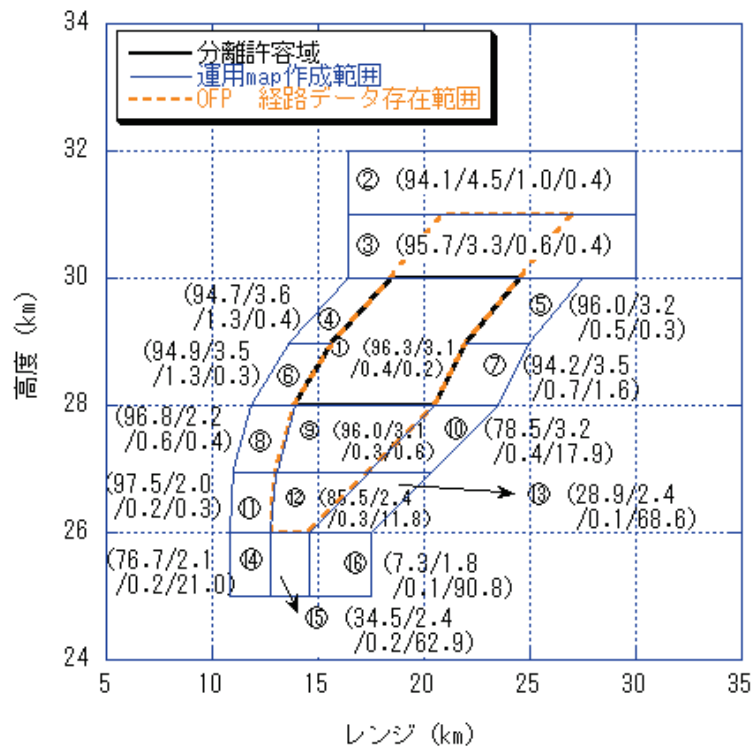


図 64 運用マップ

8.1.1 各 Zone のリスク評価

Zone 2

飛行不良は 11 ケース発生した。この内 7 ケースは姿勢発散と考えると良いが、3 ケースは β が ± 10 deg を僅かに超え (最大 13.45 deg, 他 2 ケースは 11 deg 以下), 1 ケースは再現シミュレーション (ランダム誤差が異なる) で計測成功となった。実質的な飛行不良は 0.23 % と考えられ、他の Zone と比較して、リスクは相対的に小さいと判断できる。

Zone 3

飛行不良は 11 ケース発生した。この内 5 ケースは姿勢発散と考えると良いが、5 ケースは β が ± 10 deg を僅かに超え (最大 11.45 deg), 1 ケースは引き出し時の迎角が僅かに制限を上回った (15.19 deg)。実質的な飛行不良は 0.17 % と考えられ、他の Zone と比較して、リスクは相対的に小さいと判断できる。

Zone 4

4 ケースの飛行不良が発生し、全ケース姿勢発散と考えると良い。相対的なリスクはやや高いと判断できる。

Zone 5, 6

分離許容域と同程度の耐性を有しており、分離範囲として望ましい。

Zone 7

飛行不良は 16 ケース発生した。この内、1 ケースは姿勢発散であるが、その他の全てのケースは引起し時の迎角超過である。最大 16.2 deg であり、その他のケースは 16 deg 以下であった。

Zone 8

発生した 4 ケース全て姿勢不安定となった。Zone 9 と比較してややリスクは高い。

Zone 9

発生した飛行不良は、1 ケースの姿勢発散を除き、全て引起し時の迎角超過である。最大は 17.27 deg であり、残りは全て 16 deg 以下 (15.33 deg, 15.52 deg, 15.24 deg, 15.57 deg) であった。

Zone 10

飛行不良は 179 ケースあるものの、1 ケースを除き全て引起し時の迎角超過により飛行不良と判定された。図 65 に引起し時最大迎角のヒストグラムを示す。この結果から、リスクとしては Zone 7 と同程度と考える。

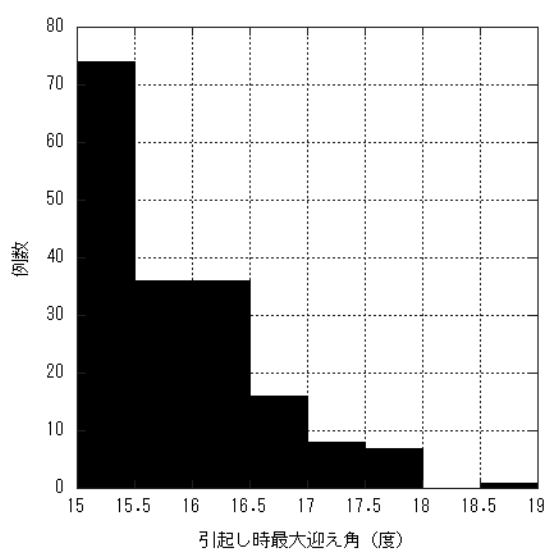


図 65 Zone10 で発生した飛行不良判定ケースの迎角最大値

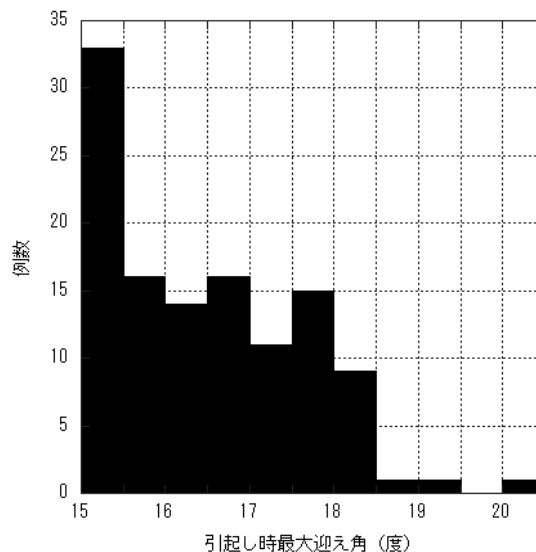


図 66 Zone12 で発生した飛行不良判定ケースの迎角最大値

Zone 11

1 ケース以外は引起し時の迎角超過 (15.61 deg と 15.76 deg) であり、リスクは低い。成功率が高いことから、分離許容域以外では最も望ましい分離域である。

Zone 12

Zone 10 と同様、飛行不良は 118 ケースあるものの、1 ケースを除き全て引起し時の迎角超過により飛行不良と判定された。図 66 に引起し時最大迎角のヒストグラムを示す。

Zone 13

Zone 12 と同様、飛行不良は 686 ケースあるものの、Case355 を除き全て引起し時の迎角超過により飛行不良と判定された。図 67 に引起し時最大迎角のヒストグラムを示す。

Zone 14-16

Zone14 では、発散が 1 ケース、 β 超過が 1 ケース (10.27 deg) で、それ以外は全て引起し時の迎角超過であった。

Zone 15 では、飛行不良判定の 629 ケース全てが引起し時の迎角超過であった。

Zone 16 では、飛行不良判定の 908 ケースのうち、2 ケースの発散以外は全て引起し時の迎角超過であった。

高度 26 km 以下の分離では、姿勢発散の無い Zone 15 が最も望ましい。Zone 14 と 16 については、いずれも飛行不良判定の殆どが迎角超過であり、その発生頻度が低い Zone 14 が望ましいと言える。

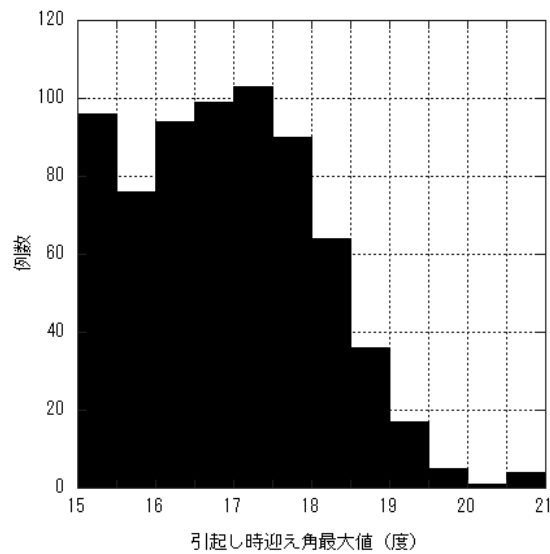


図 67 Zone13 で発生した飛行不良判定ケースの迎角最大値

8.2 運用マップのまとめ

分離許容域周辺の耐性評価結果を図 64 に示す。この結果と飛行不良に対する考察から、分離許容域外で実験機を分離せざるを得ない場合、以下を考慮することが望ましい。

- レンジを問わず高度 28 km 以上での分離を優先する
- 高度 28km 以下で分離せざるを得ない場合は、
 - 高度 26–28km 極力中間レンジを狙う (ショートレンジ側は耐性悪化, ロングレンジ側は引起し時迎角超過が頻発. 両者のリスク高低の判断は困難)
 - 高度 25–26km 中間レンジを狙う (ショート/ロングではショートレンジ側が有利)

第 III 部

特殊評価

第 III 部では、これまで述べてこなかった特殊な状況についての評価などについて述べる。

9 投棄解析

投棄解析では、ソニックブーム計測後に安全に機体を投棄できるかどうかを評価した。具体的な目的としては、さまざまなケースを想定した上で非線形シミュレーションを行い、全ケースで飛行不安定であり、Zone B 内に投棄できることを確認する。

9.1 解析条件

計測フェーズ終了後、機体は速やかに投棄のために操舵を行う。飛行距離が長くないように、機体がロールスピンに入るように投棄舵角は設定された。初期状態として、表 37 の条件を設定した。これは、BMS に対して内側から Zone B の外部へ向けて飛行を行っている条件を考慮したものであり、事前の解析からもっとも飛行距離の長いケースの計測フェーズ終了時点の状態量を選択した。

次に操舵シーケンスとして、以下のパターンを考慮した。ここで、中立とは舵角が 0 deg で固着する場合を意味し、逆舵とは投棄指令舵角と符号が反転した舵角で固着した場合を示す (表 38 参照)。

- a) ノミナル操舵ケース
- b) 1 舵故障ケース
 - (a) 中立で固着
 - (b) 投棄舵角の逆舵で固着
- c) 2 舵故障ケース
 - (a) 中立で固着
 - (b) 投棄舵角の逆舵で固着
 - (c) 中立と逆舵の組み合わせ
- d) 投棄指令反転ケース
 - (a) 右スタビレータ固着
 - (b) 左スタビレータ固着
 - (c) 両スタビレータ中立

投棄指令が機体に届くまでの時間として 3 秒間を想定し、その後操舵が行われる。操舵指令反転ケースでは、操舵指令を送信後、舵が動かないのを確認してから反転指令を送信することを想定して、最初の投棄指令が機体に届いた時間 (計測フェーズ終了から 3 秒後) からさらに 4 秒後に反転操舵操舵が始まることとした。

迎角、横滑り角がそれぞれ、 $\alpha > 15[deg]$, $\alpha < -10[deg]$, $|\beta| > 6[deg]$ となった場合には弾道飛行に入ると判定した。弾道飛行中は、

- $C_D = C_{Dp}(\alpha = 2, \beta = 0, Mach) + C_{Df} + C_{Dmisc}$ + 舵効き
- 空気抵抗は重心に作用

というモデルを想定した。このモードに入ると重心に重力と空気抵抗が加わるだけでモーメントが発生しないため、弾道飛行モードに入った瞬間の姿勢運動の状態量 $\phi, \theta, \psi, p, q, r$ によりその後の運動は支配される。従って、ロールスピンに入っているという判定についても、弾道飛行モードに移行するまでにロールスピンに足るロール運動が励起されているという意味となる。スピン運動に入ってから抵抗と重力しか働かないため、安全側の評価として地面に設置するまでの距離が短くなる南北風は追い風で 3σ 相当の風が吹いているものとする。

結果の評価は、BMS の実験場内の配置などを考慮して、以下の場合に良好とした。

- 機体がロールスピン運動に入っていること。
- BMS から 14 km 以上飛び越えないこと。

表 37 投棄解析の初期条件

変数	値
高度	13.2 km
マッハ数	1.16
経路角	10.3 deg
位置	X 座標 -8.82 km
飛行方位	北
迎角	4.54 deg
ロール角	0 deg
角速度	各軸 0 deg/s
スタビレータ舵角	1.1 deg
投棄開始	計測フェーズ終了から 3 sec

9.2 解析結果

最初に、スタビレータの投棄舵角を 3 deg, ラダーを 5 deg とした場合について検討した。結果を表 38 に示す。

2 舵が故障したケースのうち、3 ケースでロールスピンに入らなかった以外は、全てロールスピンに投入することが可能となった。3 ケースの内訳は、ヨースピンに入ったのが 1 ケース、エレベータ操舵により機首を下げて墜落したのが 1 ケース、ピッチ角が単調増加して弾道飛行後に墜落したのが 1 ケースとなった。

これらのうちケース 17,18 については、スタビレータが同相で操舵されているためにロールスピンに入らないことは想定されており、縦の運動が速やかに破綻するため、ピッチスピン運動に入っている。ケース 9 については、ロールスピンに入れないのは問題なので、スタビレータの操舵量を増やす必要がある。到達距離に関しては、いずれも 14 km を下回っていることを確認した。

そこでスタビレータの投棄舵角を 4 deg に変更して同様の評価を行った。この結果、ケース 17, 18 を除いて全てロールスピンに入ることが確認された。到達距離に関しては、いずれも 14 km を下回っていることを確認した。以上から、投棄舵角として、

- スタビレータ：4 deg 以上
- ラダー：5 deg 以上

を決定した。最終的に実験に使用された投棄舵角は、アクチュエータの耐えられるヒンジモーメントの制限内なるべく大きな舵角という要求から、

- スタビレータ：4.7 deg
- ラダー：5.7 deg

となった。

表 38 投棄飛行の結果 (スタビレータ 3 deg の場合)

ケース 番号	内容		投棄舵角 (左, 右, 方向)	到達距離 [km]	ロール スピン	弾道飛行に なった時間
1	ノミナル操舵ケース		(+3, -3, +5)	11.1	○	3.9
2	1 舵故障ケース	中立で固着	(+3, -3, 0)	11.3	○	-
3			(+3, 0, +5)	11.2	○	3.9
4			(0, -3, +5)	11.1	○	5.5
5		逆舵で固着	(+3, -3, -5)	10.7	○	8.3
6			(+3, +3, +5)	10.8	○	3.9
7			(-3, -3, +5)	10.8	○	5.4
8	2 舵故障ケース	中立で固着	(+3, 0, 0)	11.3	○	-
9			(0, -3, 0)	-1.6	*	-
10			(0, 0, +5)	10.8	○	6.2
11		逆舵で固着	(+3, +3, -5)	10.9	○	3.9
12			(-3, -3, -5)	10.8	○	5.4
13			(-3, +3, +5)	10.7	○	8.3
14		中立と逆舵の 組み合わせ	(+3, 0, -5)	10.8	○	6.1
15			(0, -3, -5)	10.5	○	6.9
16			(0, +3, +5)	10.8	○	6.1
17			(+3, +3, 0)	3.7	**	-
18			(-3, -3, 0)	12.6	***	11.2
19			(-3, 0, +5)	10.5	○	6.9
20	投棄指令 反転ケース	右スタビ固着	(+3, +3, 0) → (-3, +3, 0)	11.1	○	-
21		左スタビ固着	(-3, -3, 0) → (-3, +3, 0)	11.5	○	-
22		両スタビ中立	(0, 0, 5) → (0, 0, -5)	10.8	○	6.2

* : ロール回転は一時的に止まる時間帯があるが、ヨースピンに入っている。

** : エレベータ操舵により、ピッチ角が -90° となり、墜落

*** : エレベータ操舵により、ピッチ角が単調増加し、弾道飛行後に墜落

10 位置とびの影響評価

10.1 目的

D-SEND#2 では、気球を用いた飛行実験を行うため、分離位置を制御することができない．そのため、ダウンレンジがどの程度必要となるかわからないため、滑空フェーズとダイブフェーズで実時間経路予測を行い、ダイブフェーズでの荷重倍数コマンド (N_{zc}) を決定する．ここでは、実時間経路予測に対して GPS 受信にかかわる特異な状況に対処する評価を行った．

10.2 解析内容

10.2.1 実時間経路予測機能

実時間経路予測機能について、概略を述べる．詳細は、参考文献 17) を参照されたい．

滑空フェーズとダイブフェーズで、実時間の経路予測を行い、ダイブフェーズ中の N_{zc} とダイブフェーズ終了高度を決定している．経路予測の実行時に、その時点の状態量を初期値として一定の N_{zc} で飛行した場合に、BMS 直上でブーム計測から要求される飛行状態を確立できるか判定を行う． N_{zc} が 0.0 G から -4.0 G までの 0.1 G 刻みで計算を行い、最も良好な飛行状態を確立できる N_{zc} を選択する．

この解を求める上で、実装上の工夫がされている．実時間経路予測機能を含む基準軌道生成機能 (誘導則相当) のタスク処理は 10 Hz で行わなければならないが、設計段階の予測では計算負荷を軽減する必要性が認められた．そのため、本来はダイブフェーズの最初のサイクルのみで経路予測を行いたいところだが、滑空フェーズ終盤とダイブフェーズの初回サイクルで経路予測を行い、必要なタスクを分割することとした．こうすることにより、単純に計算量を半減することが出来る．

滑空フェーズにおける経路予測では、 N_{zc} の初期値を 0.0 G から -4.0 G まで 0.2 G 刻みで、ダイブフェーズでは -0.1 G から -3.9 G まで同じく 0.2 G 刻みで初期値を与える (表 39 参照)．なお分割の方法としては、このような分割の仕方以外にも、前半 (0.0 G から -2.0 G)/後半 (-2.1 G から -4.0 G) 等、様々な方法が考えられる．ここで前述の分割方法を採用したのは、飛行途中 GPS の捕捉衛星が変化し、位置情報が不連続となる可能性や、場合によっては滑空フェーズが存在しない状況 (分離から BMS までの距離が最小レンジ以下の場合には起こり得る) に対処するためである．本来は滑空フェーズで求めた N_{zc} が採用されるケースで、GPS の位置とびや滑空フェーズのスキップが発生し、滑空フェーズで経路予測が全く行われなくなったとしても、ダイブフェーズの経路予測において、予測精度があまり劣化しない N_{zc} を選択出来る．一例を挙げると、最適な N_{zc} が滑空フェーズで得られる -1.0 G だった場合、ここで採用した手法では、ダイブフェーズにおいて -0.9 G あるいは -1.1 G の N_{zc} が得られるが、例えば前半/後半で分けてしまうと、得られる N_{zc} は -2.1 G となり、最適性が低下してしまう．

なお滑空フェーズでの経路予測計算は、複数回実行するように設計してある．滑空フェーズからダイブフェーズへの移行は、BMS までの距離が基準軌道生成機能が計算した値を下回ったところで移行する．そこで、航法系のランダム誤差を考慮して、滑空フェーズの残りのダウンレンジが基準軌道生成機能の 1 サイクル間に進んだ距離の 6 倍よりも小さい場合には、経路予測計算を実行するよう設計した．これにより、航法系の誤差が著しく大きくない場合には、滑空フェーズで経路予測計算を 5 回実行し、最新の値を更新し続ける．その後ダイブフェーズの最初のサイクルで計算した結果と比較して、最適な N_{zc} を選択するようになっている．

表 39 経路予測計算の分割方法 (○：計算実施，×：不実施)

$N_{zc}[\text{G}]$	0.0	-0.1	-0.2	-0.3	...	-3.7	-3.8	-3.9	-4.0
滑空フェーズ	○	×	○	×	...	×	○	×	○
ダイブフェーズ	×	○	×	○	...	○	×	○	×

10.2.2 GPS 位置とびモデル

GPS の位置とびにより問題が生じるケースは、滑空フェーズでの経路予測が行われないケースである．通常 5 回実行される経路予測計算が飛ばされるためには、ダウンレンジ方向の速度 (機体速度 $\times \cos$ 経路角) $\times 6$ サイクルよりも位置とびが大きい必要がある．そこで MCS の結果を基に、この位置とびの大きさを 200 m と設定した．その上で、

滑空フェーズの終了間際で経路予測が始まる前のステップに、この位置とびを進行方向に加えることで滑空フェーズの経路予測をスキップする状況を模擬してシミュレーションを行うこととした。

10.2.3 検討結果

位置とびが発生する場合として、以下の 2 ケースについて、滑空フェーズの経路予測を完全にスキップしてもミッション達成に影響がないか確認する。

- a) 通常はダイブフェーズの解が採用されるケース
- b) 通常は滑空フェーズの解が採用されるケース

機能検証試験を行った結果を表 40 に示す。ケース A では、位置とびに関わらず同一のコマンドが選択された。また、経路予測のもう一つの出力結果であるフェーズ切り替え高度も一致することを確認した。ケース B では、 N_{zc} として最良の -2.2 G の代わりに、その近傍の値として -2.1 G が選択され、妥当な結果となっている。このコマンドに基づいた飛行でも影響は殆どなく (図 68 参照)、ミッション成功を達成している。

以上の結果から、誘導制御則実装上の意図通り、GPS の位置とびによる影響が小さく抑えられていることが確認できた。

表 40 GPS 位置とびに対する機能検証試験結果

ケース	位置とびなし		位置とびあり		結果
	$N_{zc}[\text{G}]$	ダイブフェーズ終了高度 [m]	$N_{zc}[\text{G}]$	ダイブフェーズ終了高度 [m]	
A	-2.1	10 862.8	-2.1	10 862.8	両ケース一致
B	-2.2	11 087.5	-2.1	11 200.8	両ケース成功

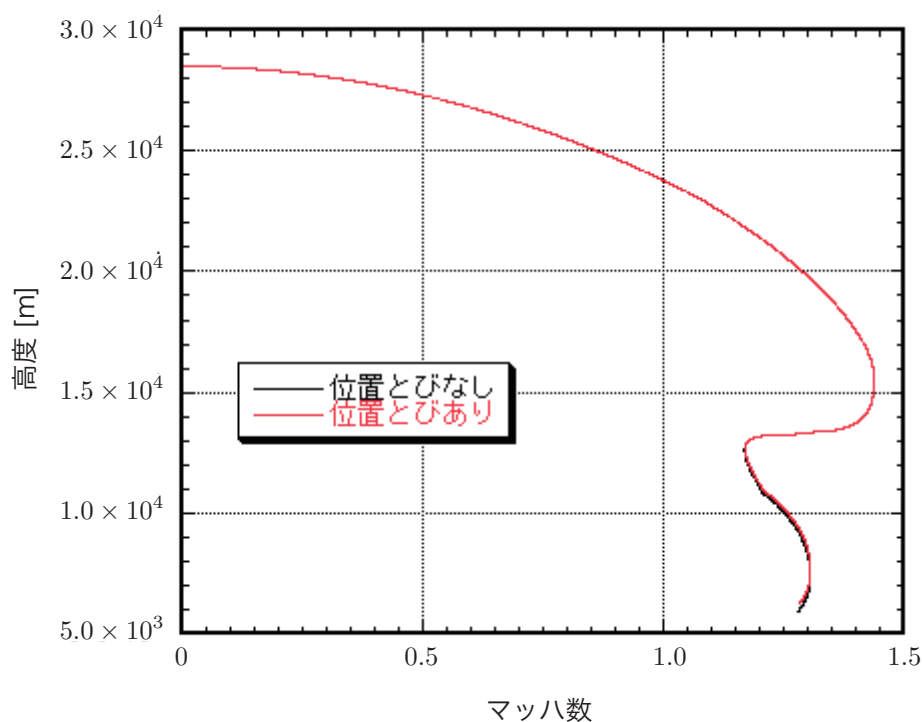


図 68 ケース B の結果比較 (高度-マッハ数)

11 低高度分離解析

11.1 目的

飛行実験では、気象予測データを元に気球の軌道を予測し、所望の位置と高度を実現できる可能性が高い場合に飛行実験を実施する。しかし、実際に打ち上げ後、気球が予測通り飛行するとは限らず、十分な高度に達する前にZnone B から外へ出てしまう可能性もある。そこで低高度で機体を分離した場合に、飛行実験を続けるか、速やかに投棄コマンドを送り実験を中止するかを判定するために、低高度分離ケースについての解析を行う。

11.2 解析手法

分離許容高度域 (27–30 km) と同様に、高度 15–27 km について高度 3 km 毎に 3 000 ケースの MCS 評価を行い、その結果から投棄コマンド送信の判定を行う。

11.3 解析結果

各高度域での MCS の結果を表 41 に示す。

高度 24 km 以下では成功ケースがないため、分離後即投棄と判断してよいものと考えられる。この原因は、誘導則の設計の際に分離高度 26 km までしか対応していないためと考えられる。これ以下の高度で分離された場合には、姿勢制御機能は 26 km で分離されたものとして生成された経路を追従することになるため、制御不能に陥るものと推測される。

表 41 各高度における MCS の結果 (%)

分離高度域 (km)	15–18	18–21	21–24	24–27
計測成功	0.0	0.0	0.0	46.0
計測不良	0.0	0.0	0.0	5.3
制限超過	0.0	0.0	3.6	22.0
飛行不良	100.0	100.0	96.4	26.7

高度 24–27 km で分離されたケースの内訳を表 42 に示す。分離高度が下がるにつれて、成功率が低下するのは明らかである。この高度域で分離された場合には、ミッション継続は他の要因で決定することになると考えられる。

表 42 高度 24–27 km 分離の MCS 結果 (%)

分離高度 (km)	24–25	25–26	26–27
計測成功	15.10	50.95	64.74
計測不良	1.78	8.10	5.41
制限超過	45.78	15.81	9.74
飛行不良	37.34	25.14	20.11

以上から、高度 24 km 以下で分離せざるを得ない場合には、速やかに投棄コマンドを送信することとなった。

12 落下分散評価

12.1 目的

飛行実験終了後、接地した機体を回収することとなっていた。D-SEND#2 ではノミナル経路が存在せず、したがって飛行実験が行われるまで、落下分散域の検討に強い影響を与える通信途絶 (ロックオフ) 時点の飛行状態 (高度, 速度, 経路角) は未知となる。一方で機体回収計画立案の観点からは、低精度であっても落下分散域に関する情報が必要である。そこで本解析では、投棄解析の初期値を基準として落下分散域を設定する。

12.2 解析内容

1000 ケースの MCS を実施し、計測フェーズ終了時の飛行状態を図 69 -図 70 に示す。これらの図から、投棄開始時の高度の平均は 5000 m 付近であると考えられる。図 1 からわかるとおり、原点付近の追跡レーダーから設置点 (BMS から 14 km 以内) は最大で 70 km 未満である。追跡レーダーから仰角 3 deg まで追跡できるとすると、70 km 先で高度約 4.0 km まで追跡できると考えられるため、落下分散を評価する初期値として高度 5 km を設定するのは安全側の評価だと考えられる。

速度と経路角の組み合わせとして、図 70 から、赤点で示した 4 点を選択し、この位置から影響の強いと思われる誤差を加えたシミュレーションを行い、落下分散域を RSS(Root Sum Square) により評価した。誤差として、定常風、大気密度 (正負の両側)、 C_D の基本特性誤差 (正負の両側) を考慮した。ただし定常風については風向を考慮せず、安全側の評価として、風速のみ (向かい風と背風 (ダウンレンジ方向)、横風 (クロスレンジ方向)) 考慮している。

落下分散域の評価結果を表 43 にまとめる。初期条件の組み合わせとして、No.4 が卓越しているのが一目瞭然である。ダウンレンジ方向に対しては誤差の効きが異なるため、正負で異なった値となる。クロスレンジ方向については定常風のみが寄与するため、正負同一の値となる。

以上をまとめると、落下分散域としてはダウンレンジ方向 985 m、クロスレンジ方向 688 m の長方形 (図 71 参照) となる。

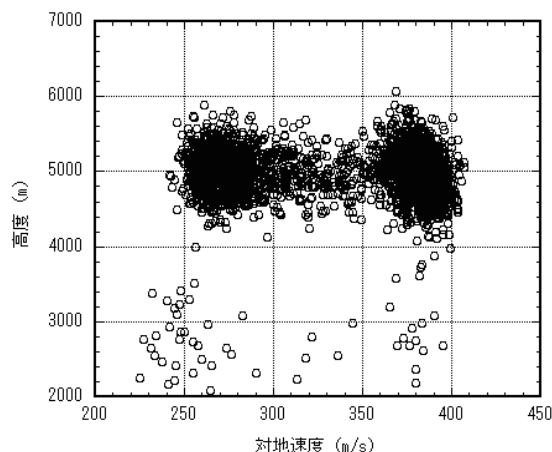


図 69 計測フェーズ終了時の高度と速度

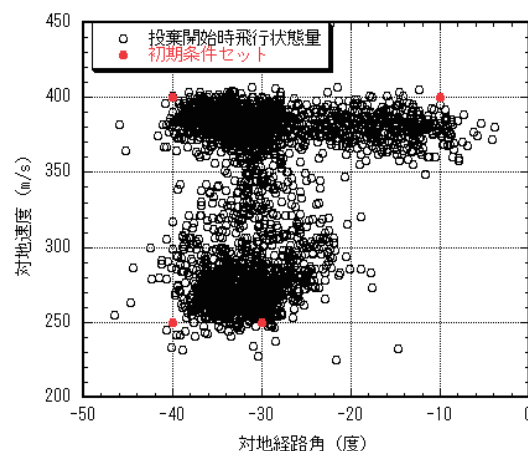


図 70 計測フェーズ終了時の経路角とマッハ数

表 43 落下分散域の評価結果

No.	初期値		ダウンレンジ (m)	クロスレンジ (m)
	速度 (m/s)	経路角 (deg)		
1	400	-40	+123/-153	±130
2	250	-40	+110/-148	±109
3	250	-30	+145/-206	±133
4	400	-10	+502/-483	±344

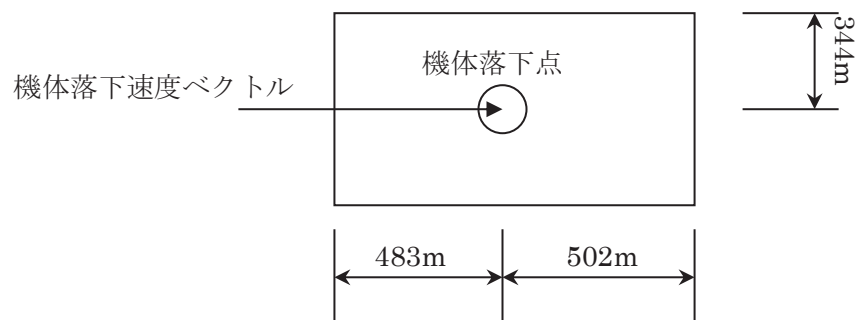


図 71 落下分散域

13 ADS 模擬精度不足の評価

13.1 目的

実機の ADS センサ出力は、各ピトー管の圧力であり、これを元に搭載計算機で迎角や横滑り角などの状態量に変換する。その変換式について、JAXA のシミュレーションでは十分模擬できていないため、OFP が使用するマッハ数の特性に違いがある。そこでこのマッハ数の模擬を行い、飛行に影響がないことを評価する。

13.2 解析内容

フィジカルシミュレーション試験で、搭載計算機 (FLCC) とシミュレーション用計算機を接続してシミュレーションを実施し、飛行中を模擬した環境で FLCC の挙動を模擬したところ、マッハ 1 通過時にマッハ数の計測誤差が増大していることが判明した。このときの様子を図 72 に示す。このプロットでは、シミュレーション環境の真値 (黒線) と比較して、OFP の出力 (赤線) はマッハ 1 前後で誤差が大きくなっていることが確認できる。

この現象を以下の通りモデル化した。

$$M_m = \begin{cases} 0.95 & 0.95 < M_m < 1.05 \\ M_m & \text{otherwise} \end{cases} \quad (5)$$

ただし、 M_m は OFP 内で計算されたマッハ数の計測値である。このモデルの結果例を図 73 に示す。

以上のモデルを組み込んで、モンテカルロシミュレーション (MCS) 評価を行った。その結果を表 44 に示す^{*3}。いずれの結果も、ランダム誤差をなしとしたケースである。結果はやや良好になっているが、0.5% 程度の変動なので、ほぼ結果に影響がないと考えられる。

14 まとめ

本稿では、D-SEND#2 の誘導制御系の評価について報告した。

^{*3} ただし、最終版の誘導制御系を使用していないため、5 章の結果とは異なる。

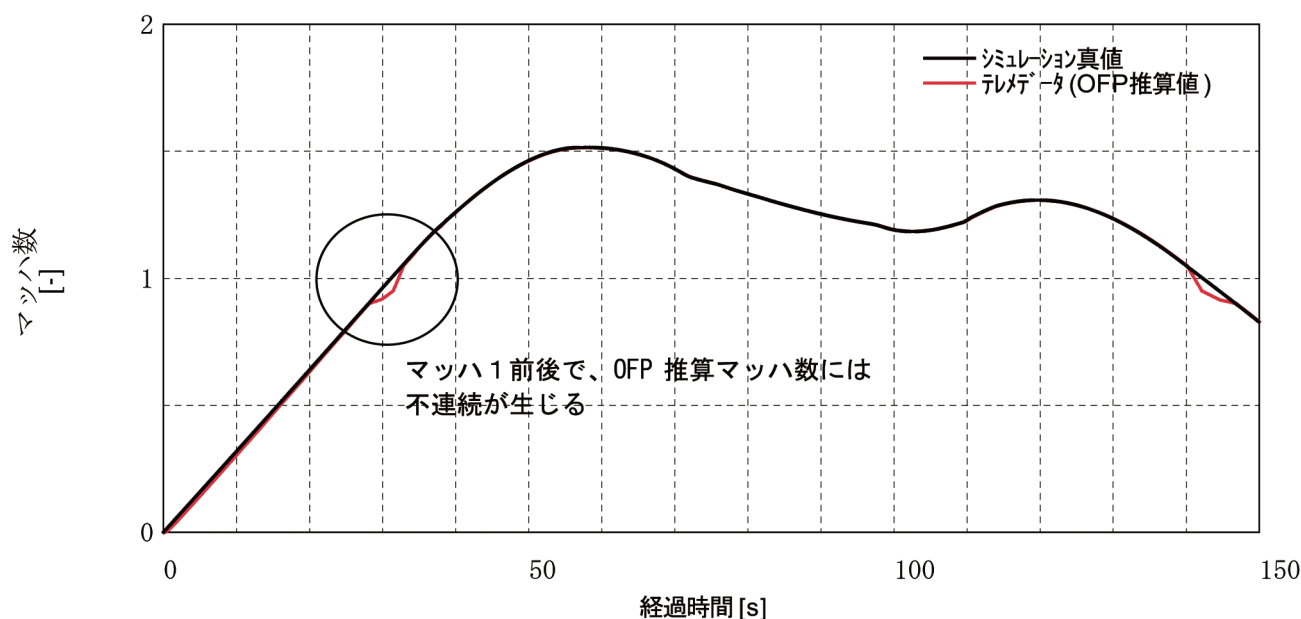


図 72 マッハ数誤差増大現象

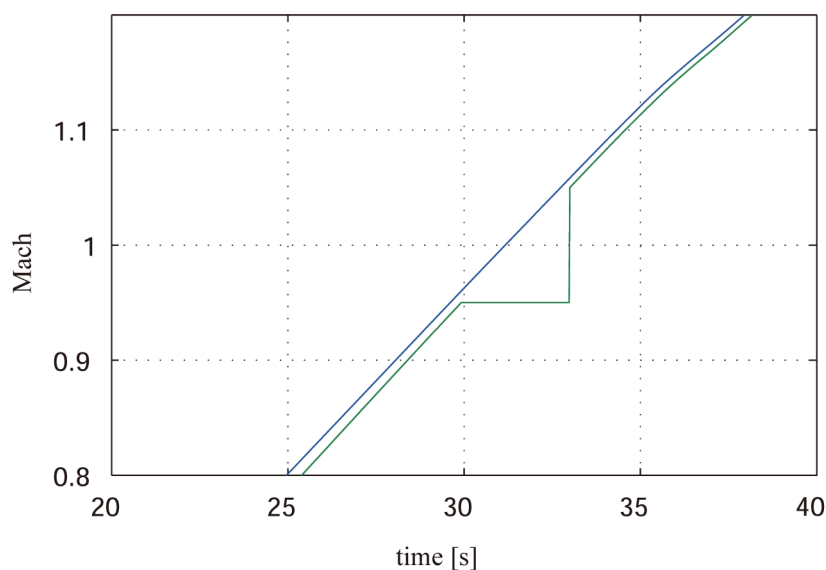


図 73 マッハ数誤差増大モデル (青線：真値，緑線：計測値)

第一部では、誘導制御系の安定性および有効性の評価について述べた。標準的な手法である単独誤差解析により、一部の空力モデル誤差や A_z センサの誤差がミッション成功への感度の高いパラメータであることが判明した。線形解析により安定性の評価を行い、要求を満たしていることを確認した。さらに高周波領域でのゲインを評価することで、風見安定が非常に強い機体の特性を明らかにした。センサループを切断した線形解析や誤差あり線形解析といった標準的にはあまり行われない解析を行うことで、MCS で注意を払うべき誤差を明らかにした。MCS により、他の評価手法では評価できないミッション成功率について評価を行い、要求条件を満たしていることを確認した。また、設計中に発生していた飛行不良ケースに着目し、分離位置の感度が高いケースがあることを明らかにした。以上の結果から、設計した誘導制御系はミッション遂行に十分な性能を有していると結論付けた。

第二部では、実験を行う上で、誘導制御系の観点から運用上制限すべき条件や考慮すべき条件について評価した結

表 44 マッハ数誤差増大モデルの MCS 評価結果

項目	通常モデル	マッハ数誤差増大モデル
飛行不良	2803	2819
制限超過	65	72
計測不良	131	108
計測成功	1	1

果を述べた。風判定評価では、打ち上げ前の気象条件から誘導制御系として十分なミッション成功率を確保できるかどうかを明らかにして、実験の GO/NO GO 判定に用いる基準を作成した。分離耐性評価では、分離時点での機体の状態量から、分離を待つべき条件を整理した。運用マップでは、気球を打ち上げた後に所望の条件にならなかった場合に、最善の実験条件を判断するための条件を整理して分離判断に活用できるようにまとめた。以上の評価結果から、実際の飛行実験に際して必要な判断基準が明確になった。

第三部では、飛行実験を行ううえで必要となったさまざまな評価について述べた。投棄解析では、投棄フェーズで速やかに機体がスピン状態に入るかどうかを検討した。位置とびの影響評価では、航法系が受信している GPS 衛星数の変化などにより急激な位置の不連続が発生した場合でも、誘導則の経路予測機能が設計の意図通り機能することを確認した。低高度分離解析では、気球の軌道が予測と大きく異なり、予定よりも低い高度で分離せざるを得なくなった場合の対応方法について整理した。落下分散評価では、投棄後の機体回収の搜索範囲を明らかにし、回収計画策定に活用した。ADS 模擬精度不足の評価では、マッハ 1 前後で生じるマッハ数計測値の誤差が拡大する現象により、誘導制御系に異常が生じないことを確認した。以上の評価により、飛行実験の成功に必要な安全確保、計画立案、特殊条件へ対策などに必要な検討を行い、飛行実験の成功に資することができた。

数学モデルを活用して評価を行うことは、世界的な潮流となっており、今回の評価手法もその流れに沿ったものである。しかしながら、不確定性の高い気球実験ということもあり、従来の手法と比べて一段と数学モデルの活用を進め、非常に多角的な評価を行ったことに特徴がある。

なお、本プロジェクトで開発した誘導制御系は飛行に複雑であり、実装用ソフトウェアの検証方法にも工夫が必要であった。検証方法について、Appendix F にまとめた。

参考文献

- 1) Masahisa Honda and Kenji Yoshida. D-SEND project for low sonic boom design technology. *28th International Congress of the Aeronautical Sciences*, pp. 2012–1.2, 2012.
- 2) 二宮哲次郎, 鈴木広一, 川口純一郎. D-SEND#2 の制御系設計. JAXA-RR-17-11, JAXA, 2018.
- 3) 二宮哲次郎, 鈴木広一, 川口純一郎. D-SEND#2 の誘導制御系評価. 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 65, No. 1, pp. 10–16, 2017.
- 4) Robert F Stengel, Laura R Ray, and Christopher I Marrison. Probabilistic evaluation of control system robustness. *International journal of systems science*, Vol. 26, No. 7, pp. 1363–1382, 1995.
- 5) Toshikazu Motoda, Robert F Stengel, and Yoshikazu Miyazawa. Robust control system design using simulated annealing. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 25, No. 2, pp. 267–274, 2002.
- 6) Marcello R Napolitano, Younghwan An, and Brad A Seanor. A fault tolerant flight control system for sensor and actuator failures using neural networks. *Aircraft Design*, Vol. 3, No. 2, pp. 103–128, 2000.
- 7) Anusha Mujumdar, Prathyush Purushothama Menon, Christophe Roux, and Samir Bennani. Cross-entropy based probabilistic analysis of vega launcher performance. In *Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control*, pp. 719–737. Springer, 2015.
- 8) Andres Marcos, Samir Bennani, Christophe Roux, and Monica Valli. Lpv modeling and lft uncertainty identification for robust analysis: application to the vega launcher during atmospheric phase. *IFAC-PapersOnLine*, Vol. 48, No. 26, pp. 115–120, 2015.

- 9) (CIRA) Corrado, G. (CIRA) Cuciniello, E. (CIRA) Filippone, G. (CIRA) Morani, F. (CIRA) Nebula, M. (CIRA) Russo, and A. (CIRA) Vitale. CIRA TECHNOLOGIES AND FLIGHT TEST RESULTS FOR INNOVATIVE GN&C SYSTEMS IN TERMINAL AREA ENERGY MANAGEMENT. In *7th International ESA Conference on Guidance, Navigation & Control Systems*, 2008.
- 10) NAL/NASDAHOPE 共同研究チーム HOPE-X グループ高速飛行実証班. 高速飛行実証フェーズ II. JAXA-RR-04-026, JAXA, 2005.
- 11) U Tancredi, M Grassi, F Corrado, E Filippone, R Palumbo, and M Russo. A NOVEL METHOD FOR FLIGHT CONTROL LAWS ROBUSTNESS ANALYSIS OVER UNSTEADY TRAJECTORIES. In *IFAC Proceedings Volumes*, 2007.
- 12) Federico Corrado, Edoardo Filippone, Michelangelo Russo, and Gianfranco Morani. a Monte Carlo Based Analysis for Usv Ftb1 Dtft Mission Validation. In *14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, pp. 1-9, 2006.
- 13) 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, JAXA, 2004.
- 14) Tetsujiro Ninomiya, Hirokazu Suzuki, and Taro Tsukamoto. Evaluation of Guidance and Control Systems of a Balloon-Launched Drop-Test Vehicle. *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 43, No. 6, pp. 1423-1426, Nov 2006.
- 15) 川口純一郎, 鈴木広一, 二宮哲次郎, 富田博史. 低ブーム設計概念実証フェーズ 2(D-SEND#2) 飛行シミュレーションモデル. JAXA-RR-17-006, JAXA, 2018.
- 16) 鈴木広一. D-SEND#2 の経路設計について. JAXA-RR-15-002, JAXA, 2015.
- 17) 鈴木広一, 二宮哲次郎. D-SEND#2 の基準軌道生成機能について. JAXA-RR-16-003, JAXA, 2016.
- 18) Bandu N Pamadi. *Performance, stability, dynamics, and control of airplanes 3rd ed.* American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA, 2015.
- 19) 基礎統計学 I 統計学入門. 東京大学出版会, 1991.

Appendix

A 誤差モデル

誤差モデルの一覧を表 45 に示した。詳細な値やノミナル値については、参考文献 15) を参照のこと。

表 45 誤差モデル

種類	項目	記号	数	分布
質量特性	質量	m	1	一様
	慣性特性	$I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xz}$	4	正規
	重心位置	X_{cg}, Y_{cg}, Z_{cg}	3	一様
空力特性	基本特性	C_L, C_D, C_m	3	正規
	非対称誤差	C_Y, C_l, C_n	3	正規
	舵効き誤差	$C_{L\delta e}, C_{D\delta e}, C_{m\delta e}$	3	正規
		$C_{L\delta a}, C_{m\delta a},$ $C_{Y\delta a}, C_{l\delta a}, C_{n\delta a}$	5	正規
		$C_{Y\delta r}, C_{l\delta r}, C_{n\delta r}$	3	正規
	静安定微係数	$C_{L\alpha}, C_{m\alpha},$ $C_{Y\beta}, C_{l\beta}, C_{n\beta}$	7	正規
	動安定微係数	$C_{mq}, C_{lp}, C_{np},$ C_{lr}, C_{nr}	5	正規
	ヒンジモーメント	C_{hs}, C_{hr}	2	正規
センサ	EGI ^a	X, Y, Z, u, v, w $\phi, \theta, \psi, p, q, r$ install position, angle	18	正規
	ADS	Mach, α, β, Q	19	正規
	Az センサ	A_z , 取り付け角, 変形量	9	正規
初期状態	状態変数	X, Y, Z, u, v, w $\phi, \theta, \psi, p, q, r$	10	正規/ 一様
	懸吊角度	$\phi_{hang}, \theta_{hang}, \psi_{hang}$	3	正規
環境条件	大気モデル ^b	σ_p, σ_T	2	正規
	風モデル ^b	σ_{wind}	1	正規

^a Embedded GPS INS

^b 17 層の気圧高度と大気温度のモデル

^c 17 層の水平風のモデル

B 線形解析

B.1 解析モデル

線形解析では，縦系と横・方向系に分けて解析を実施した．縦系の運動方程式は，以下の通りモデル化した．
フェーズ 2

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = A_{lon} \begin{bmatrix} u \\ w \\ \theta \\ q \end{bmatrix} + B_{lon} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (6)$$

フェーズ 2 以外

$$\begin{bmatrix} \dot{w} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = A_{lon} \begin{bmatrix} w \\ \theta \\ q \end{bmatrix} + B_{lon} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (7)$$

横・方向系については，以下の通りモデル化した．

横・方向制御フェーズ 1

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = A_{lat} \begin{bmatrix} v \\ \phi \\ \psi \\ p \\ r \end{bmatrix} + B_{lat} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (8)$$

横・方向制御フェーズ 1 以外

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{\phi} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = A_{lat} \begin{bmatrix} v \\ \phi \\ p \\ r \end{bmatrix} + B_{lat} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (9)$$

B.2 線形モデルのブロック図

線形解析では，縦と横・方向系を分離した上で，フェーズごとに分類して線形解析を行った．

B.2.1 縦運動

以下に，縦運動に関する線形モデルの Matlab Simulink モデルをブロック図で示す．なお，複数のフェーズで共通して使われるモジュールについては，後にまとめて示す．

フェーズ 1

フェーズ 1 の縦運動の線形モデルを図 74 -図 79 に示した．

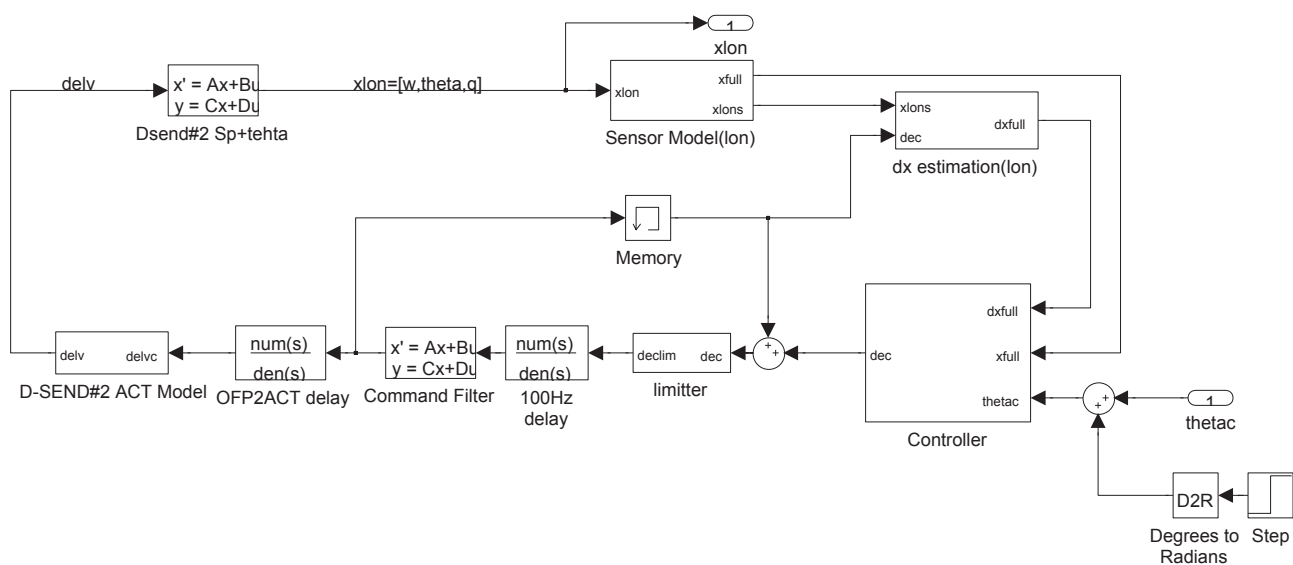


図 74 フェーズ 1 縦運動の線形モデル (全体)

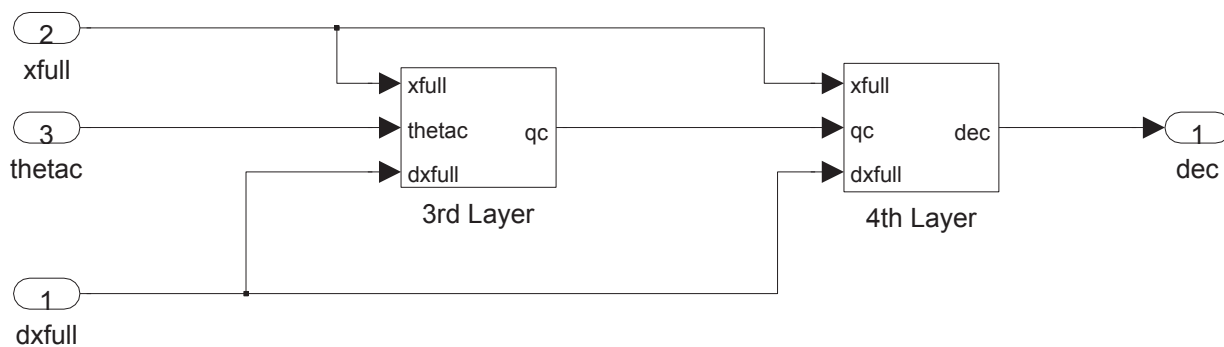


図 75 フェーズ 1 縦運動の線形モデル (制御系全体)

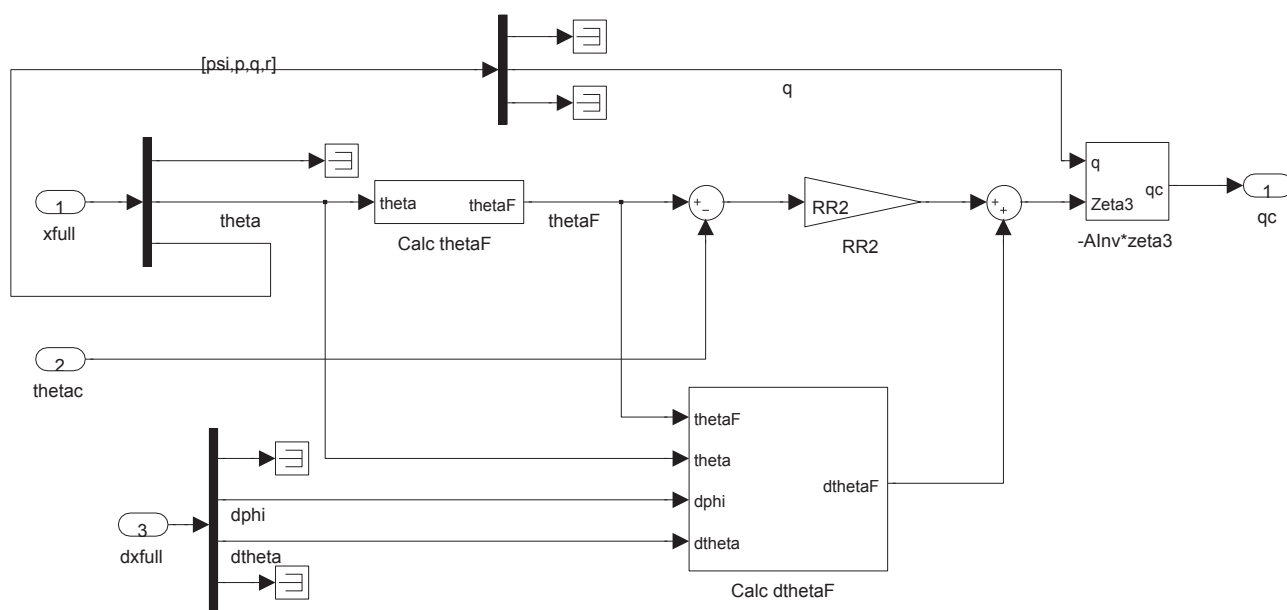


図 76 フェーズ 1 縦運動の線形モデル (制御系第 3 階層)

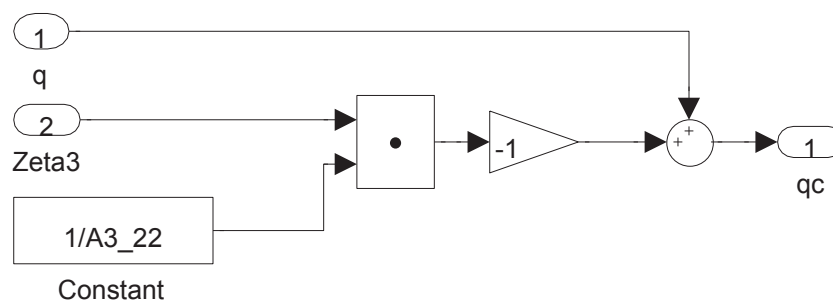


図 77 フェーズ 1 縦運動の線形モデル (制御系第 3 階層逆行列計算)

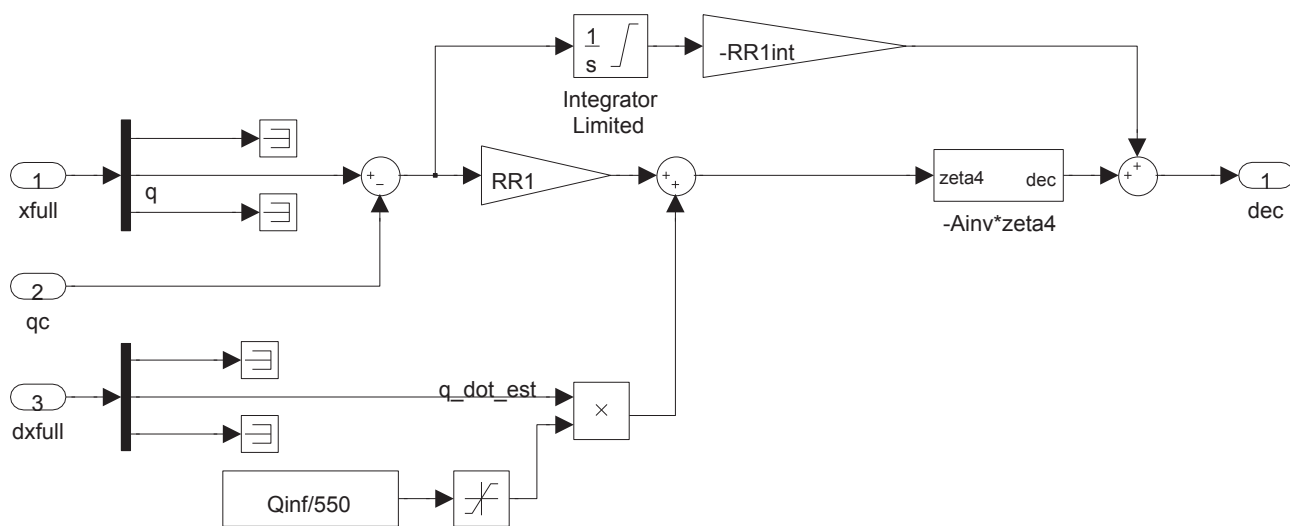


図 78 フェーズ 1 縦運動の線形モデル (制御系第 4 階層)

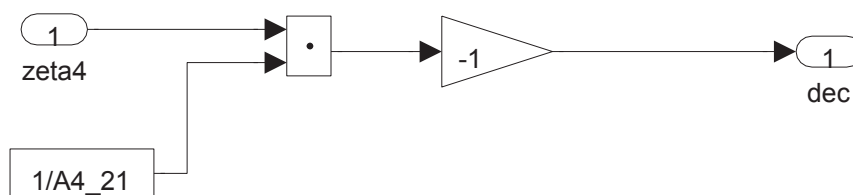


図 79 フェーズ 1 縦運動の線形モデル (制御系第 4 階層逆行列計算)

フェーズ2

フェーズ 2 の縦運動の線形モデルを図 80 - 図 83 に示した.

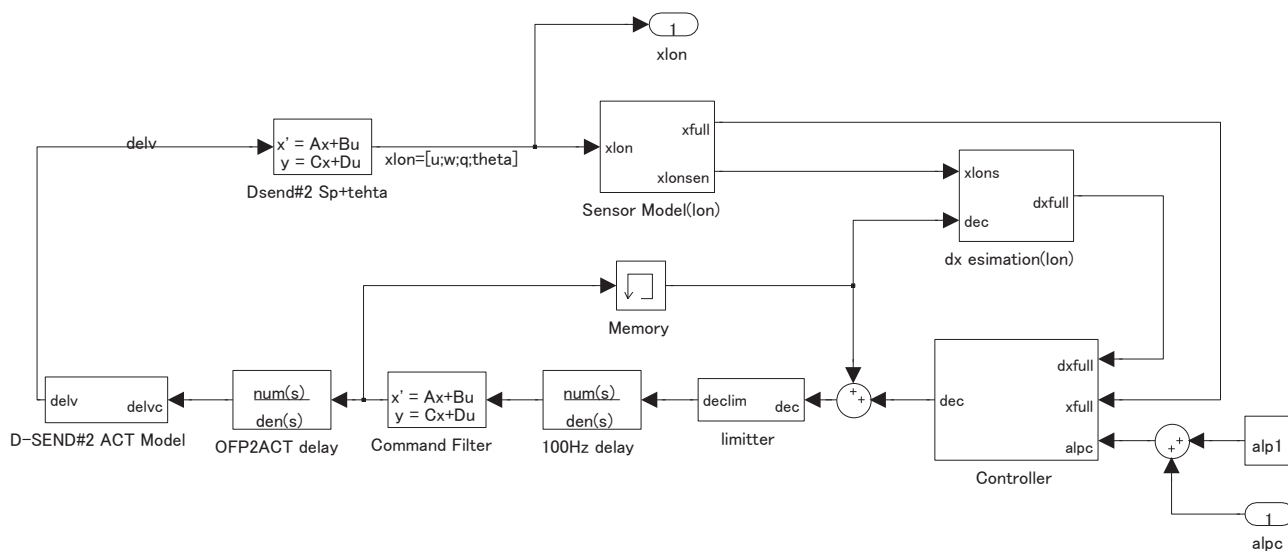


図 80 フェーズ 2 縦運動の線形モデル (全体)

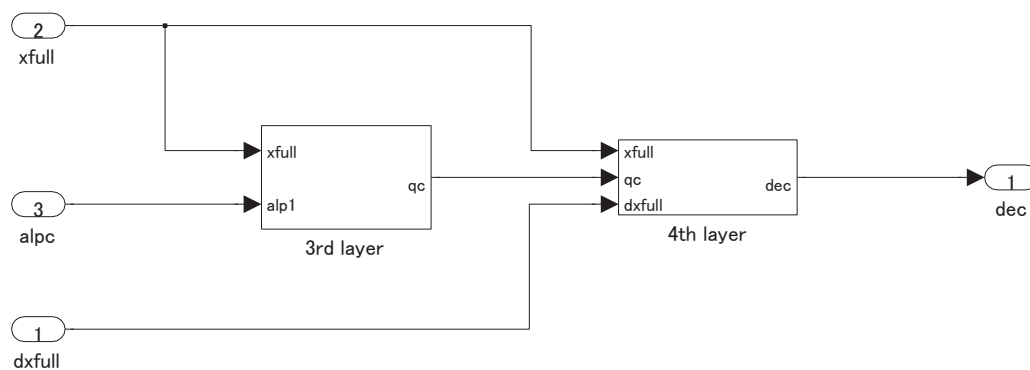


図 81 フェーズ 2 縦運動の線形モデル (制御系全体)

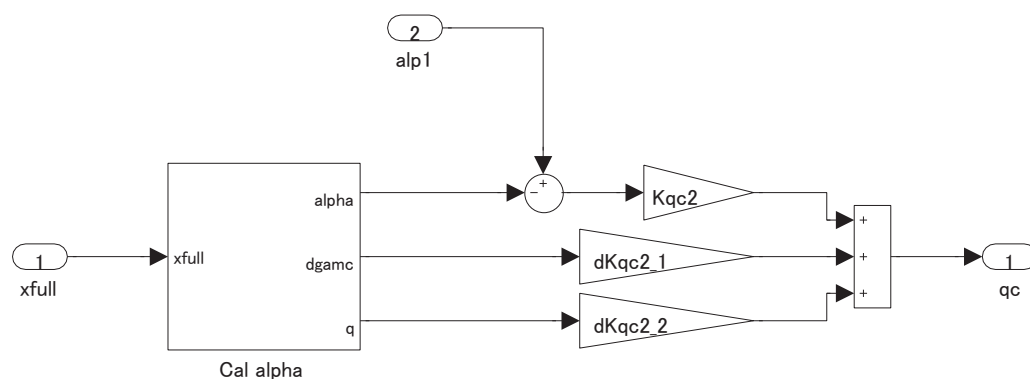


図 82 フェーズ 2 縦運動の線形モデル (制御系第 3 階層)

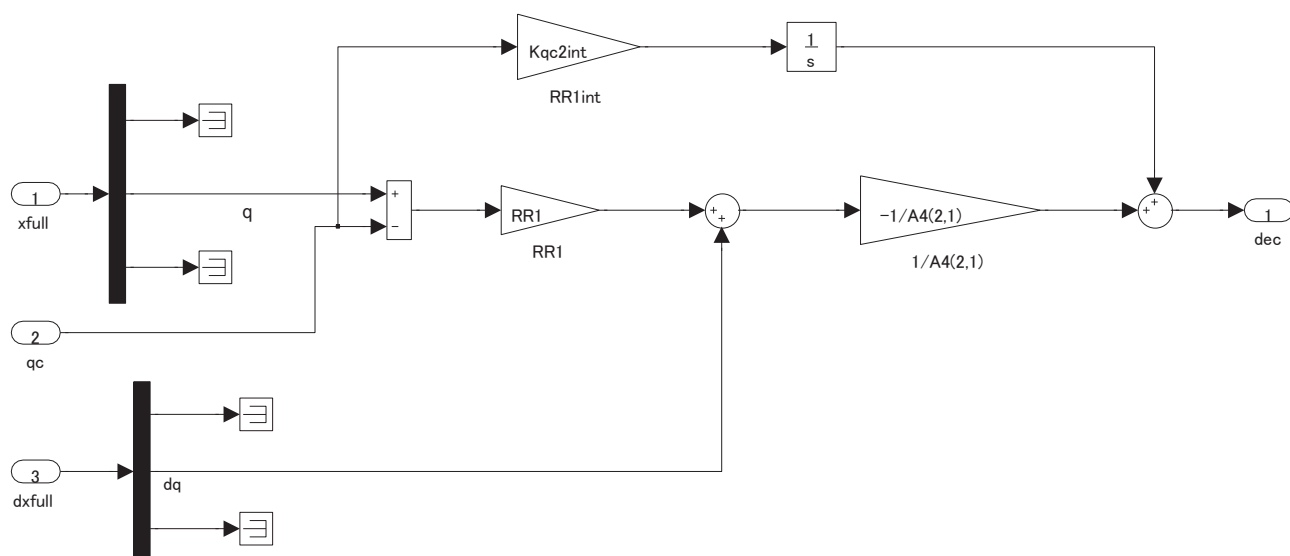


図 83 フェーズ 2 縦運動の線形モデル (制御系第 4 階層)

フェーズ 3

フェーズ 3 の縦運動の線形モデルを図 84 -図 89 に示した。

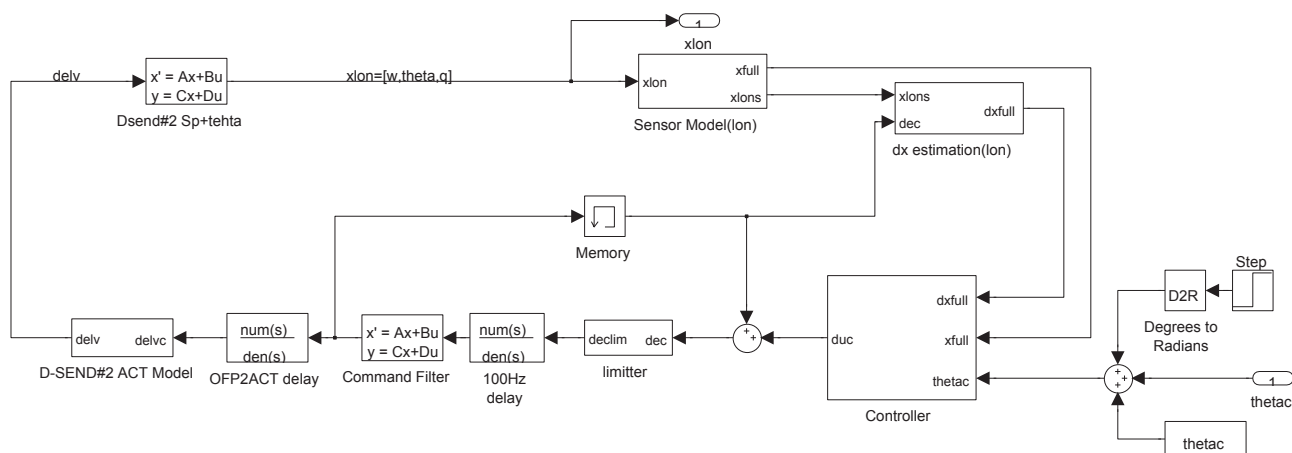


図 84 フェーズ 3 縦運動の線形モデル (全体)

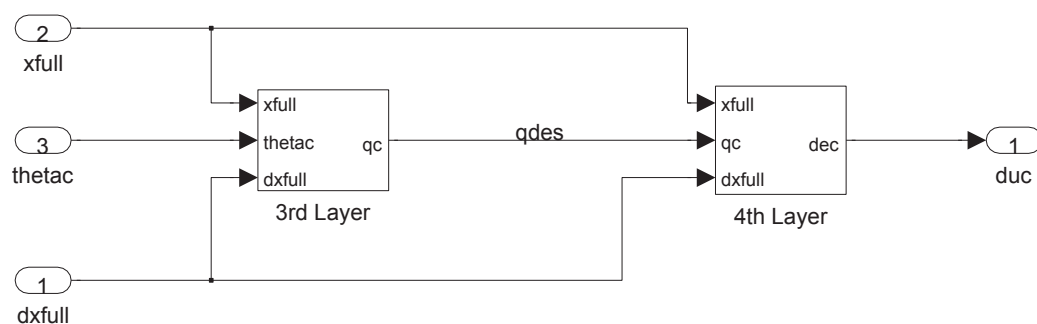


図 85 フェーズ 3 縦運動の線形モデル (制御系全体)

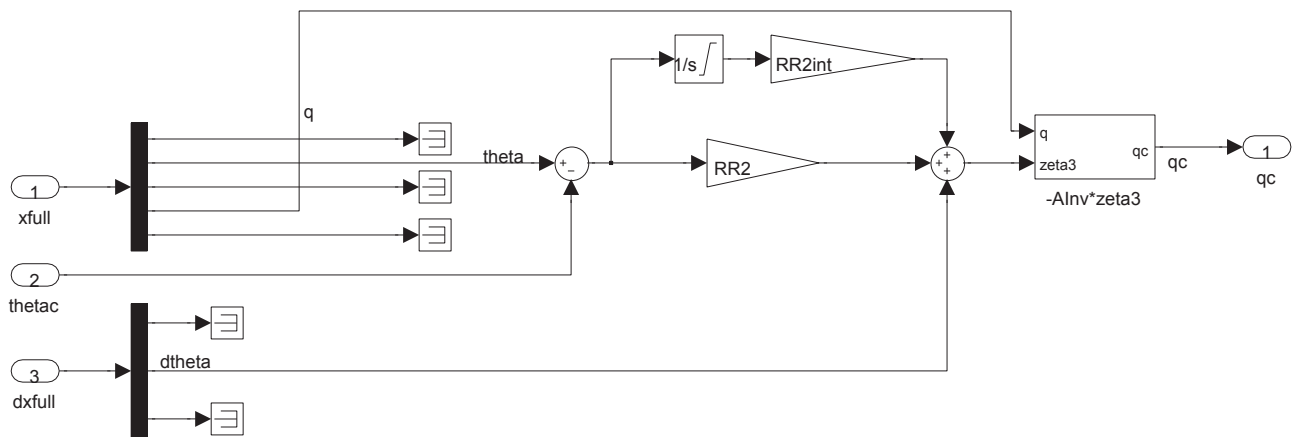


図 86 フェーズ 3 縦運動の線形モデル (制御系第 3 階層)

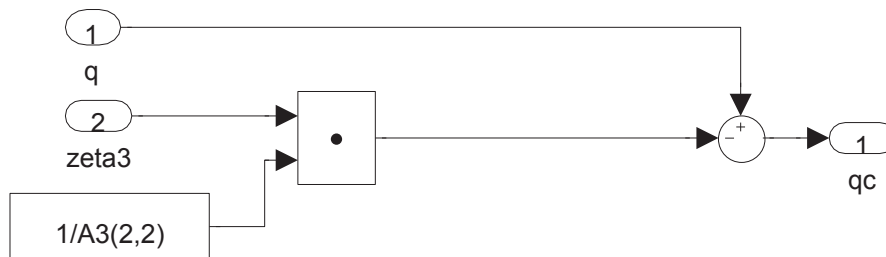


図 87 フェーズ 3 縦運動の線形モデル (制御系第 3 階層逆行列計算)

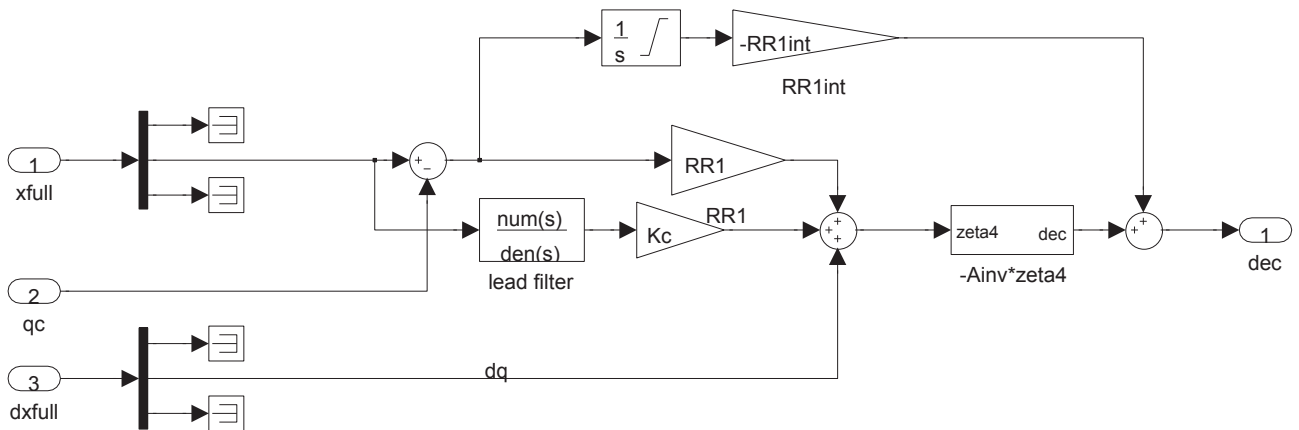


図 88 フェーズ 3 縦運動の線形モデル (制御系第 4 階層)

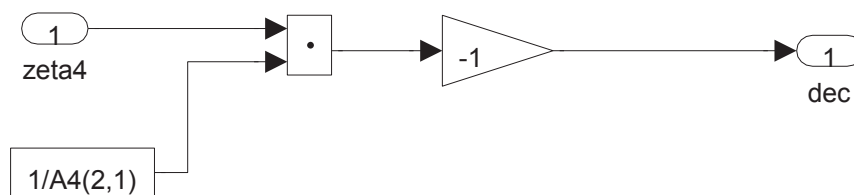


図 89 フェーズ 3 縦運動の線形モデル (制御系第 4 階層逆行列計算)

フェーズ 4,5

フェーズ 4,5 の縦運動の線形モデルを図 90 -図 93 に示した.

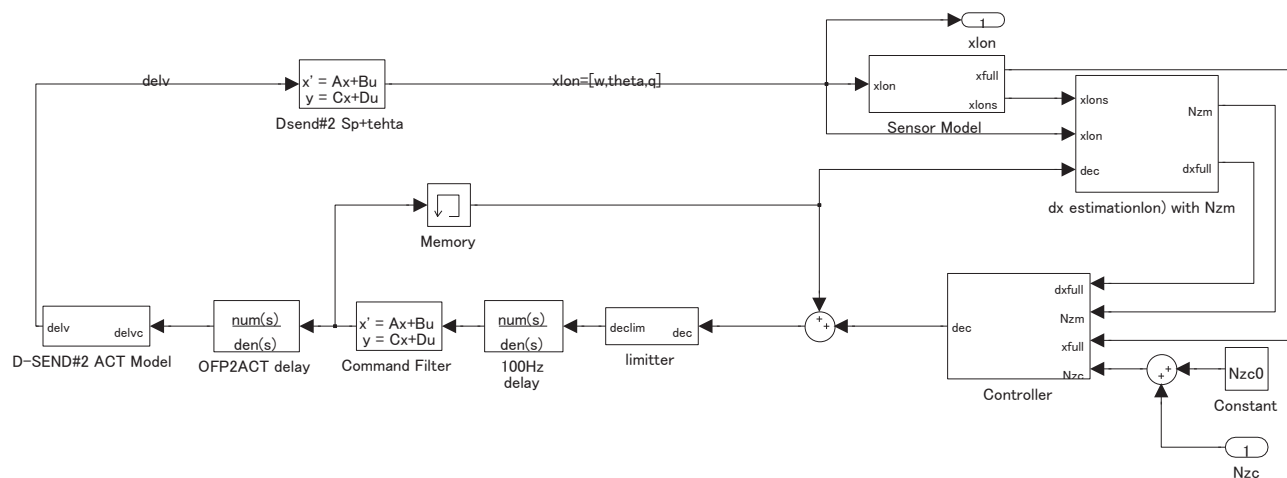


図 90 フェーズ 4,5 縦運動の線形モデル (全体)

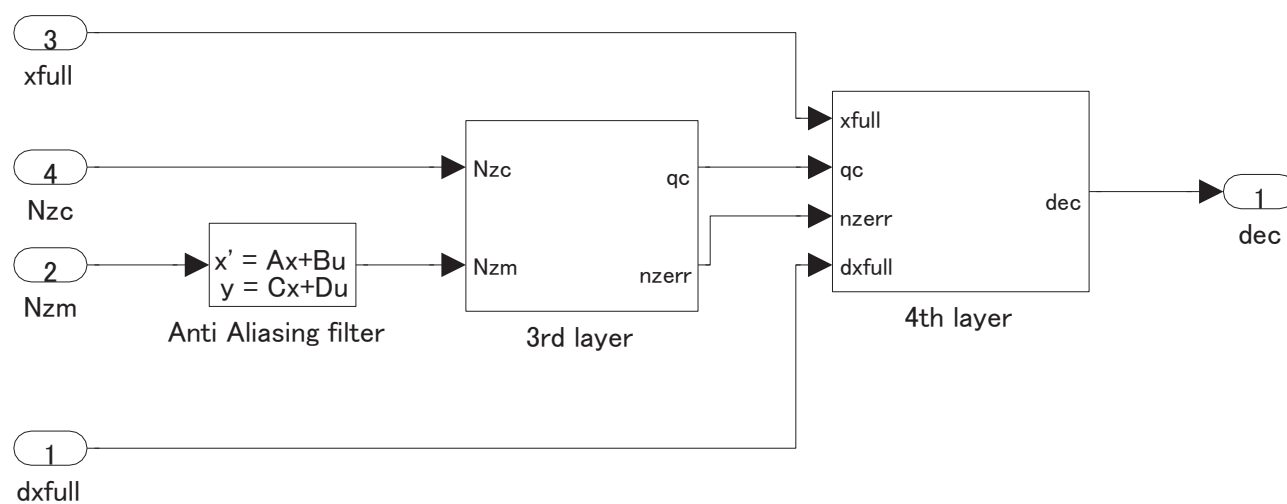


図 91 フェーズ 4,5 縦運動の線形モデル (制御系全体)

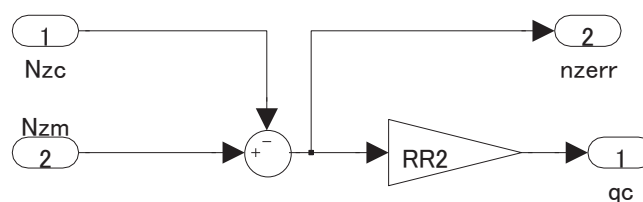


図 92 フェーズ 4,5 縦運動の線形モデル (制御系第 3 階層)

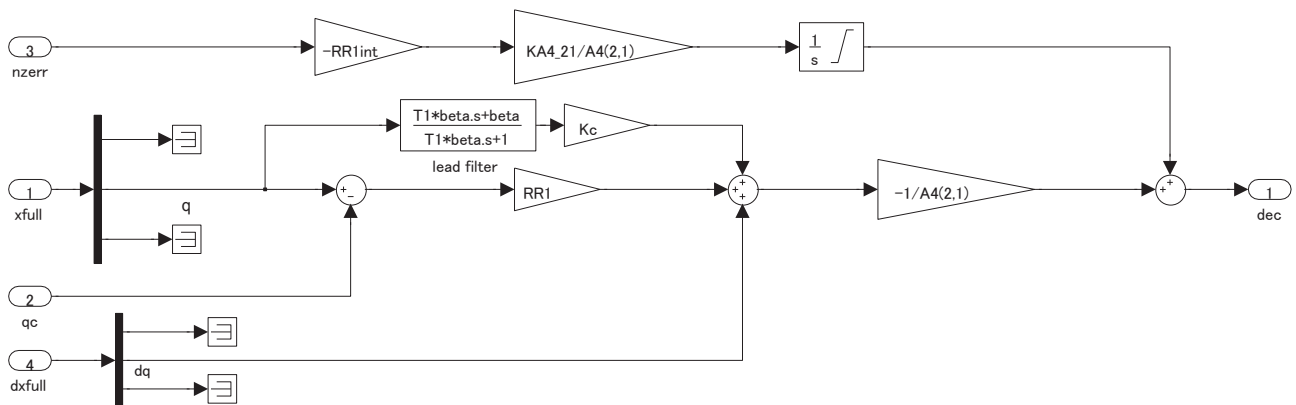


図 93 フェーズ 4,5 縦運動の線形モデル (制御系第 4 階層)

B.2.2 横・方向運動

横・方向制御フェーズ 1

横・方向制御フェーズ 1 の横・方向運動の線形モデルを図 94 –図 99 に示した。

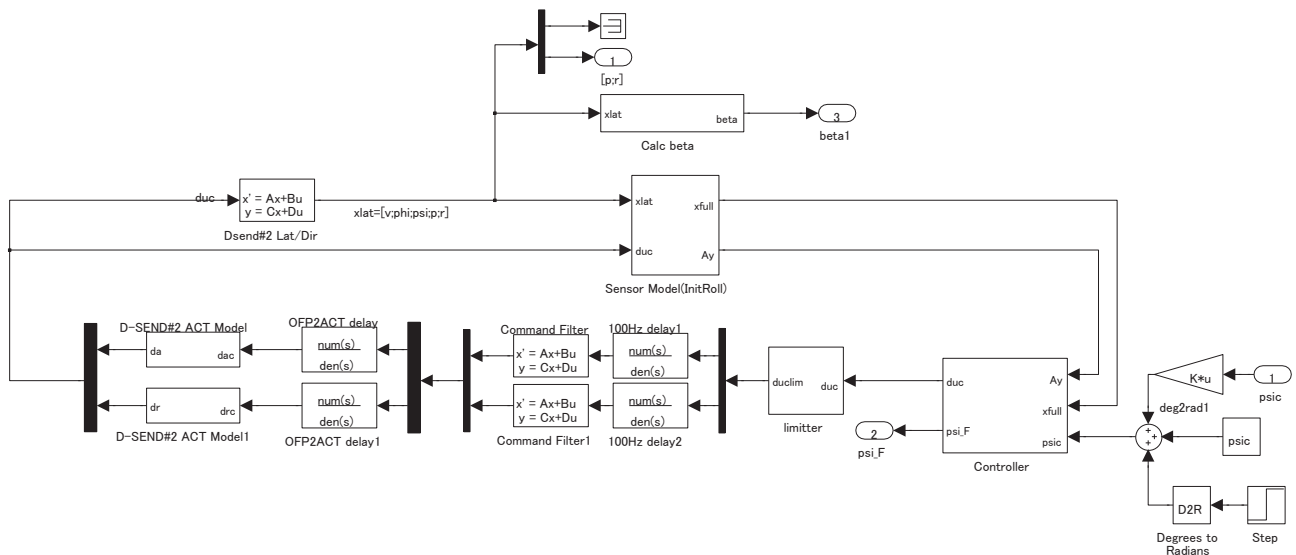
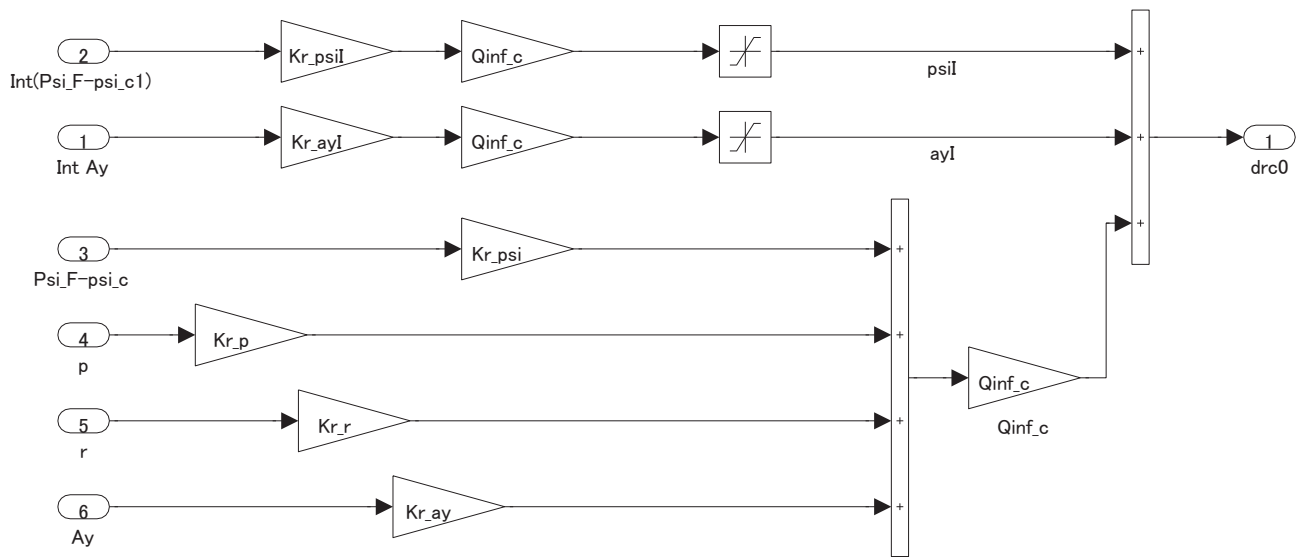


図 94 横・方向制御フェーズ 1 横・方向運動の線形モデル (全体)

図 99 横・方向制御フェーズ 1 横・方向運動の線形モデル (δ_{rc} 計算)

横・方向制御フェーズ 2

横・方向制御フェーズ 2 の横・方向運動の線形モデルを図 100 –図 105 に示した。

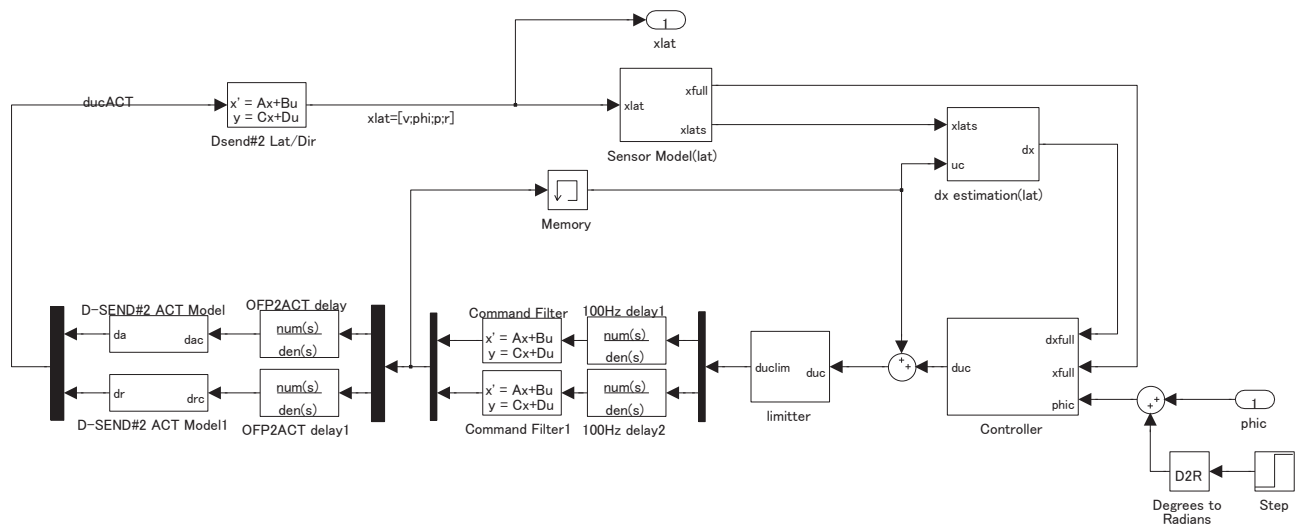


図 100 横・方向制御フェーズ 2 横・方向運動の線形モデル (全体)

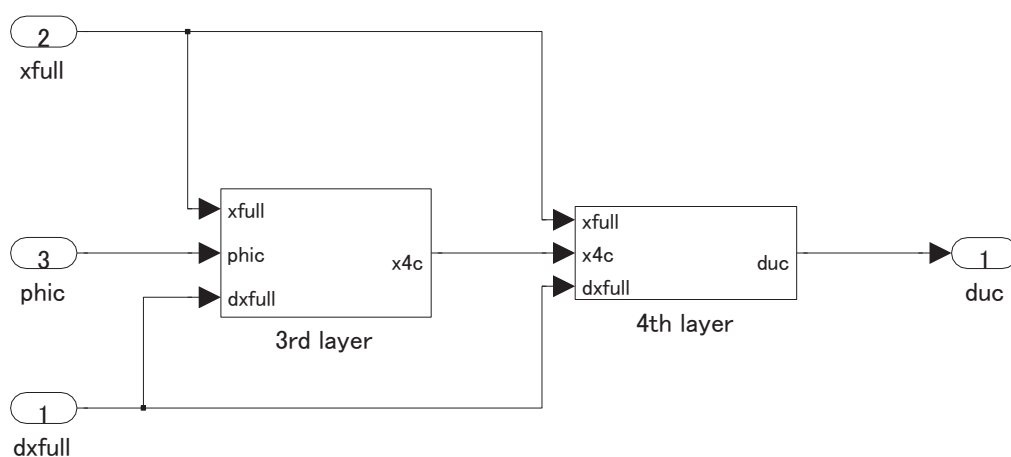


図 101 横・方向制御フェーズ 2 横・方向運動の線形モデル (制御系全体)

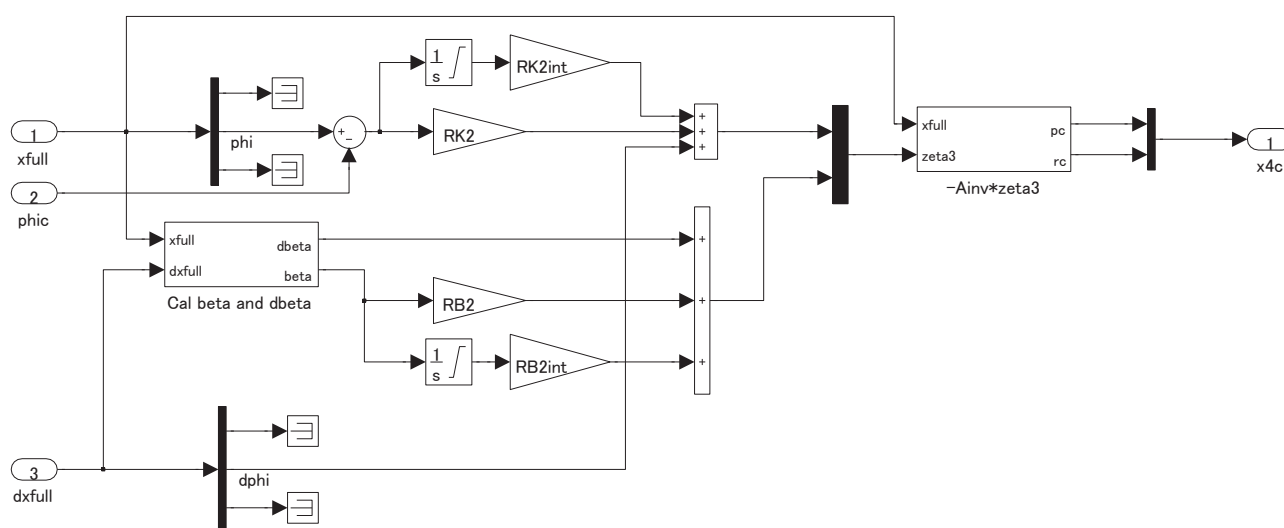


図 102 横・方向制御フェーズ 2 縦運動の線形モデル (制御系第 3 階層)

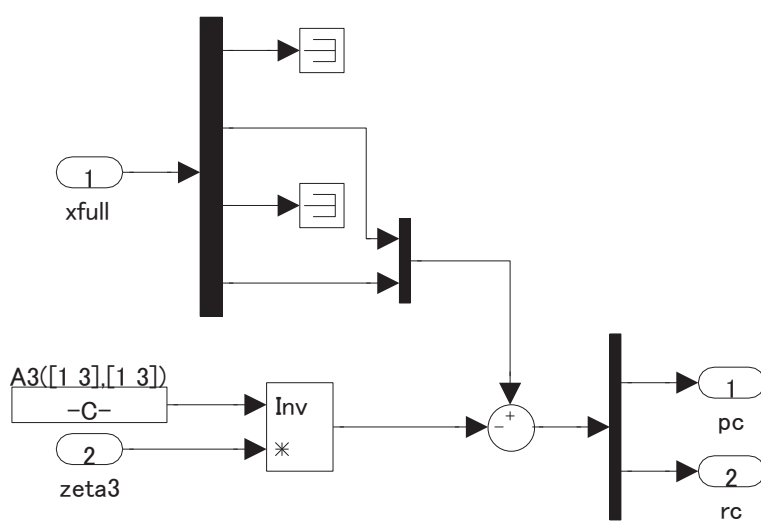


図 103 横・方向制御フェーズ 2 縦運動の線形モデル (制御系第 3 階層逆行行列計算)

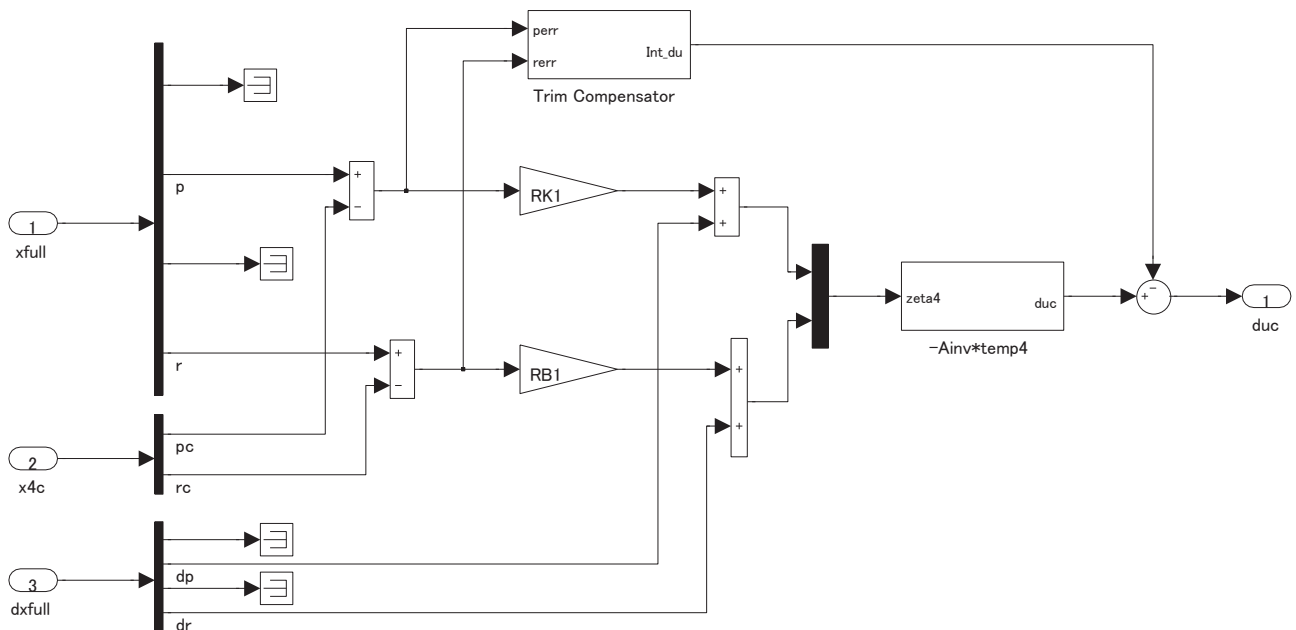


図 104 横・方向制御フェーズ 2 縦運動の線形モデル (制御系第 4 階層)

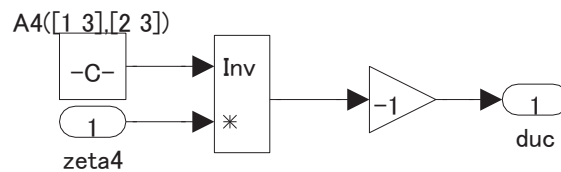


図 105 横・方向制御フェーズ 2 縦運動の線形モデル (制御系第 4 階層逆行列計算)

横・方向制御フェーズ 3

横・方向制御フェーズ 3 の横・方向運動の線形モデルを図 106 –図 111 に示した。

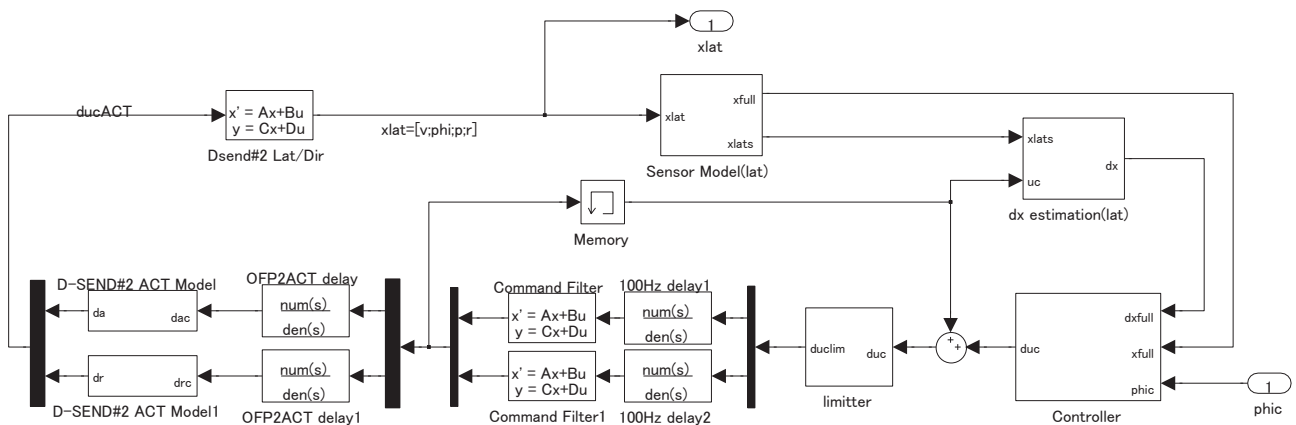


図 106 横・方向制御フェーズ 3 横・方向運動の線形モデル (全体)

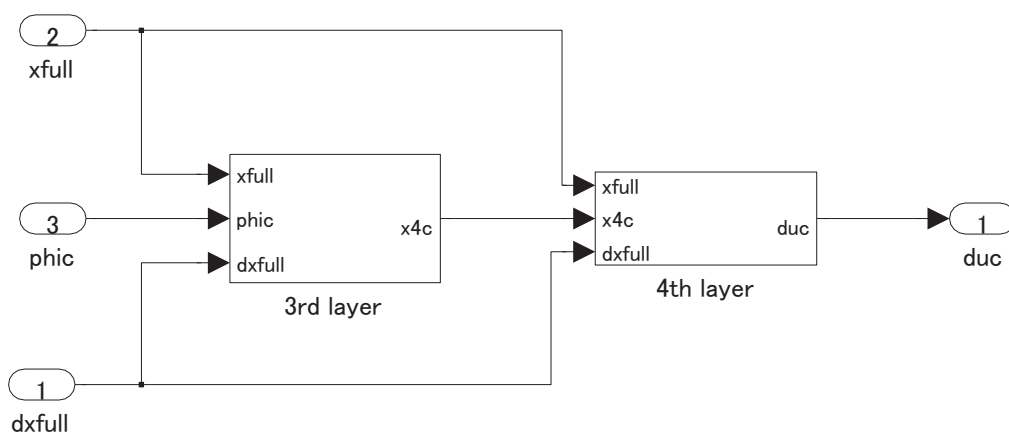


図 107 横・方向制御フェーズ 3 横・方向運動の線形モデル (制御系全体)

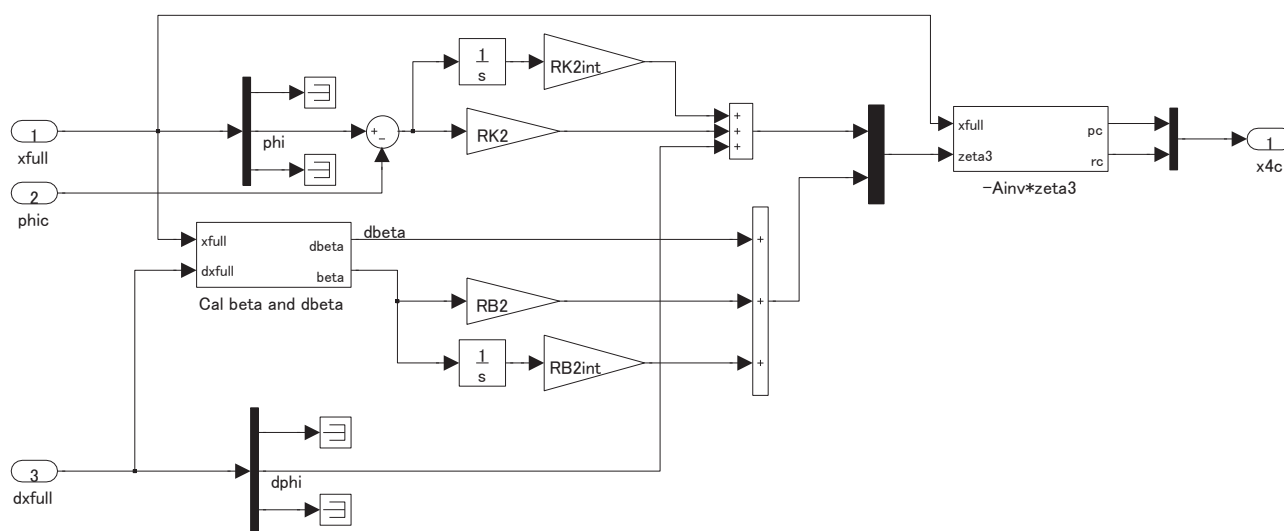


図 108 横・方向制御フェーズ 3 縦運動の線形モデル (制御系第 3 階層)

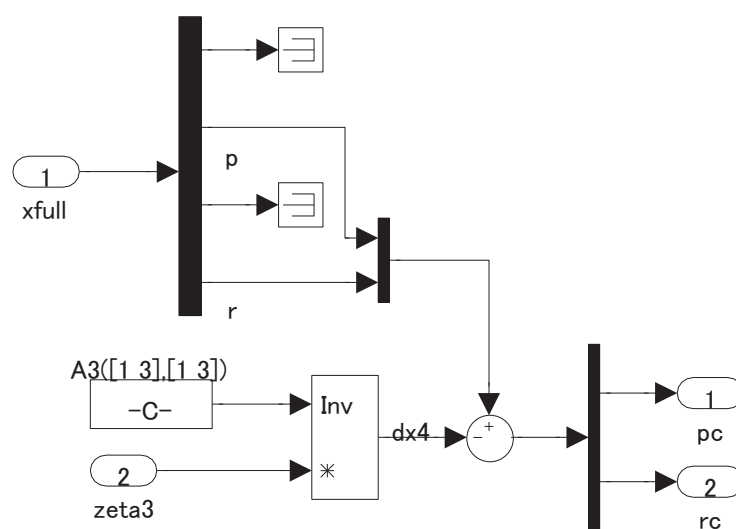


図 109 横・方向制御フェーズ 3 縦運動の線形モデル (制御系第 3 階層逆行行列計算)

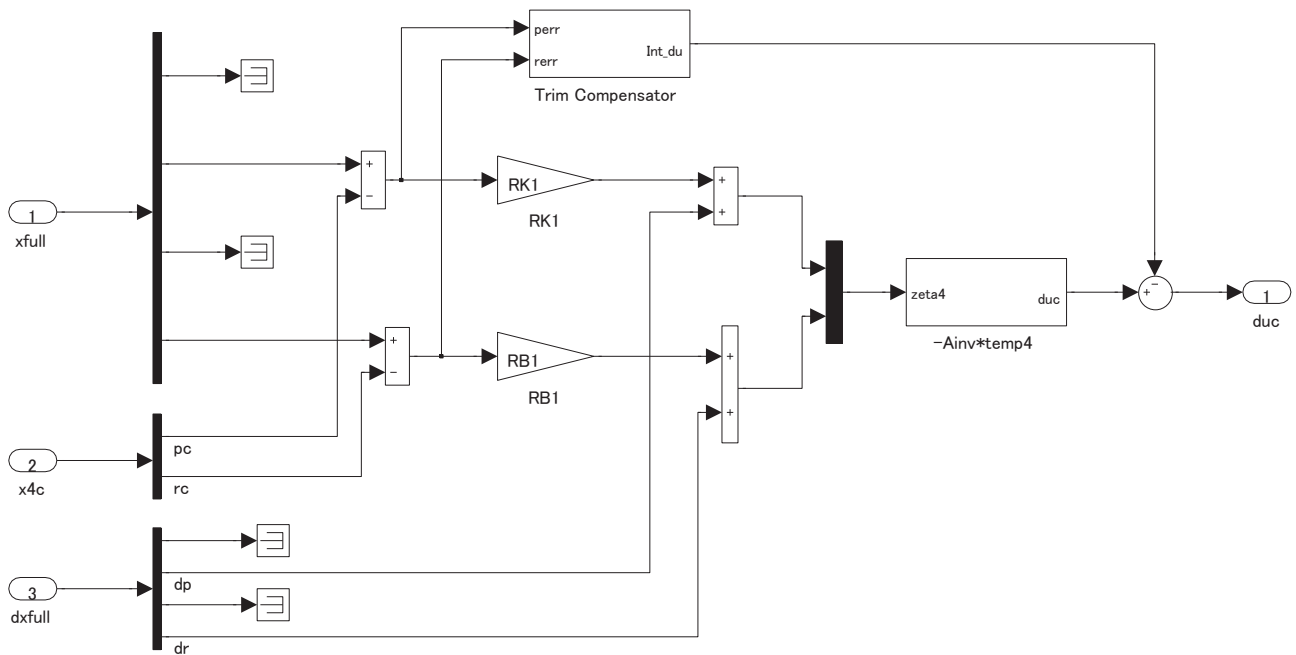


図 110 横・方向制御フェーズ 3 縦運動の線形モデル (制御系第 4 階層)

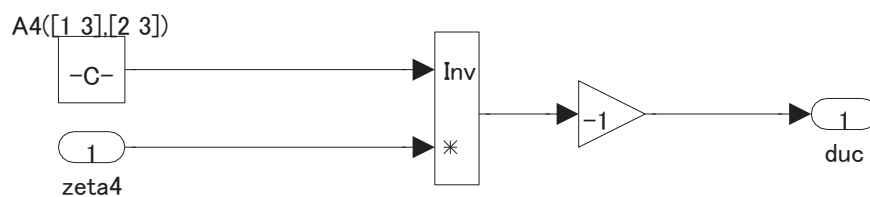


図 111 横・方向制御フェーズ 3 縦運動の線形モデル (制御系第 4 階層逆行列計算)

横・方向制御フェーズ 4,5

横・方向制御フェーズ 4,5 の横・方向運動の線形モデルを図 112 –図 117 に示した。

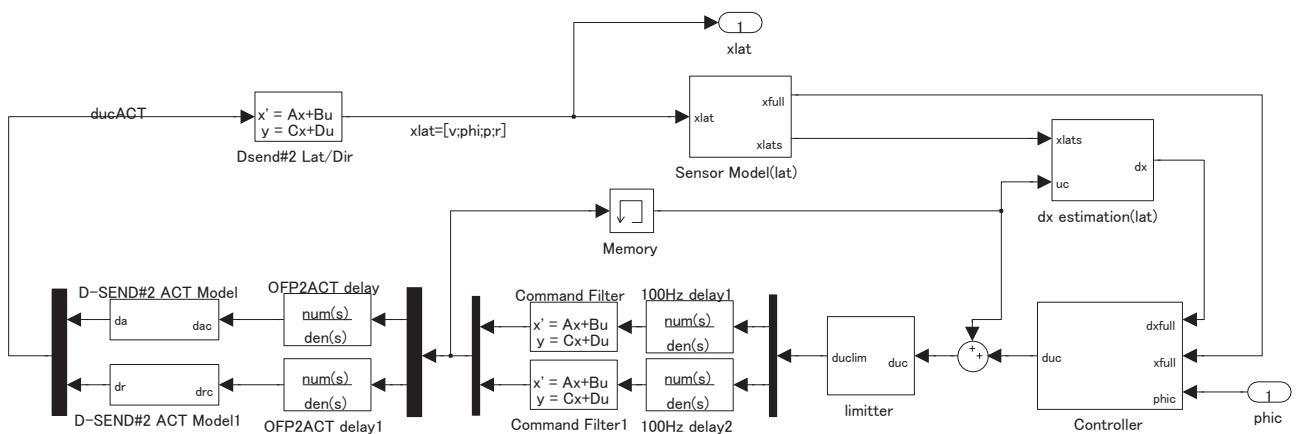


図 112 横・方向制御フェーズ 4,5 横・方向運動の線形モデル (全体)

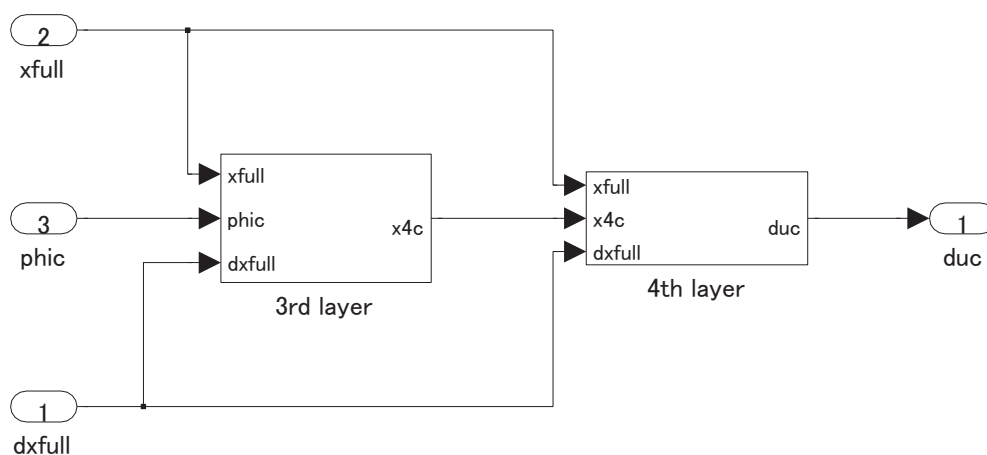


図 113 横・方向制御フェーズ 4,5 横・方向運動の線形モデル (制御系全体)

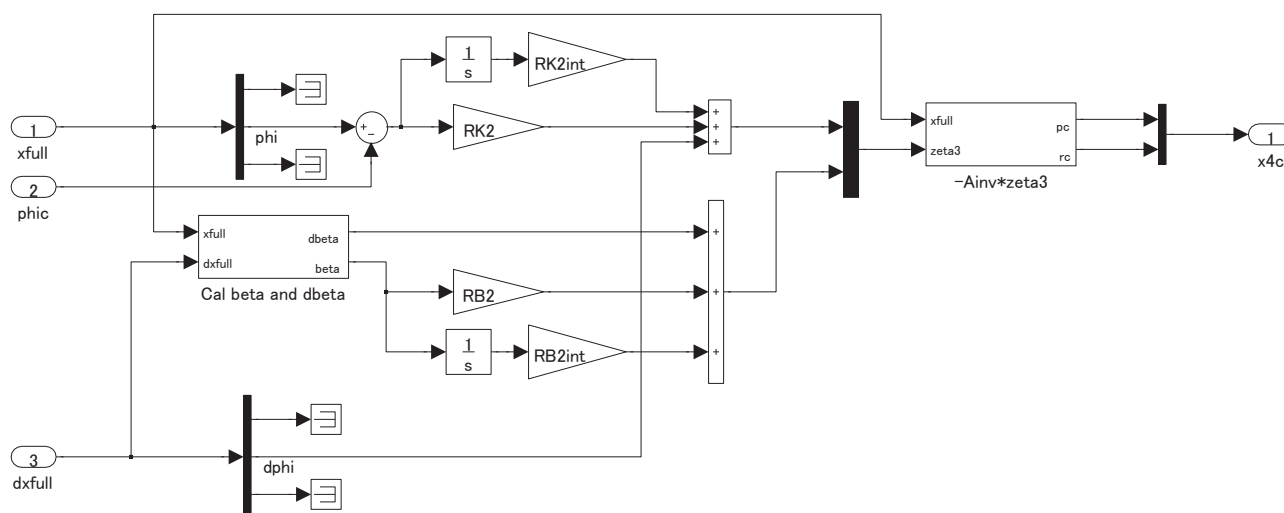


図 114 横・方向制御フェーズ 4,5 縦運動の線形モデル (制御系第 3 階層)

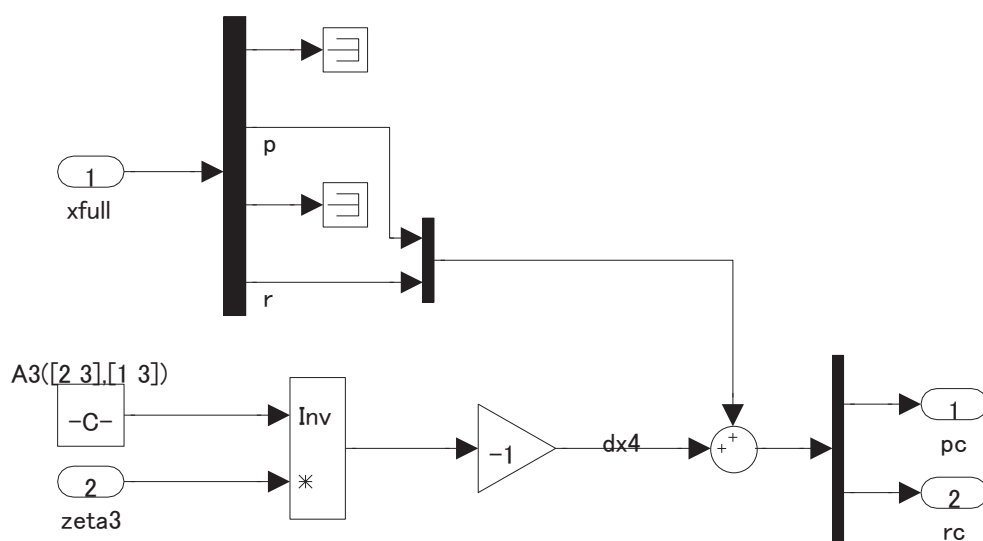


図 115 横・方向制御フェーズ 4,5 縦運動の線形モデル (制御系第 3 階層逆行列計算)

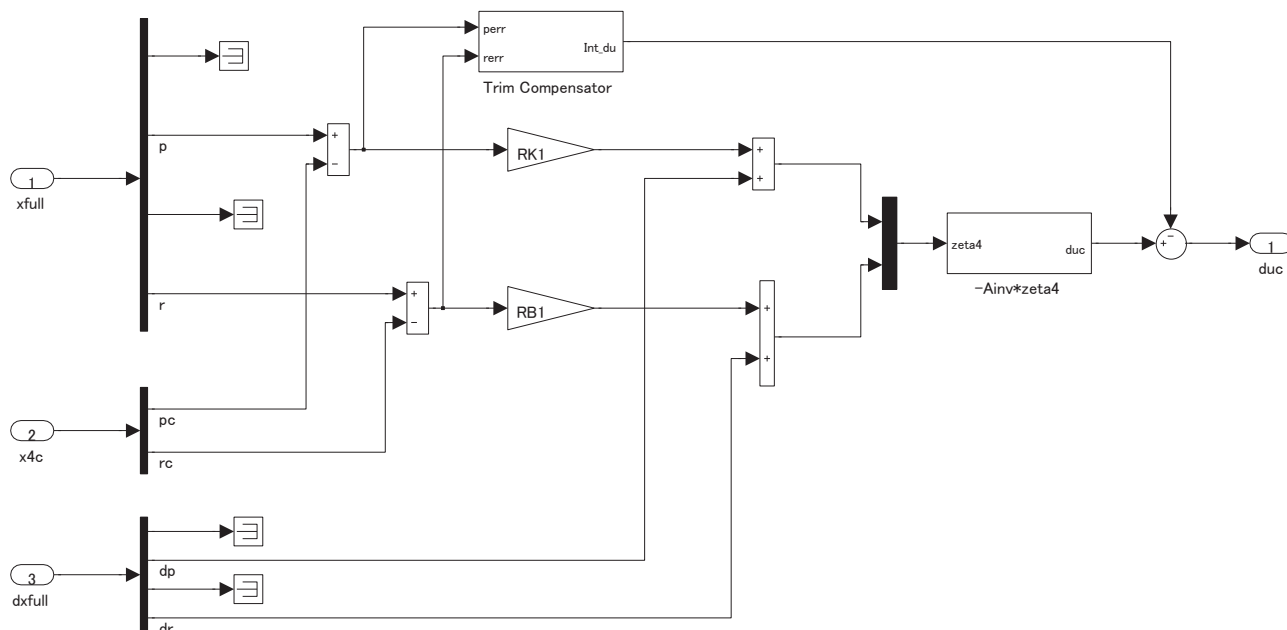


図 116 横・方向制御フェーズ 4,5 縦運動の線形モデル (制御系第 4 階層)

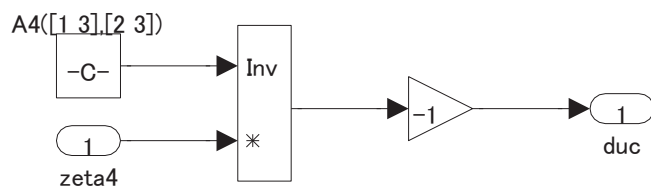


図 117 横・方向制御フェーズ 4,5 縦運動の線形モデル (制御系第 4 階層逆行列計算)

B.2.3 共通モジュール

複数のフェーズで共通して使用されていたモジュールを，図 118 -図 131 に示す。

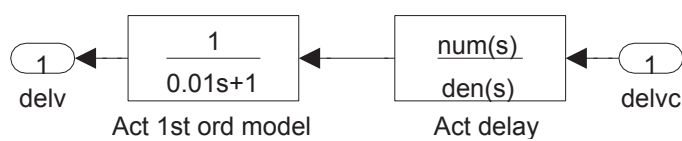
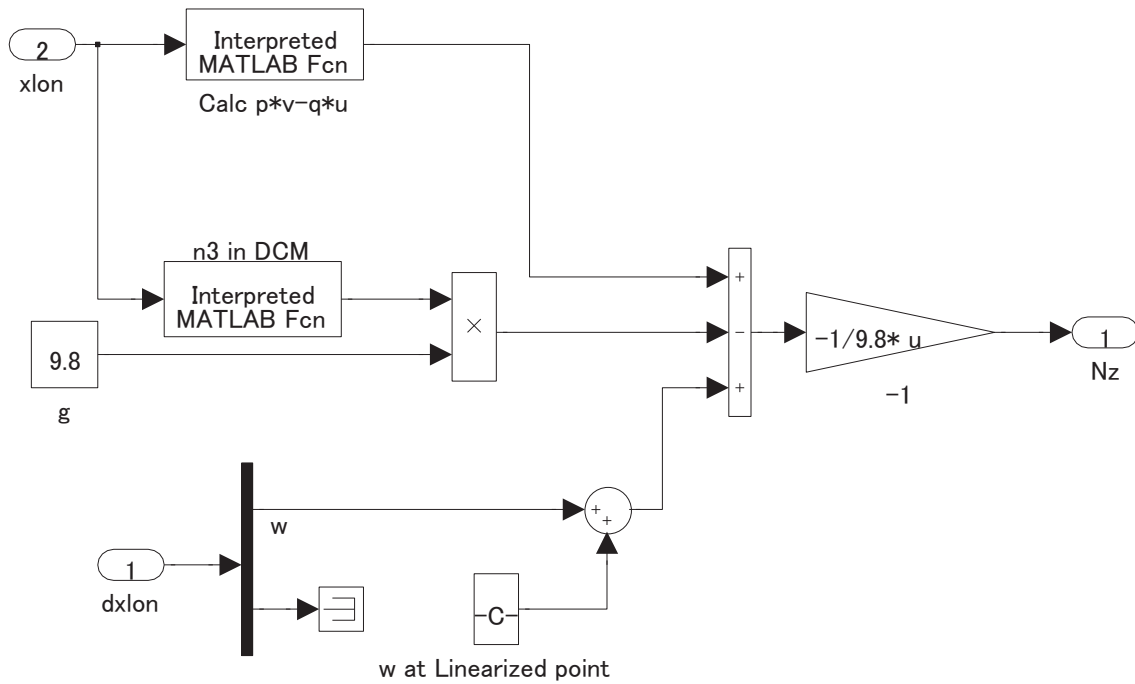
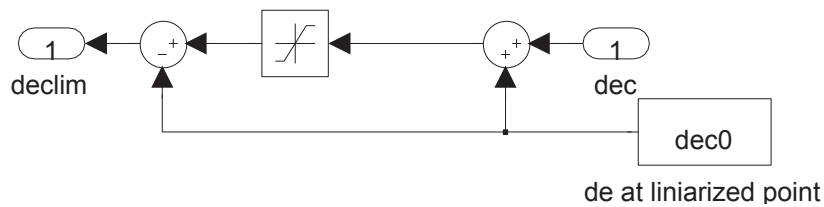
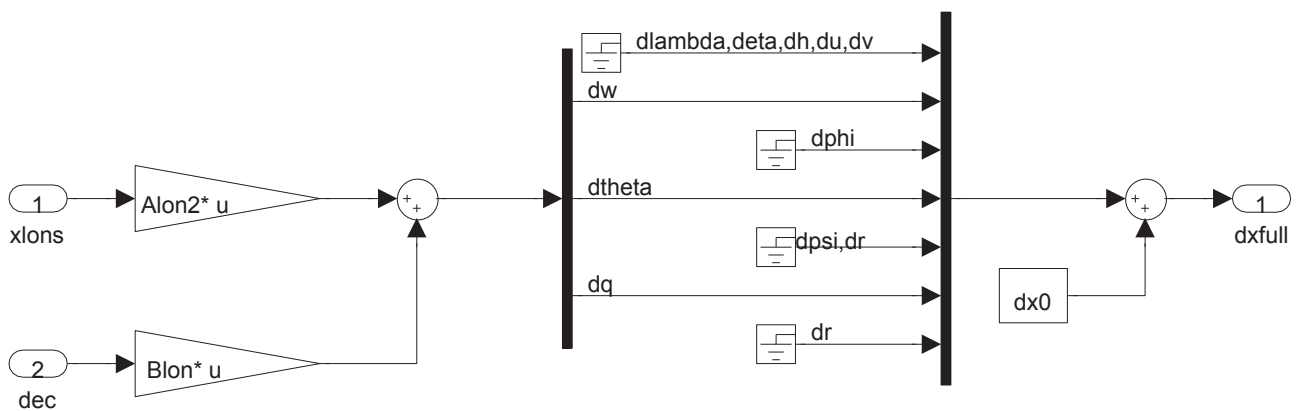


図 118 アクチュエータモデル

図 123 N_z 計算モジュール図 124 リミッターモジュール (δ_e の例)図 125 \hat{x} 推算モジュール (縦)

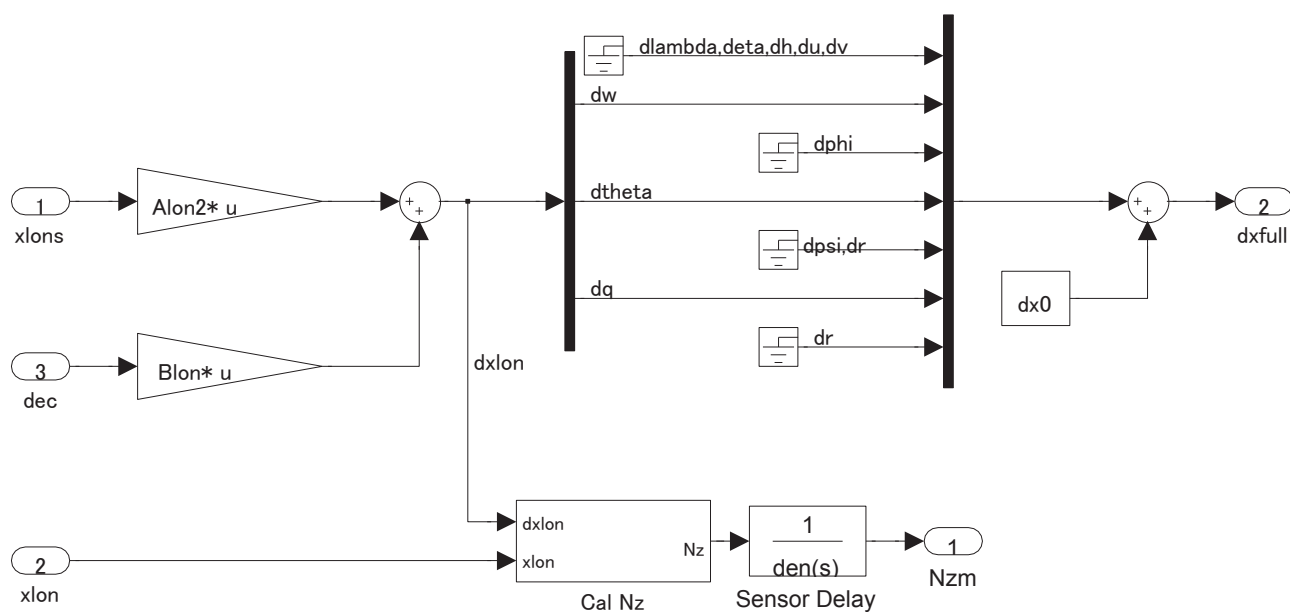
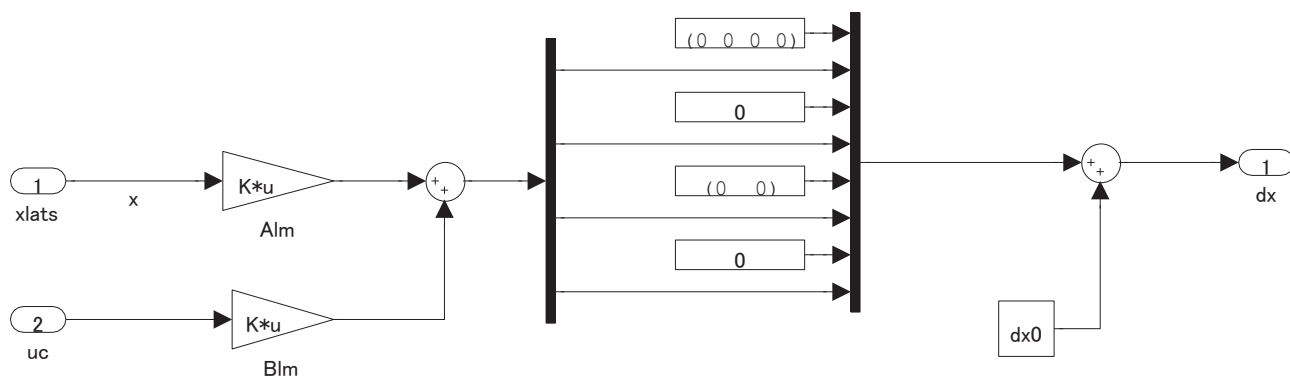
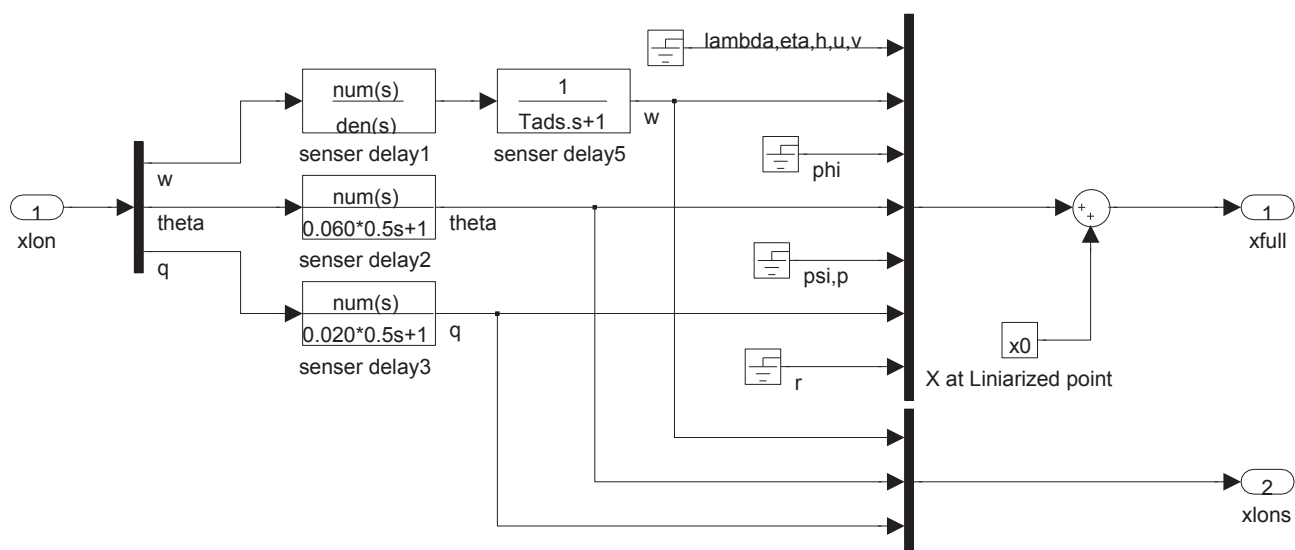
図 126 \hat{x} 推算モジュール (縦, N_z あり)図 127 \hat{x} 推算モジュール (横・方向)

図 128 センサモデル (縦)

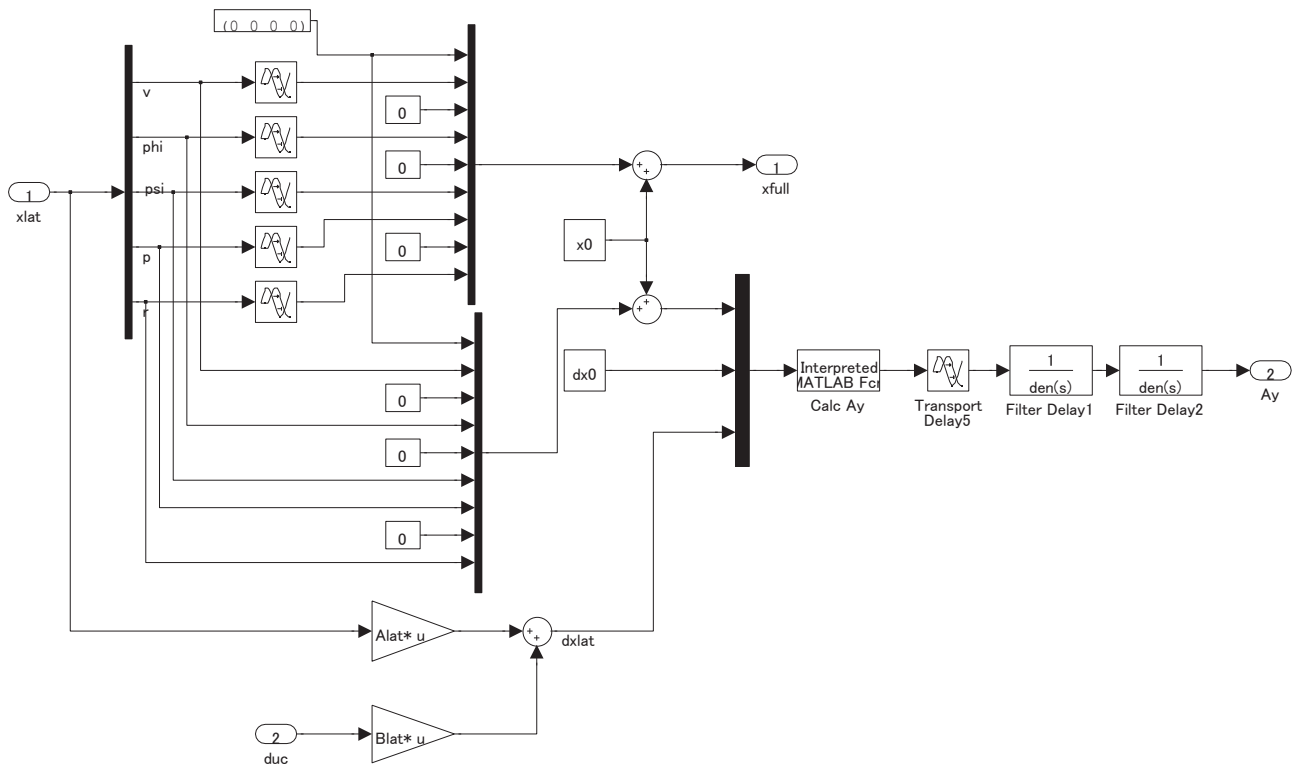


図 129 センサモデル (横・方向制御フェーズ 1)

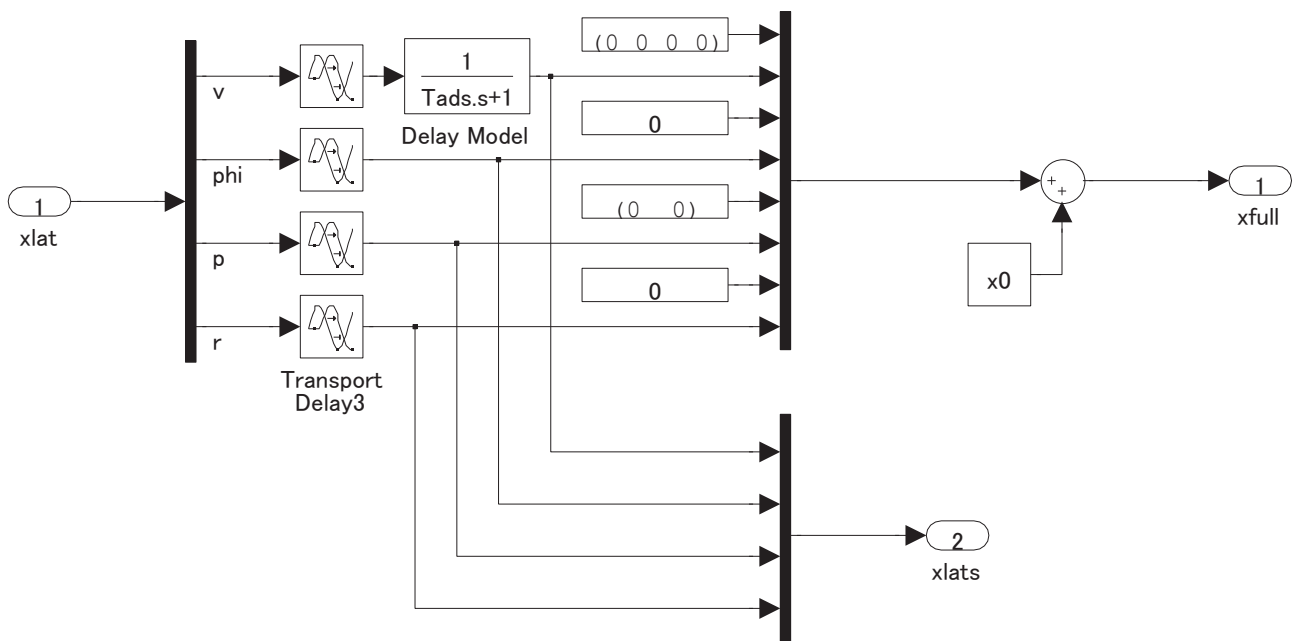


図 130 センサモデル (横・方向)

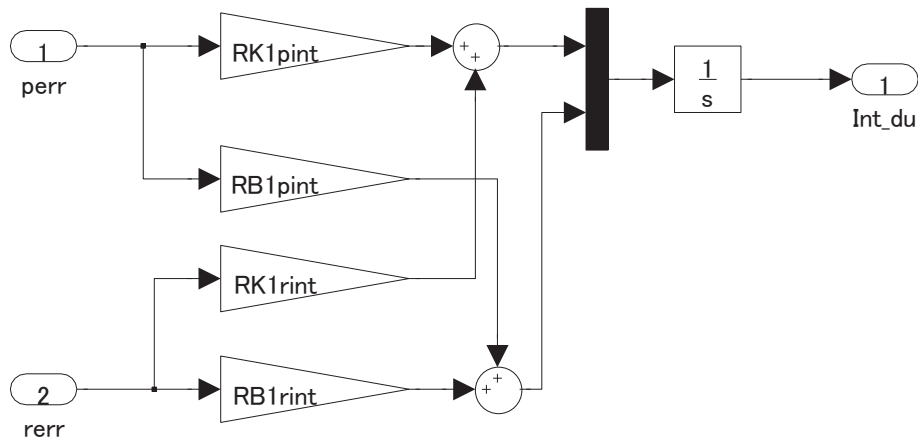


図 131 トリム補償器

B.3 線形モデルの検証方法

線形モデルの妥当性を確認するために，線形モデルと非線形モデルの応答性比較を行った。

B.3.1 比較方法

非線形のモデルについては，ノミナルケースの時系列から，適当なタイミングを選んでダブレット操舵を行う．線形モデルについては，非線形モデルでダブレットを入力した時点のモデルを使用する．その上で，状態量が落ち着くまでの過渡状態なので 10 秒後にダブレットを入力する．この時の舵角と角速度の応答を比較することで，機体の主要な特性について比較する．主要なノミナルの変数の時歴を図 132 に示す．図中の×がついている点がダブレットを入力した点である．

入力する操舵指令は，注目している時間から 1 秒間舵角指令をホールドして，前半の 0.5 秒は $+0.5$ deg，後半の 0.5 秒は -0.5 deg 舵角指令に上乗せする形で入力する．

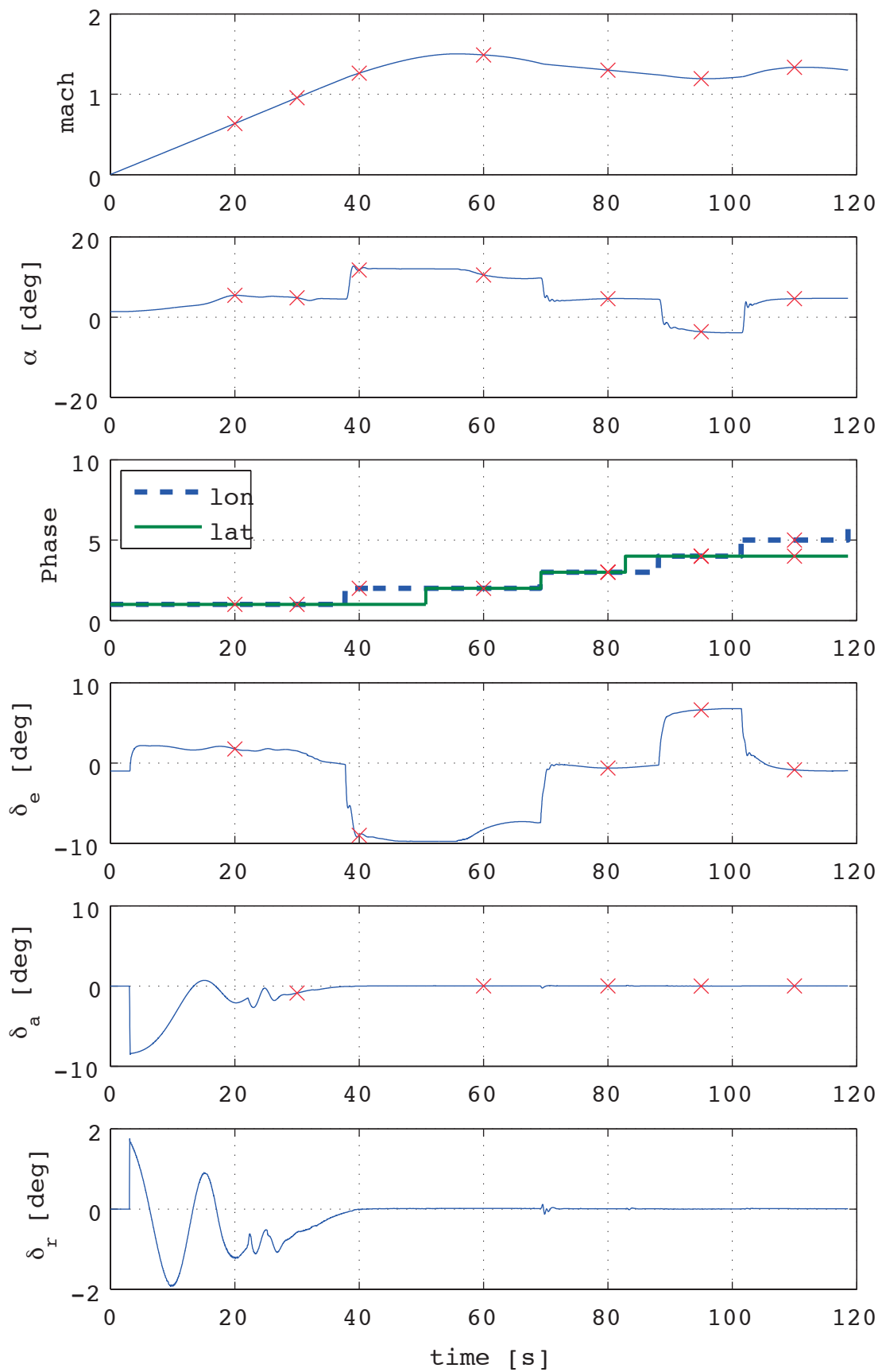


図 132 ノミナルケースの状態量

B.3.2 縦の運動

フェーズ 1

フェーズ 1 の途中でエレベータにダブレットを入力した結果を図 133 に示す。上 2 つの図が非線形モデルの入力と応答で、下 2 つの図が線形モデルの入力と応答である。非線形モデルでは 20 秒にダブレットを入力した。線形モデルは線形化点からのずれを示しているため、エレベータは基準軌道上 20 秒時点の舵角からのずれを示している。ダブレット入力後の指令は、非線形モデルと線形モデルでほぼ同様の動きをしていることがわかる。ほぼ鉛直に落下して加速しているフェーズであるため、非線形モデルではエレベータが変化しなくても動圧とともに機体の運動が変化し、それに併せて制御を行っているのに対して、線形モデルでは定常状態が実現されている。従って、後半の制御の影響については比較できないが、ダブレット入力直後の応答はよく一致していることが確認できる。

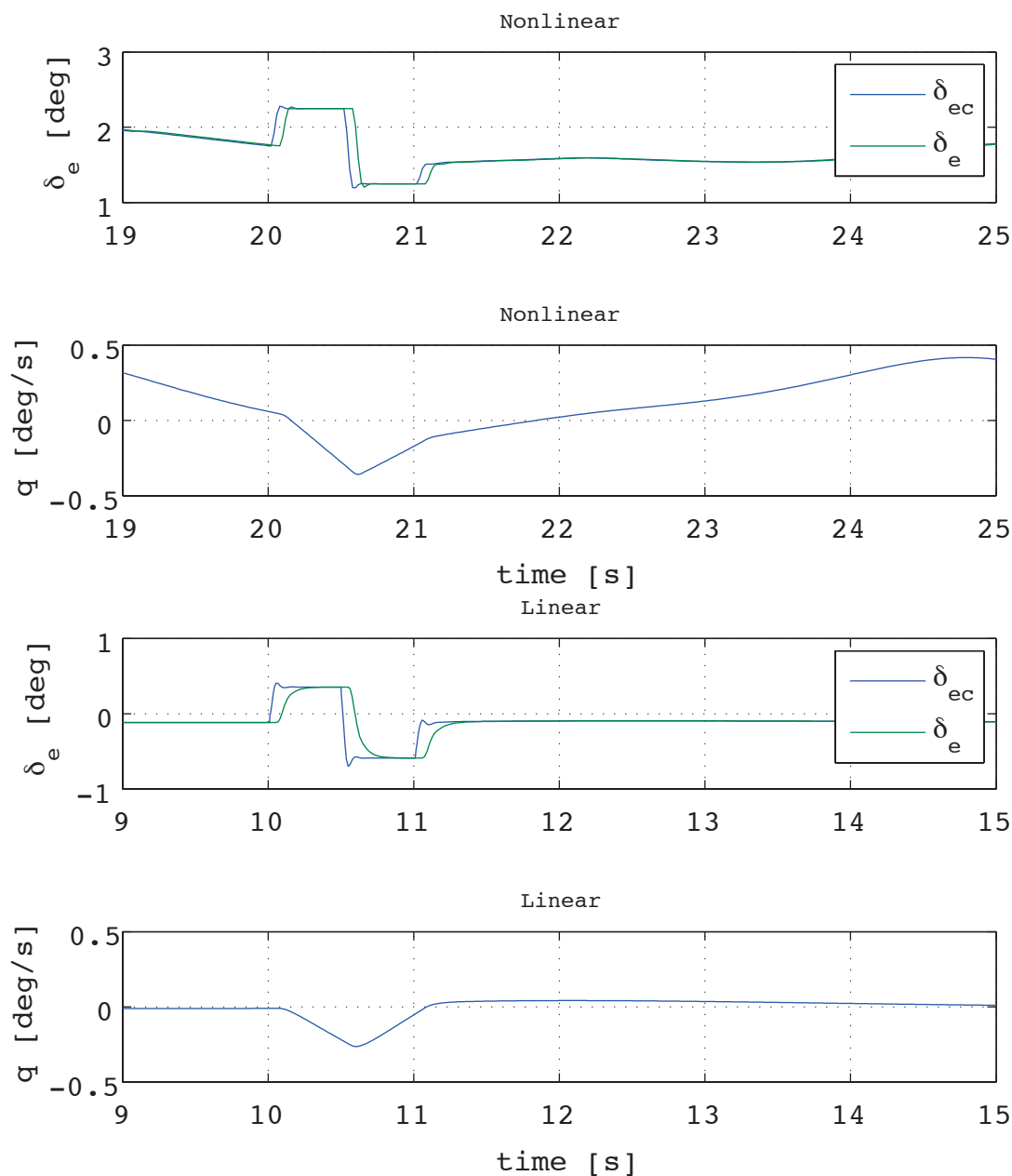


図 133 エレベータ操舵の応答比較 (フェーズ 1)

フェーズ 2

フェーズ 2 の途中でエレベータにダブルットを入力した結果を図 134 に示す。非線形モデルでは 40 秒にダブルットを入力した。引き起こしの途中であるため、非線形モデルではエレベータが変化している途中に操舵が入っているため、多少入力の違いがある。応答を見ると、非線形モデルでは q が変化している途中であるため、ダブルット入力直後は応答が異なっているが、その後はほぼ同程度の周期・減衰率の振動が生じていることが確認できる。

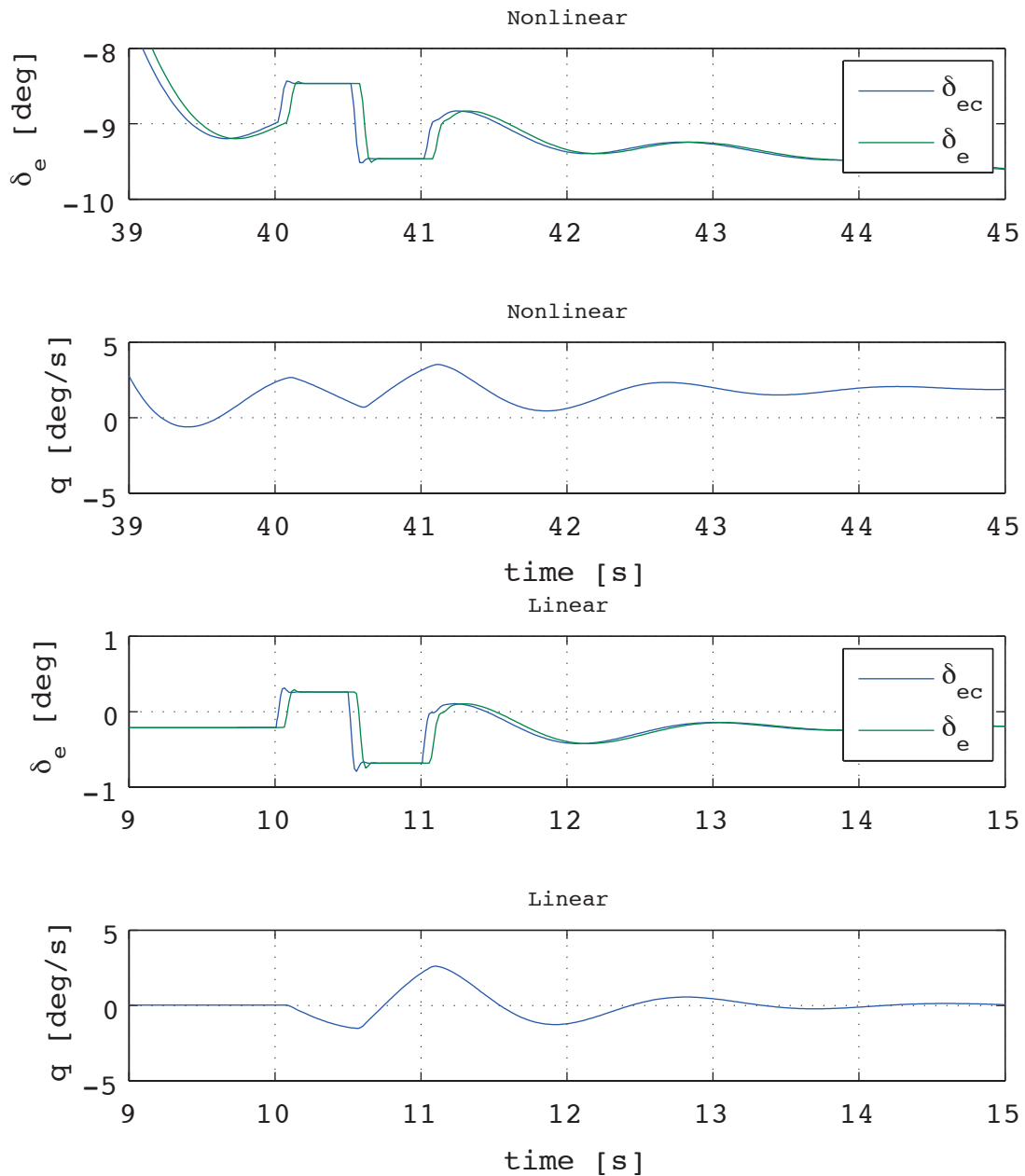


図 134 エレベータ操舵の応答比較 (フェーズ 2)

フェーズ 3

フェーズ 3 の途中でエレベータにダブルレットを入力した結果を図 135 に示す。非線形モデルでは 80 秒にダブルレットを入力した。入力，応答ともに良く一致していることがわかる。

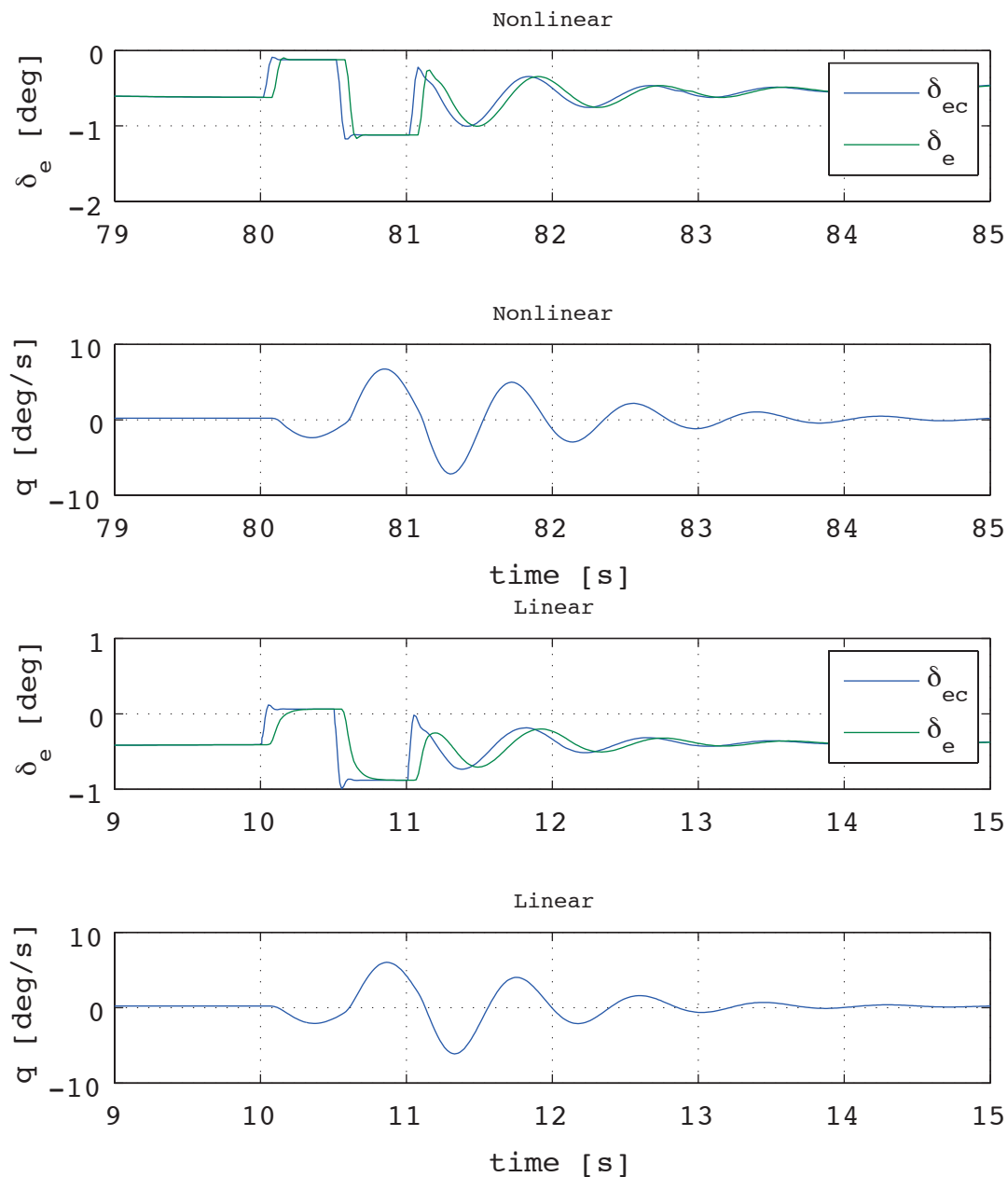


図 135 エレベータ操舵の応答比較 (フェーズ 3)

フェーズ 4

フェーズ 4 の途中でエレベータにダブレットを入力した結果を図 136 に示す．非線形モデルでは 95 秒にダブレットを入力した．入力，応答ともに良く一致していることがわかる．

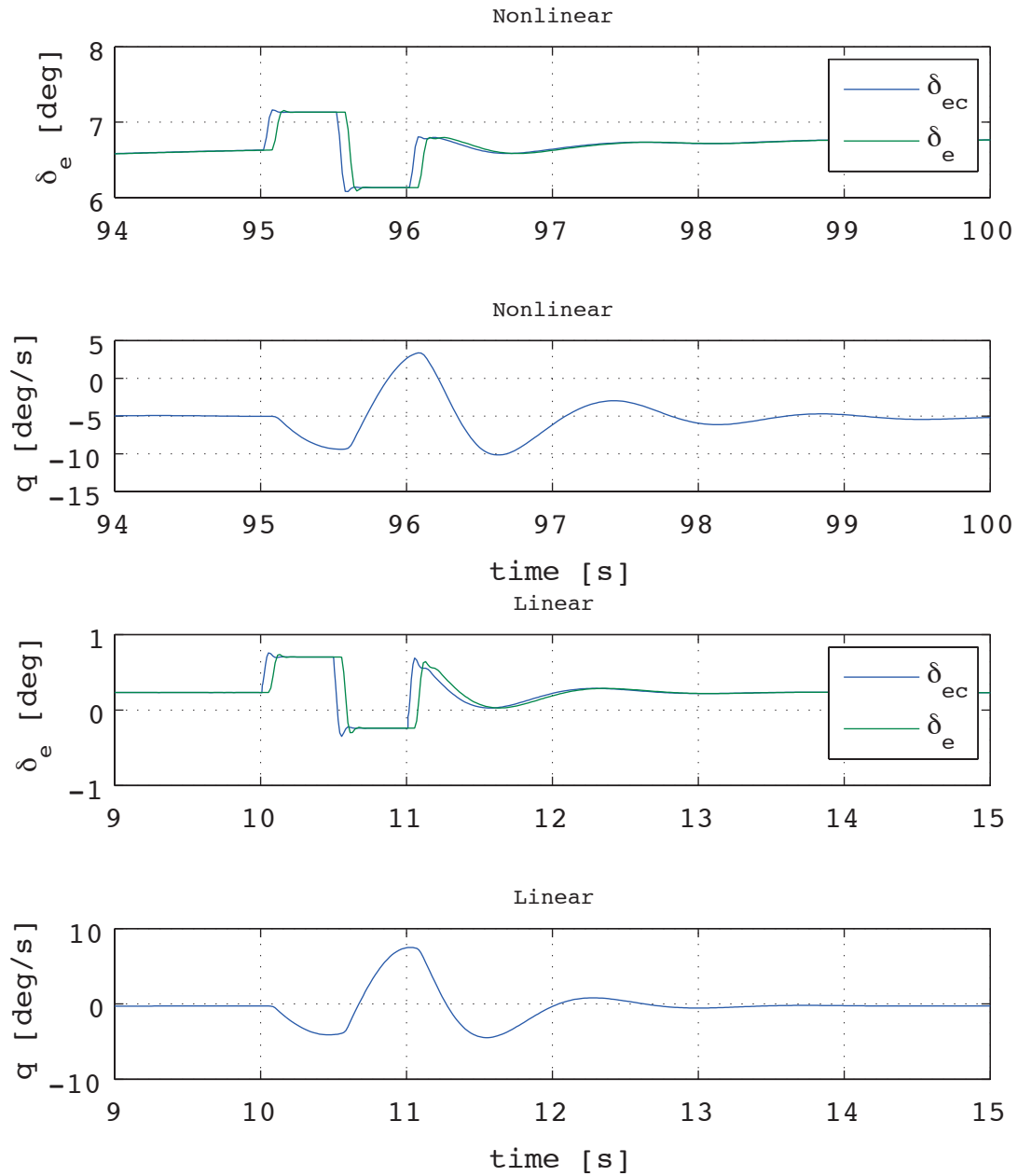


図 136 エレベータ操舵の応答比較 (フェーズ 4)

フェーズ 5

フェーズ 5 の途中でエレベータにダブルレットを入力した結果を図 137 に示す。非線形モデルでは 110 秒にダブルレットを入力した。入力、応答ともに良く一致していることがわかる。

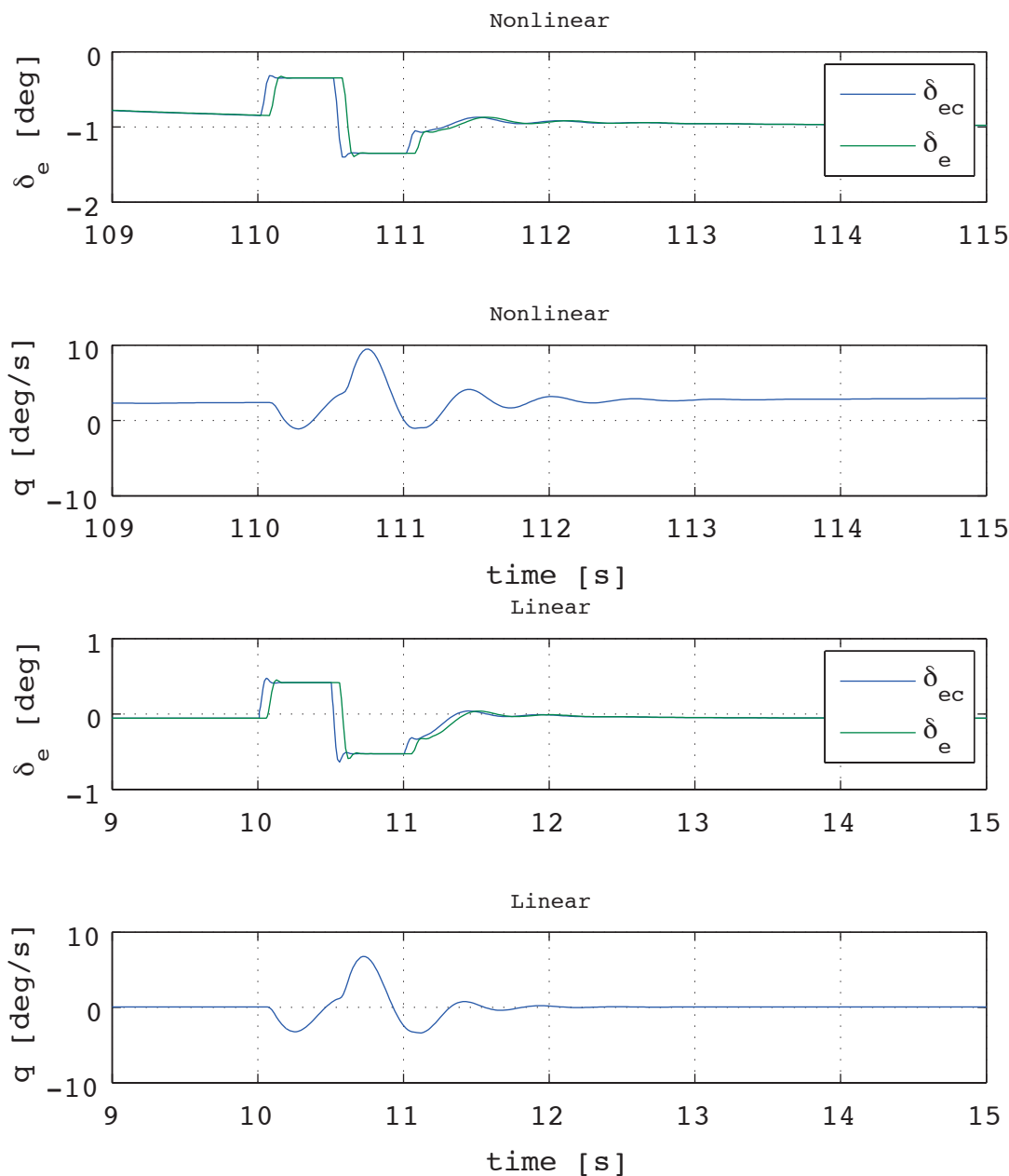


図 137 エレベータ操舵の応答比較 (フェーズ 5)

B.3.3 横・方向の運動

フェーズ 1

フェーズ 1 の途中でエルロンにダブルレットを入力した結果を図 138 に示す。非線形モデルでは 30 秒にダブルレットを入力した。初期方位角制御中は、エルロン、ラダーによる制御を行っている。そのため、線形モデルが基準としている 30 秒時点の舵角と比較して、非線形モデルでは方位角制御のために操舵されている。30 秒時点と比較して、非線形モデルではダブルレット入力後エルロン・ラダーともに $+$ 側に振れているのに対し、線形モデルではいずれも $-$ 側に振れている。その結果として、 r の応答特性は違いが出ている。しかし、 p の応答を比較すると、振動の大きさ、周期などよく一致していることが確認できる。

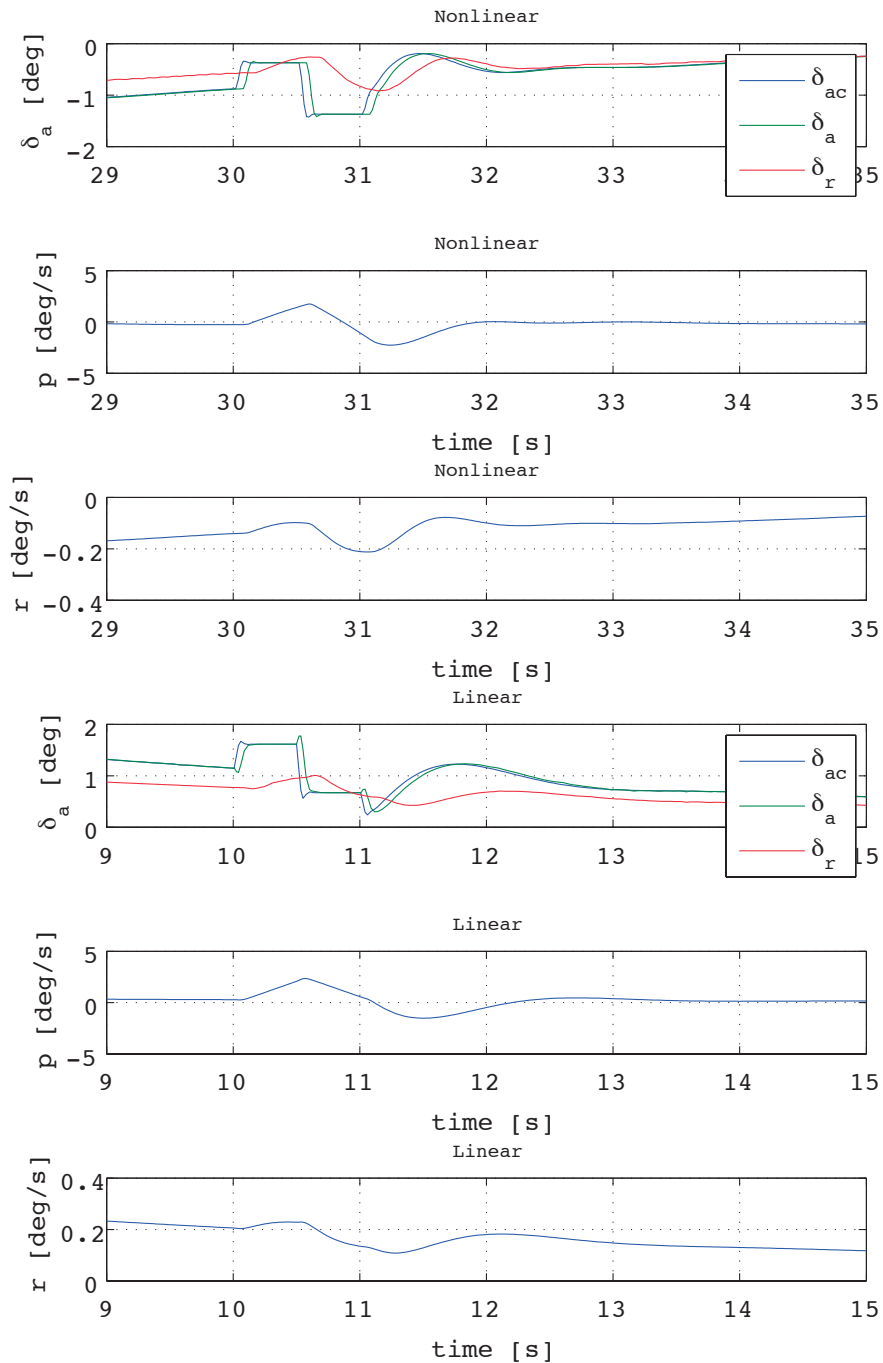


図 138 エルロン操舵の応答比較 (フェーズ 1)

フェーズ 2

フェーズ 2 の途中でエルロンにダブルレットを入力した結果を図 139 に示す。非線形モデルでは 60 秒にダブルレットを入力した。ダブルレット入力後の入力 (非線形 61.8 秒, 線形 11.8 秒付近) にやや差がある。これはダブルレット入力後に、もう一度ダブルレットと同様な指令が制御系がでており、その指令にตอบสนองするアクチュエータの挙動が線形と非線形で違いが出たものと考えられる。それにともなって応答の減衰に多少の違いは見られるが、概ね一致している。

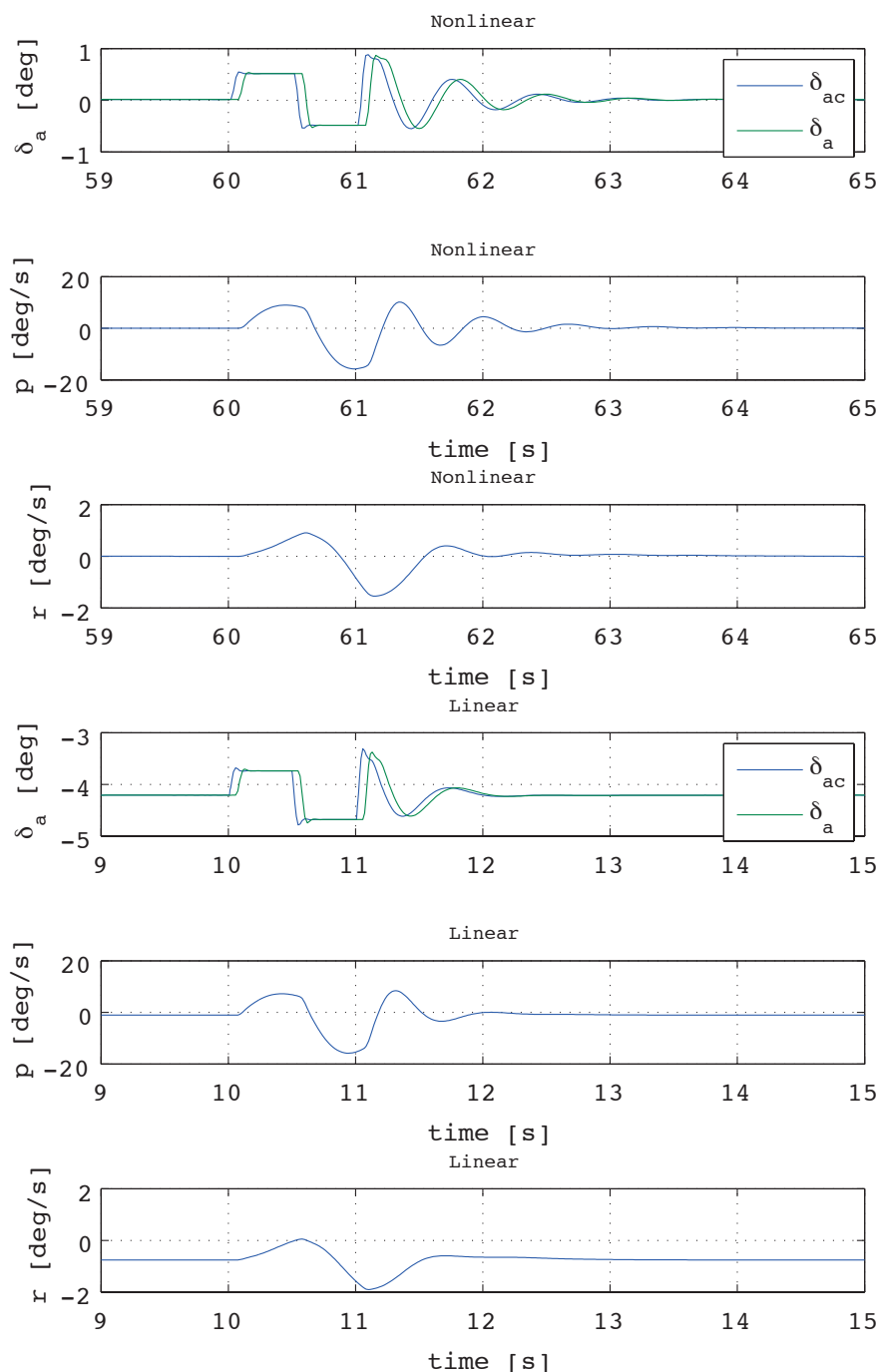


図 139 エルロン操舵の応答比較 (フェーズ 2)

フェーズ 3

フェーズ 3 の途中でエルロンにダブレットを入力した結果を図 140 に示す．非線形モデルでは 80 秒にダブレットを入力した．入力，応答ともに良く一致していることが確認できる．

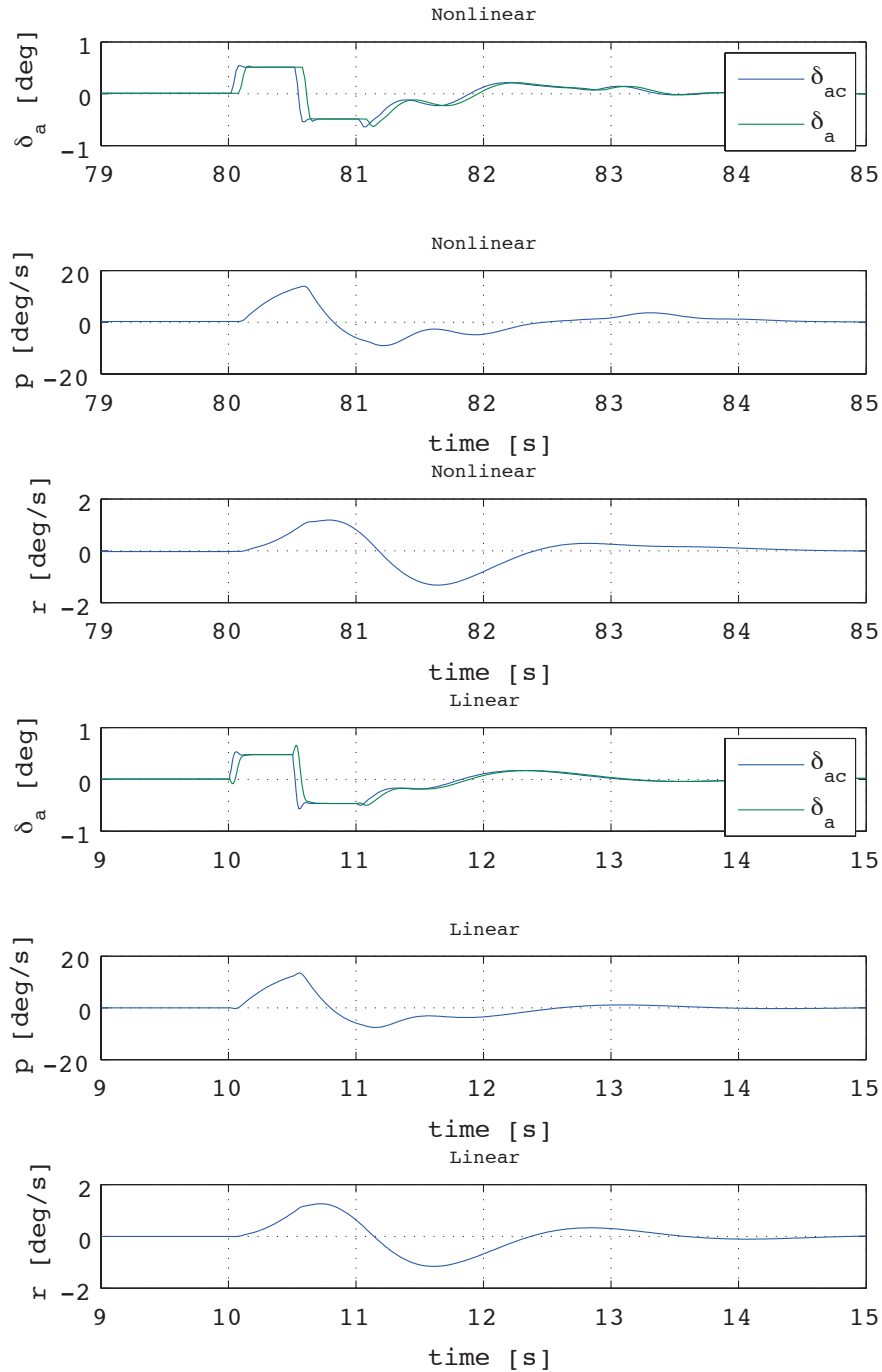


図 140 エルロン操舵の応答比較 (フェーズ 3)

フェーズ 4

フェーズ 4 の途中でエルロンにダブレットを入力した結果を図 141 に示す。非線形モデルでは 95 秒にダブレットを入力した。フェーズ 2 と同様にダブレット入力後にダブレット状の制御指令が発生したためにアクチュエータの応答に少し違いがあり、結果として p, r の応答に違いが出ている。非線形モデルではダブレット入力後もエルロン操舵の減衰が悪く、その結果 p, r も減衰が悪くなっている。しかし、それ以外の特性については良く一致している。

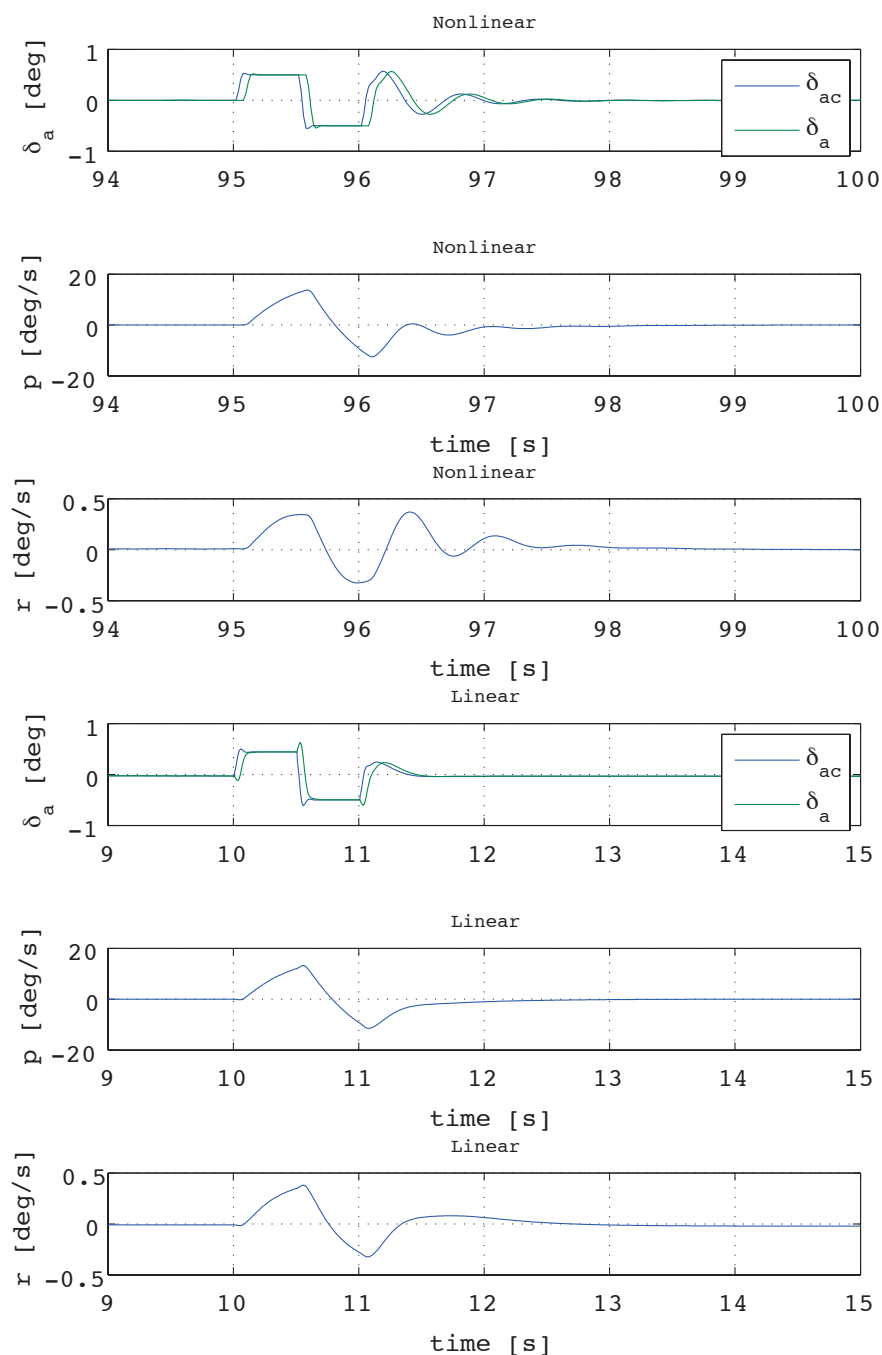


図 141 エルロン操舵の応答比較 (フェーズ 4)

フェーズ 5

フェーズ 5 の途中でエルロンにダブレットを入力した結果を図 142 に示す．非線形モデルでは 95 秒にダブレットを入力した．入力，応答ともに良く一致していることが確認できる．

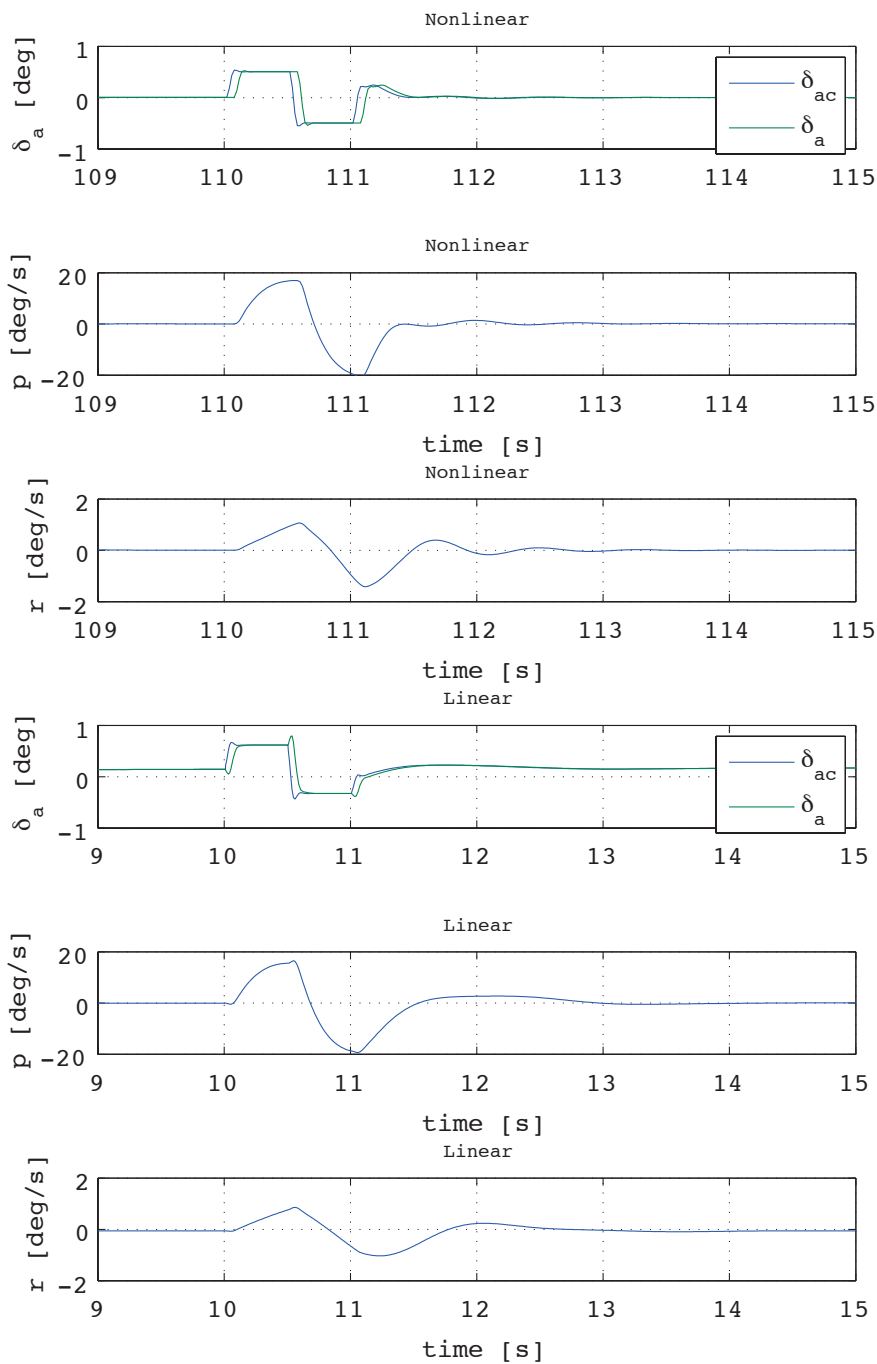


図 142 エルロン操舵の応答比較 (フェーズ 5)

B.4 不安定点の評価

フェーズ 1 の横・方向系の 31 秒時点で、不安定点があったので、この点について安定性を検討する。まず、制御系を含む閉ループシステムの線形モデルを以下の通りとする。

$$\dot{\mathbf{x}} = A_c \mathbf{x} + B_c \mathbf{u} \quad (10)$$

$$\mathbf{y} = \begin{pmatrix} p \\ r \\ \psi_F \\ \beta \end{pmatrix} = C_c \mathbf{x} + D_c \mathbf{u} \quad (11)$$

ここで、機体の運動方程式の状態量 $[v \ \phi \ \psi \ p \ r]$ とは異なり、制御対象として興味のある変数を出力変数として選択している。この時点の閉ループのシステム行列 A_c の極で実部が正となっているのは 2.47×10^{-6} の 1 点のみである。この固有値に対応する固有ベクトルに C_c 行列をかけて機体運動の状態量を取り出すと、

$$C_c \cdot \mathbf{v}_i = \begin{pmatrix} -0.0000 \\ 0.0939 \\ -0.0005 \\ 0.3977 \end{pmatrix} \times 10^{-5} \quad (12)$$

となる。このことから、このモードは r, β が少しずつ発散していくモードであることがわかる。

次に、時系列で A_c 行列の極をプロットしたのが図 143 である。この図では、ノミナルモデルの飛行経路上で 10 秒から 51 秒までの各点について、評価を行った。色は青 → 赤 → 緑 → シアン → マゼンダ → 黒の順で、マーカーは点 → ○ → + → 四角 → ダイヤモンド型 → △ の順で変化している。この図から、時系列で極がほぼ連続的に移動している様子がわかる。原点近傍を拡大すると、図 144 の通りとなり、31 秒の点以外の極は全て原点にあることがわかる。従って、この極は加速フェーズを通じて原点近傍にあることがわかる。

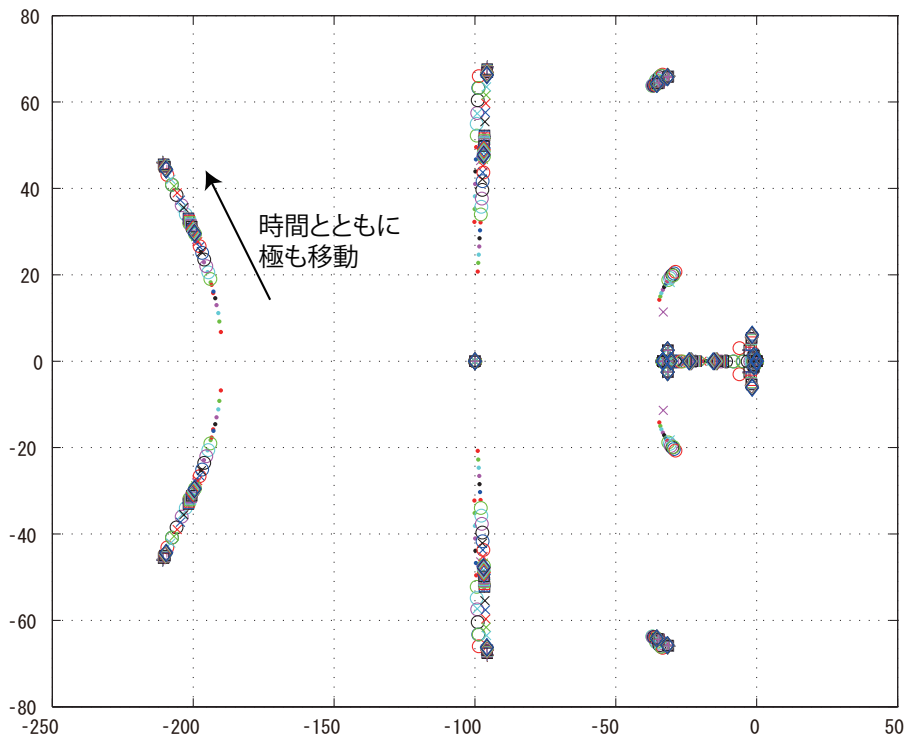


図 143 極の推移

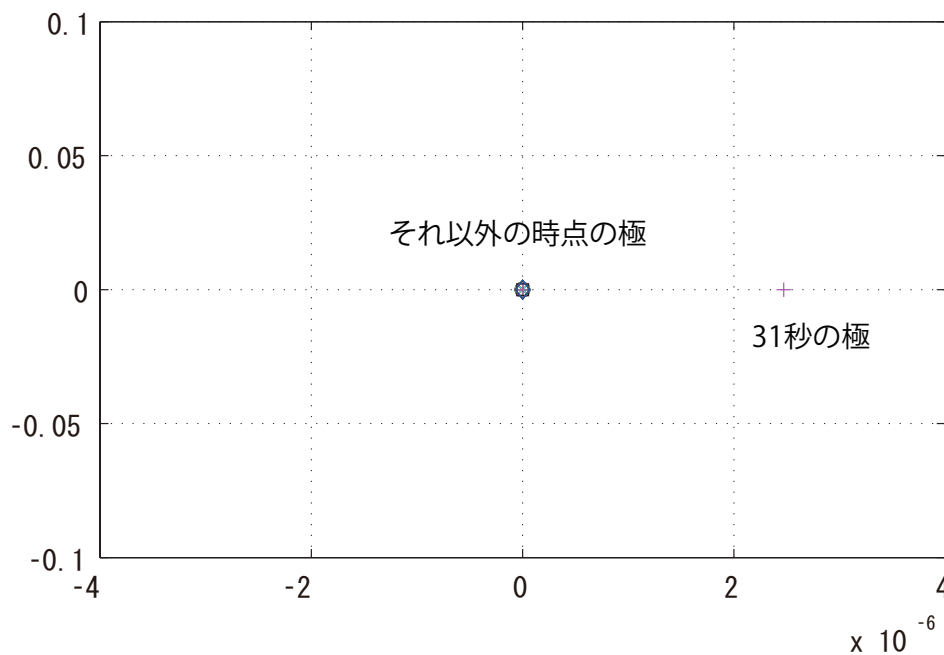


図 144 極の推移 (拡大)

次に、31 秒の点でエルロン，ラダーで切断したときの根軌跡を図 145，図 146 に示す．いずれも原点近傍を拡大してある．図 145 から，エルロン系のゲインを修正しても安定化できないことがわかる．図 146 から，ラダー系のゲインを約 0.275 程度までに小さくすれば極が左半面に移動して安定化できるが，このモード自体はゲインをいくら変えても非常に時定数の長いモードであることがわかる．

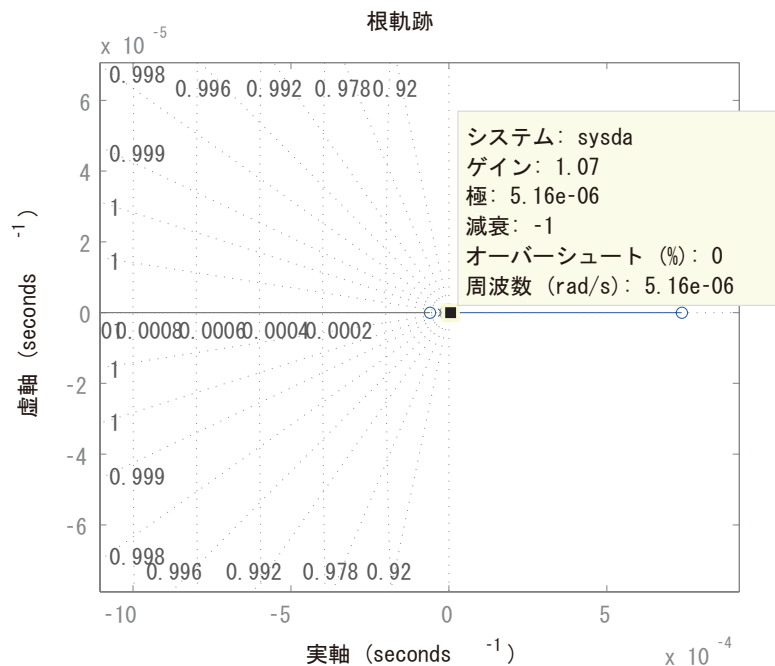


図 145 エルロンループの根軌跡 (拡大図)

次に誤差がある場合にもこの不安定モードが変動しないかを確認する．機体の運動方程式は，以下の通りモデル化

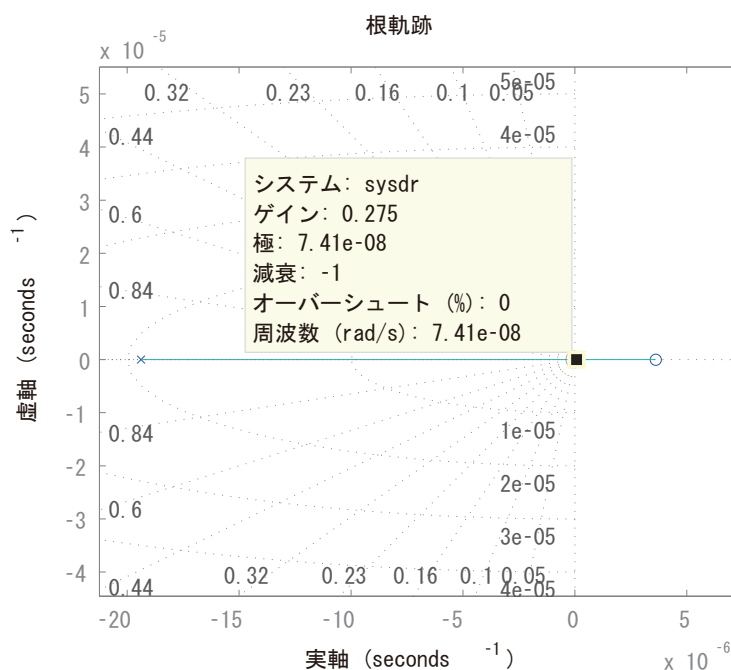


図 146 ラダーループの根軌跡 (拡大図)

している。

$$\mathbf{x} = \begin{pmatrix} v & \phi & \psi & p & r \end{pmatrix}^T \quad (13)$$

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\delta_e \quad (14)$$

このことから、空力誤差とその誤差が影響する行列の成分は表 46 の通りとなる。

そこで、これらの誤差について、31 秒の点で誤差ありのモデルを用いた線形解析を行い、不安定な極の大きさを調べた結果が、表 47 である。この結果から、誤差がある場合でもこのモードは非常に長い時定数のモードであることが確認できた。このことから、不安定な点が現れるのは、そのモードの時定数に比較して短時間であることが確認できた。

以上の解析結果から、31 秒の点で発生する不安定モードが飛行に与える影響は小さいと判断できる。

表 46 空力誤差とその誤差が影響するシステム行列成分

誤差	$C_{l\beta}$	C_{lp}	C_{lr}	$C_{n\beta}$	C_{np}	C_{nr}
行列成分	$A(4, 1)$	$A(4, 4)$	$A(4, 5)$	$A(5, 1)$	$A(5, 4)$	$A(5, 5)$

表 47 誤差ありモデルの不安定極

誤差	$C_{l\beta}$	C_{lp}	C_{lr}	$C_{n\beta}$	C_{np}	C_{nr}
+	8.14×10^{-3}	4.87×10^{-6}	6.64×10^{-6}	0.00	4.87×10^{-6}	1.55×10^{-5}
-	0.00	4.87×10^{-6}	3.09×10^{-6}	2.50×10^{-5}	4.87×10^{-6}	3.13×10^{-6}

C センサループを切断した線形解析フェーズ 2 の位相余裕の変動について

センサループを切断した線形解析のフェーズ 2 の位相余裕が、38-41 秒で大きく振動していた原因について、検討を行う。

この区間の w と $\partial q/\partial w$ の変動を図 147 に示した。この図からわかるとおり、引き起こしフェーズに入った後、急激に引き起こしをするに伴って w は大きく変化している。40 秒の点はちょうど 1 周期目の腹に当たっており、39 秒及び 41-45 秒の点がほぼ直線に並んでいるのに比べて外れた値となっている。この違いにより、 $\partial q/\partial w$ も前後の点と比べると外れた値となっている。

次に、40 秒と 41 秒のボード線図を図 148– 図 149 に示した。これらの図を見比べると、ほぼ同じ特性をしているが、ゲインが 0 dB となる点の周波数が 0.2 Hz と 0.3 Hz に変わるだけで位相余裕が 66.9 deg から 35.6 deg に変化していることがわかる。40 秒の点の機体モデルの $\partial q/\partial w$ を 41 秒の値に変更したところ、位相余裕は 42.9 deg に変化した。このことから、 $\partial q/\partial w$ の変化が位相余裕の違いの主要な原因であり、その理由はフェーズ遷移中の引き起こし運動で w が振動的になっている影響が出たためと考えられる。

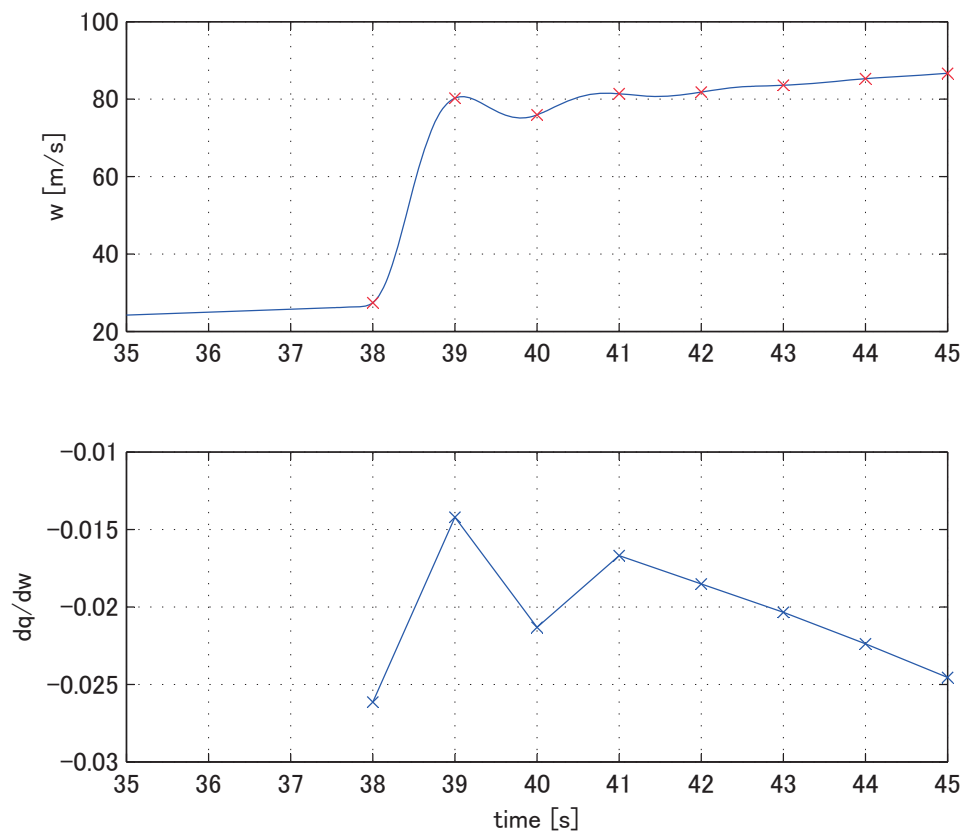


図 147 w と $\partial q/\partial w$ の変動

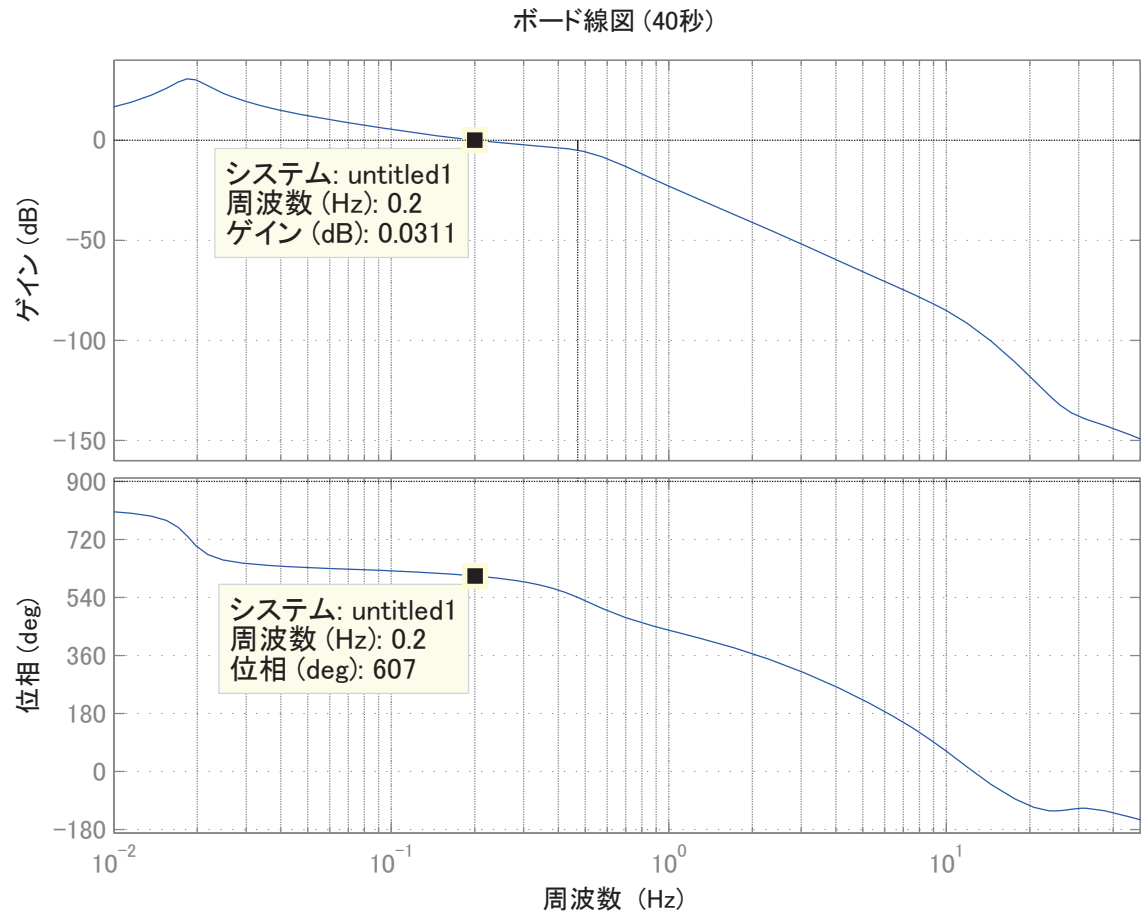


図 148 40 秒のボード線図

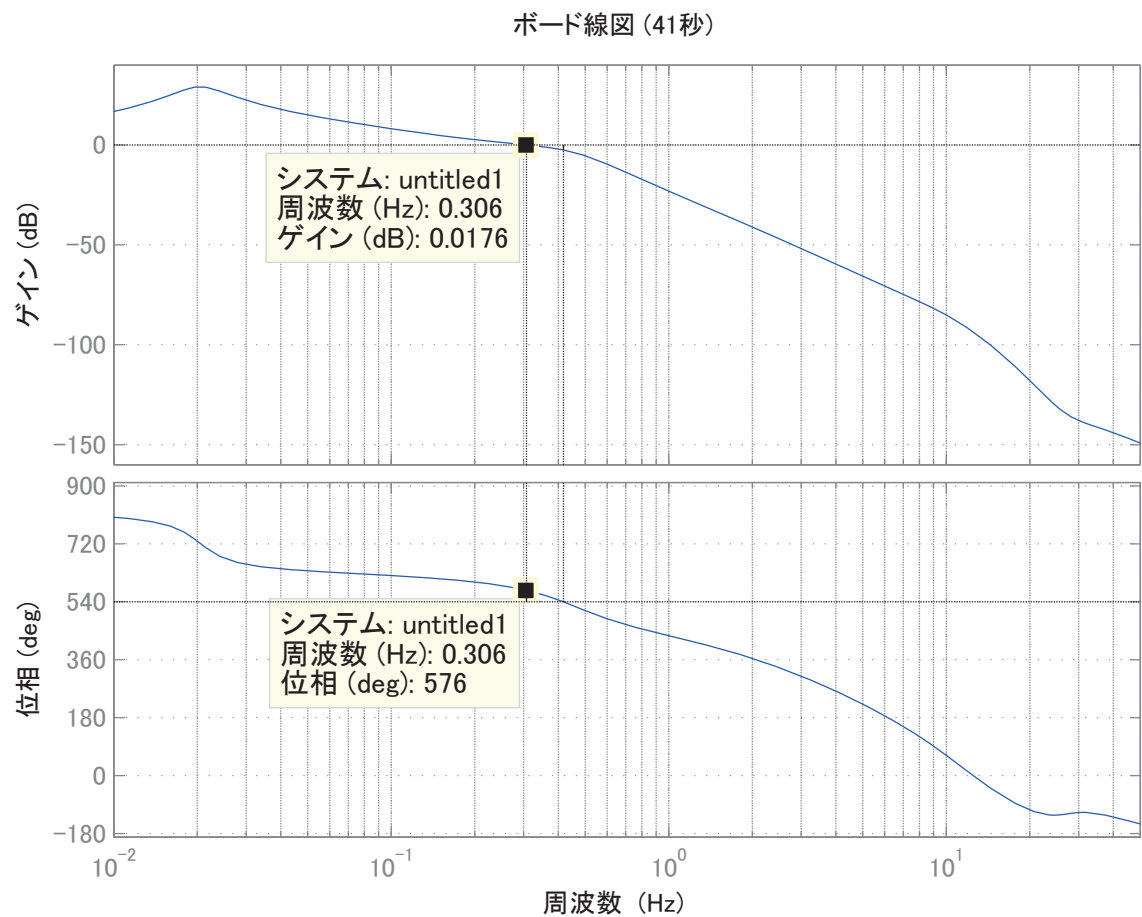


図 149 41 秒のボード線図

D フェーズ 1 横・方向系の誤差あり解析

D.1 誤差あり線形解析

Appendix B.4 で検討した空力誤差の各ケースについて、時系列で不安定な極の実部をプロットした結果を図 150 に示す。併せて、機体の運動方程式の極のうち、最も不安定なモードについても示してある。ただし、運動方程式を通常の横・方向系の式に ψ を加えた 5 次式で取り扱っているため、必ず原点に極が存在する。ここでは、原点の極を除いて評価した。

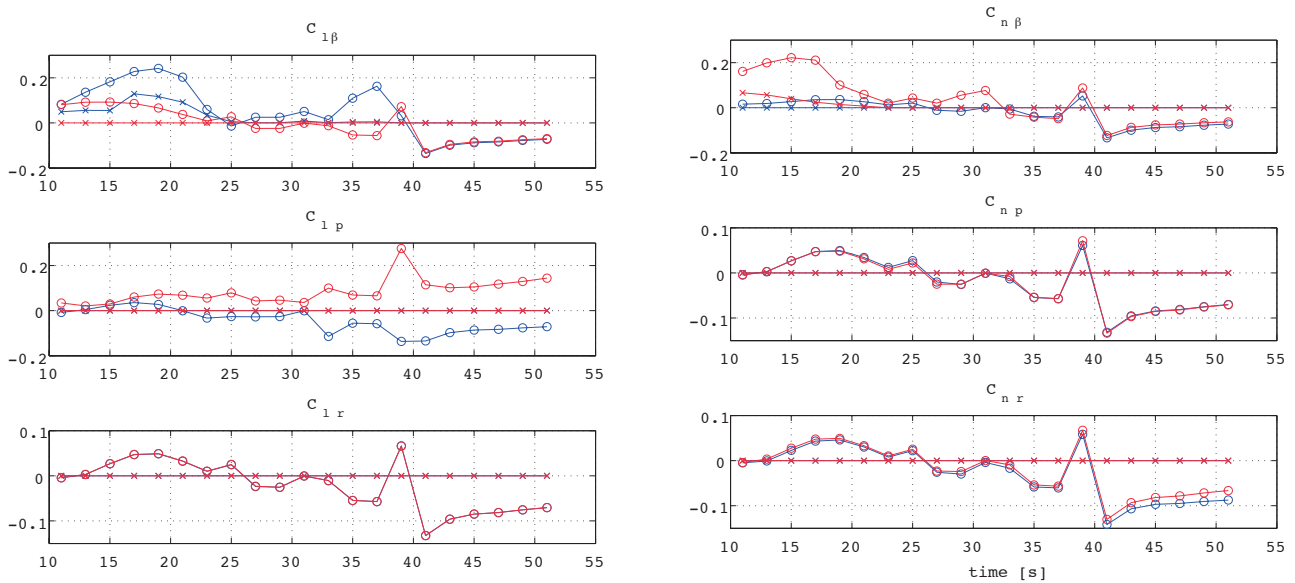


図 150 C_n 誤差に対する A 行列の不安定極の実部

○：機体の最も実部が大きい特性根，×：閉ループの不安定極の実部

赤：-誤差，青：+ 誤差

これらの図から、 $C_{l\beta+}$ 誤差の 23 秒までと、 $C_{n\beta-}$ 誤差の 19 秒までが不安定極の実部が大きいことがわかる。従って、これらの誤差がある場合に、この区間で不安定モードが励起されることになる。

各点における不安定極と、そのモードの出力比を評価する。閉ループの線形モデルを

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}_c \mathbf{x} + \mathbf{B}_c \mathbf{u} \quad (15)$$

$$\mathbf{y} = [p \ r \ \psi_F \ \beta]^T = \mathbf{C}_c \mathbf{x} + \mathbf{D}_c \mathbf{u} \quad (16)$$

とすると、 \mathbf{A}_c の固有値のうち実部が正となっている固有値に対応する固有ベクトル \mathbf{d} を用いて、

$$\mathbf{y}_u = \mathbf{C}_c \mathbf{d} \quad (17)$$

として不安定なモードの出力比を算出した。また時定数は、実部が正の固有値の実部の逆数とした。結果を表 48 に示す。この表から、以下のことがわかる。

- $C_{l\beta+}$ 誤差の場合
 - － 時定数が次第に小さくなり、17 秒が最も時定数が小さく、その後時定数は大きくなる。
 - － 発散モードのうち ψ_F の割合は時間とともに小さくなり、ほとんど β のみの挙動となる。
- $C_{n\beta-}$ 誤差の場合
 - － 時定数が次第に大きくなる。
 - － 発散は主に β に現れる。

従って、これらの誤差があるときの不安定モードの影響は β を評価すればよい。

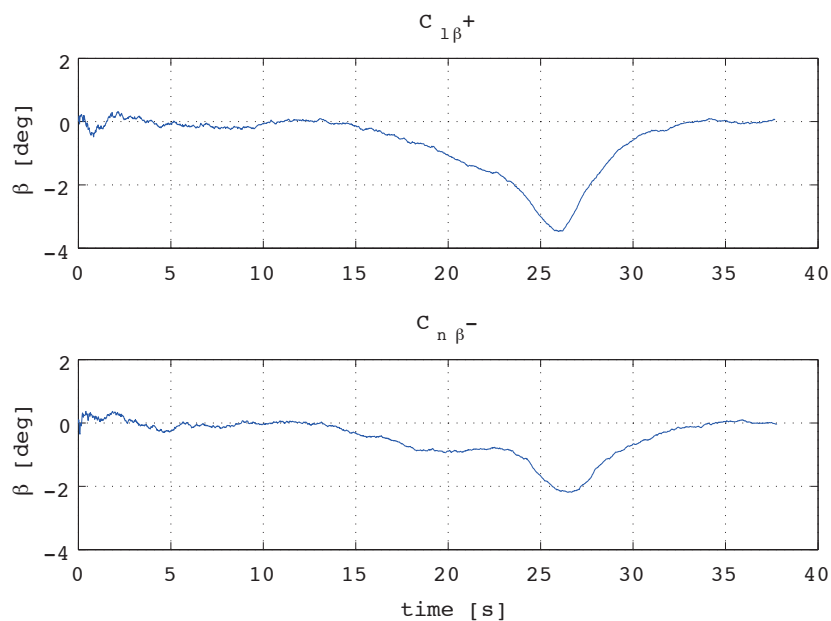
表 48 不安定極と不安定モード

誤差	変数	11 秒	13 秒	15 秒	17 秒	19 秒	21 秒	23 秒
$C_{l\beta+}$	極	0.0494	0.0558	0.0551	0.1291	0.1166	0.0917	0.0342
	時定数	20.2	17.9	18.1	7.7	8.6	10.9	29.2
	p	0.0024	0.0029	-0.0027	0.0062	-0.0041	0.0022	-0.0002
	r	-0.0001	0.0001	0.0001	-0.0003	0.0002	-0.0002	0.0001
	ψ_F	0.0479	0.0520	-0.0484	0.0481	-0.0350	0.0244	-0.0055
	β	0.1320	0.1627	-0.1872	0.3219	-0.2962	0.2707	-0.2491
誤差	変数	11 秒	13 秒	15 秒	17 秒	19 秒		
$C_{n\beta-}$	極	0.0663	0.0564	0.0397	$0.0245 \pm 0.0709 i$		$0.0145 \pm 0.0819 i$	
	時定数	15.1	17.7	25.2	40.9		68.8	
	p	0.0013	-0.0001	0.0006	$-0.0018 \mp 0.0019i$		$0.0025 \pm 0.0032i$	
	r	-0.0005	0.0004	0.0002	$-0.0002 \mp 0.0004i$		$0.0002 \pm 0.0005i$	
	ψ_F	0.0200	-0.0023	0.0150	$-0.0317 \pm 0.0144i$		$0.0435 \mp 0.0226i$	
	β	0.5089	-0.4525	-0.3625	0.3068		-0.2501	

D.2 単独誤差解析+ガスト

$C_{l\beta+}$ 誤差, $C_{n\beta-}$ 誤差の単独誤差解析 (3σ 相当の単一誤差を入力してシミュレーション) に, 不安定な運動を励起するために中程度の耐性評価用のガストを加えて評価を行った.

結果を図 151 に示す. この図に示した通り, 単独誤差が 3σ 相当あった場合でも, β の偏差は問題にならない.

図 151 単独誤差に対する β の時歴

D.3 3σ 誤差 +MCS +ガスト

$C_{l\beta+}$ 誤差, $C_{n\beta-}$ 誤差をそれぞれ 3σ 相当加えた上で, MCS を 100 ケースずつ実施した. その際に不安定な運動を励起するために, 中程度の耐性評価用のガストを加えた.

結果を表 49 に示す. ここでは, 非常に強い誤差となる 3σ 相当の誤差を加えた上に, 通常の MCS 相当の誤差を加えて評価しているため, フェーズ 1 で $|\beta| > 10 \text{ deg}$ となったケースのみをカウントした. 各不良ケースの β の時歴を, 図 152 に示した. またそれらのケースの主要な誤差を表 50 に示した.

図 152 のうち, 緑で示した 1 ケースが $C_{n\beta-}$ 誤差のケースで, 残りが $C_{l\beta+}$ 誤差のケースである. これらのケースの内, 不安定モードが終わっている区間 ($C_{l\beta+}$ が 23 秒, $C_{n\beta-}$ が 19 秒) 以降で β が大きくなっているケースが 3 ケース (13, 50, 166) ある. これらは不安定モード以外の原因により β が増大する現象が発生していると考えられる. 特にケース 166 については, 19 秒以前の不安定モードが励起されている区間では β が $\pm 10 \text{ deg}$ 以内に収まっており, この不安定モードの影響は小さいと考えられるので今回の検討の対象外である.

表 50 に示した主要な誤差を見ると, いずれのケースも初期角速度 (p_0, r_0) または初期速度 V_{y0} , つまり β_0 が入っている. 従って, 空力誤差などにより不安定なモードが発生した上で, 初期に擾乱を加えられていることが影響して β 超過が発生していると推定される.

表 49 3σ 誤差の MCS 結果

誤差	ケース数	$ \beta > 10 \text{ deg}$	ケース番号
$C_{l\beta+}$	100	7	1-100
$C_{n\beta-}$	100	1	101-200

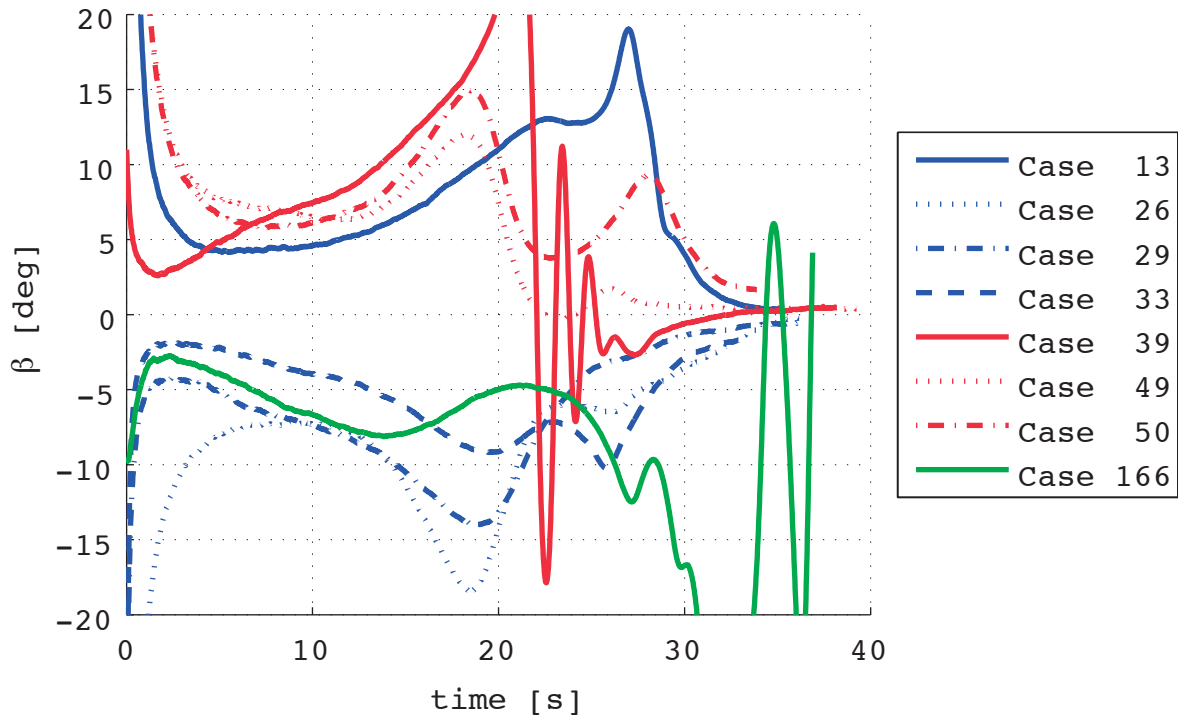


図 152 MCS に対する β の時歴

表 50 β 超過ケースの主要誤差

ケース番号	誤差							
	誤差値							
Case 13	$C_{l\beta}$	CG Y*	EGI A_y	p_0	EGI p	$C_{n\beta}$	I_{xz}	dC_{nsa}
	3.000	0.983	-2.52	2.431	1.830	1.555	1.500	1.298
Case 26	$C_{l\beta}$	EGI A_y	r_0	V_{y0}	dC_{lsa}	C_{lp}		
	3.000	-1.852	1.767	1.748	-1.202	1.184		
Case 29	$C_{l\beta}$	r_0	C_{l0}	I_{xx}	EGI r			
	3.000	2.481	-1.883	1.631	1.573			
Case 33	$C_{l\beta}$	CG Y*	p_0	EGI p	C_{lr}	EGI A_y		
	3.000	0.061	-1.513	1.348	1.307	1.238		
Case 39	$C_{l\beta}$	r_0	dC_{nr}	I_{xx}	dC_{nsa}	C_{lp}	C_{lr}	
	3.000	-2.844	2.336	-2.068	-1.836	1.338	-1.333	
Case 49	$C_{l\beta}$	CG Y*	C_{n0}	r_0	dC_{lsa}	EGI A_y		
	3.000	0.132	-2.241	-1.921	-1.826	1.344		
Case 50	$C_{l\beta}$	V_{y0}	C_{n0}	$C_{n\beta}$	r_0	EGI p		
	3.000	-1.742	-1.500	-1.483	-1.366	1.189		
Case 166	$C_{n\beta}$	CG Y*	$C_{l\beta}$	r_0	dC_{nsa}	dC_{nr}		
	-3.000	0.885	2.6	2.342	-1.882	-1.096		

*：一様分布誤差．誤差値は [0,1] の範囲で，ノミナル値は 0.5

無印：正規分布誤差．標準偏差の倍数で表示

D.4 考察

$C_{l\beta}$ に $+3\sigma$ 相当の誤差が生じた場合には，初期方位角制御で主に β が発散する不安定モードが生じる．この場合に，他の誤差との組み合わせがあり，さらに大きな初期角速度がある場合に β 超過が発生する可能性がある．ただしその確率は， $C_{l\beta}$ に $+3\sigma$ 相当の誤差が生じる確率が 0.14% 程度，その上で発散する確率が 7% 程度なので，0.01% 程度となる．

$C_{n\beta}$ 誤差については，100 ケースの MCS ではこの不安定モードによる発散は生じなかったもので，リスクは無視できると判断した．

以上から，初期方位角制御の前半で誤差の組み合わせによって生じる不安定モードのリスクは非常に小さいと考えられる．

E ブーム伝播解析によるブームコーン解析の検証

MCS の結果では，ブームコーン解析によりブームを計測できるかどうかを評価していた．しかし，あくまで幾何学的な関係を用いた簡易解析であるため，実際の衝撃波の伝搬を考慮した解析と比較することで，その妥当性を確認する．以下では，衝撃波の伝搬を模擬した解析をブーム伝搬解析と呼ぶ．

E.1 解析手法

ブームコーン解析の短所をまとめると、以下の通りとなる。

- 定常風，大気温度の影響が考慮されない
- フォーカシングを判定していない

ブーム伝搬解析では，MCS で実施されたシミュレーションの各ケースについて解析を行う．ソニックブームは，機体のノーズから後方へ広がる円錐形の図で表されることが多いが，これはある瞬間にそれまでに発生したソニックブームの位置を図示したものである (図 153 右)．実験機の軌道に沿った各時点で発生したソニックブームは，マッハ数に応じた角度でマッハコーンを作るように前方に伝搬する (図 153 左)．ただし，マッハコーン角 β は，

$$\sin \beta_M = 1/M \quad (18)$$

となる．本解析ではシミュレーションで考慮した大気誤差や風のばらつきも考慮して衝撃波の伝搬を計算し，BMS で計測されるブームを特定する．この結果，ブーム伝搬解析ではブームコーン解析では考慮されない定常風，大気温度分布を考慮することができ，さらに BMS 到達時のフォーカシングについて評価を行うことができる．

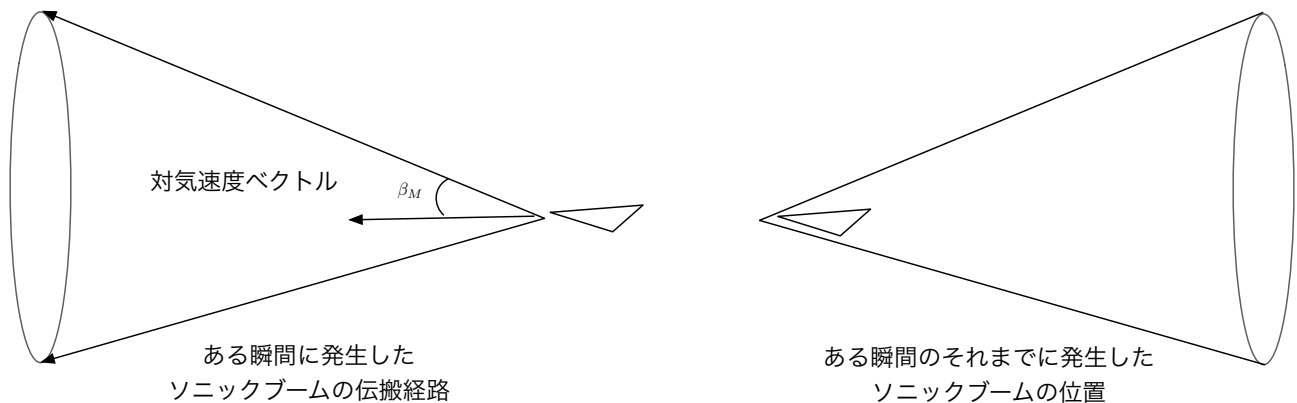


図 153 ソニックブームの伝搬モデル

フォーカシングについては，機体から伝搬するブームが直接 BMS で計測される直接波と地面で反射したあとで BMS で計測される反射波について以下の通りの条件を満たしたときにフォーカシングが発生していないと判定する．

直接波 観測したいブームに対し，先に入射するブームは 0.3 秒以上前，後から入射するブームは 0.1 秒以上後

反射波 観測したいブームに対し，先に入射するブームは 0.5 秒以上前，後から入射するブームは 0.1 秒以上後

E.2 解析結果

ブーム伝搬解析は，機体が破壊されるリスクが低いと考えられるケースについて，幅広く実施した．具体的には荷重倍数制限を $\pm 5.0\text{ G}$ ，横滑り角の最大値を $\pm 10\text{ deg}$ ，迎角下限を -15 deg まで緩和した．この結果，ブーム伝搬解析を行わなかったのはフラッタ制限を超過する 1 ケースと，飛行不良の 2 ケース (Case355 と 2605) となり，残りの 2997 ケースについてはブーム伝搬解析を行った．

対象とする MCS の結果とブーム伝搬解析結果を表 51 に示す．MCS の制限超過 36 ケースをブーム伝搬解析による基準で判定すると，31 ケースが計測成功となる．その結果，MCS の成功の総数は 2906 となり，ブーム伝搬解析の結果と一致する．ただし，MCS では評価対象がマイク 1 のみであるのに対し，ブーム伝搬解析では 4 つのマイクを対象としてミッション評価を行っている．ブーム伝搬解析において，マイク 1 のみを対象として評価を行った場合には，計測成功は 2852 ケースであった．総合的に見れば，ブーム伝搬解析の成功ケースと MCS の成功ケースの内容 (Case 番号) には多少の違いがあるものの，ブームコーン解析によるミッション評価は十分な精度を有していると考えて良い．

ブーム伝搬解析では、マイクが地表高度 750, 500, 250, 50 m(順にマイク 1-4) に係留されていることを想定している。ただし、この高度は無風で小型飛行船が係留点直上にある場合の値であり、MCS で想定された定常風によって、位置がケース毎に変化している。計測成功ケースに対し、計測に成功したマイクの数を表 52 に示す。計測に成功したマイク数が 1 だったのは 6 ケース存在し、全てのケースでマイク 4(地表高度 50 m) のみが計測に成功した。従って、マイク 4 の設定は重要かつ必須と考えられる。

図 154 および図 155 には、マイク 1(地表高度 750 m) で計測したブーム発生時のマッハ数と C_L のヒストグラムを示す。マッハ数の平均値は 1.3047, 分散が 0.0012, 同じく C_L の平均値と分散は 0.12144 と 1.0254×10^{-5} となった。

表 51 MCS とブーム伝搬解析結果 (ケース数)

項目	MCS	ブーム伝搬解析
計測成功	2875	2906
計測不良	85	86
制限超過	36	5
飛行不良	4	

表 52 計測成功マイク数

計測成功マイク数	ケース数
1	6
2	16
3	80
4	2804

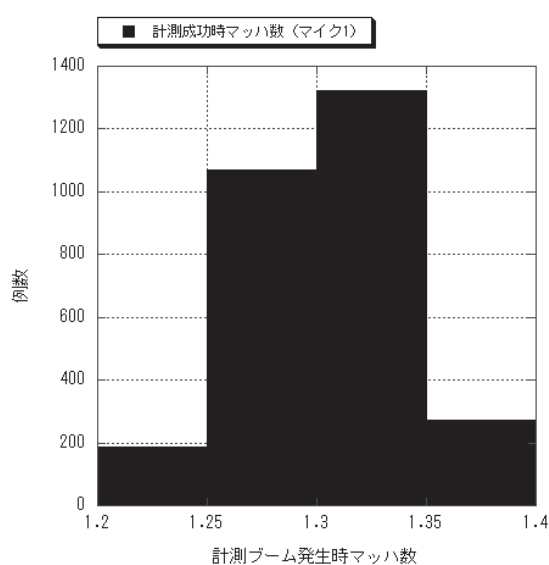
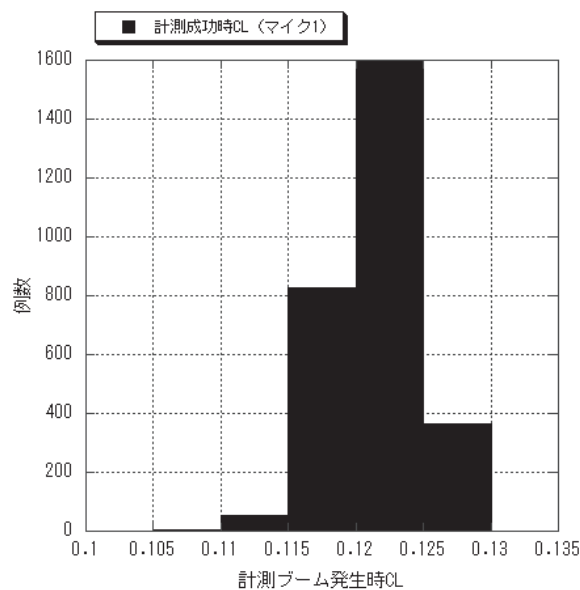


図 154 計測マッハ数分布 (マイク 1)

図 155 計測 C_L 分布 (マイク 1)

F ソフトウェアの検証方法について

ソフトウェアの検証は V&V と呼ばれ、検証 (Verification) と妥当性確認 (Validation) という 2 つの視点から評価することとされている。ここでは、本プロジェクトの誘導制御系ソフトウェア開発における V&V プロセスについて述べる。

F.1 OFP の検証 (Verification)

検証とは、設計したアルゴリズム通りに OFP が開発されていることを確認するソフトウェア開発工程の最終プロセスである。

設計した誘導制御則の仕様通りに OFP が機能するかを検証するため、MCS を活用した。図 156 に OFP の検証についての構成図を示す。

設計・評価に使用した運動計算用プログラムと OFP の誘導制御則部分を組み合わせて MCS を実施した。その結果を設計・評価用の誘導制御則と組み合わせた MCS の結果と比較することで、仕様通りに製作されているかどうかを検証した。この検証過程の中では、OFP のバグの洗い出しだけではなく、仕様が設計者の意図を必ずしも完全に反映できていないケースや設計・評価用ツールのバグについても洗い出すことができた。具体的には、設計に使用した誘導制御則のプログラムで、フィルタ処理の手順が誤っていたことが判明したケースなどがあった。第 3 次キャンペーンの飛行試験の前に実施した OFP 検証の最終結果を表 53 に示す。

ここでは運動計算として同じプログラムを使用しているため、誘導制御則が出力するコマンドが完全に一致すれば全く同じ結果となる。最終的には、この表に示すとおり各不良ケース数が完全に一致し、またそれぞれの不良ケースが発生していたのが同じケース (同じ誤差セット) であることを確認した。このように、シミュレーション結果の判定が一致するまで違いの原因の追及を行うことで、仕様が不完全であったところをなくし OFP のバグを取ることでき、最終的に設計した意図通りのプログラムができていることが検証できた。

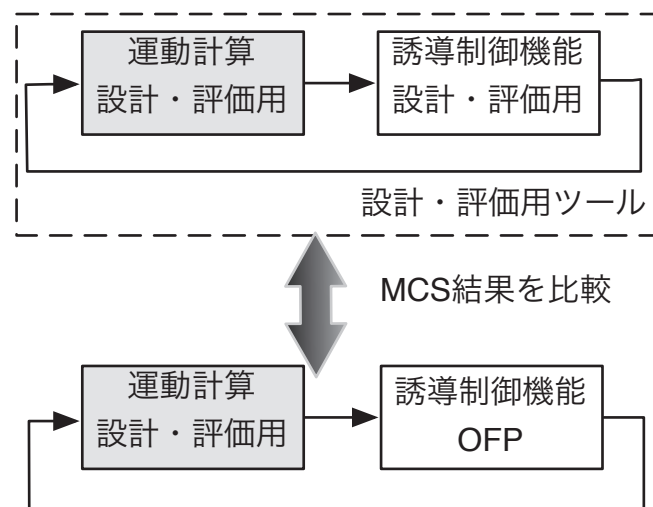


図 156 OFP の検証方法

表 53 OFP の検証結果 (1000 ケース)

ツール	ミッション評価項目 [%]			
	計測成功	計測不良	制限超過	飛行不良
設計・評価用	95.4	2.8	1.7	0.1
OFP	95.4	2.8	1.7	0.1

F.2 OFP の妥当性確認 (Validation)

OFP が仕様通りに製作された上で、その機能がさまざまな条件下でミッション要求を達成するという目的に対して適切かどうかを検証するのが妥当性確認の目的である。

設計段階では、MCS を利用してミッション成功率を評価することでその妥当性を確認していた。しかしながら、設計段階で使用した運動計算プログラムについて、製作者以外の独立した立場からの検証 (独立検証) が行われなければ、OFP の検証で見つかったようなバグが運動計算プログラムに存在する可能性が残る。そこで図 157 に示すように、新たに独立検証用に運動計算プログラムを作成し、設計・評価用ツールと独立評価用ツールによる MCS の結果を比較した。比較した結果を表 54 に示す。

この比較ではシミュレーションツールが異なるため、MCS で発生している誤差の組み合わせも異なっている。従って、OFP の検証の時と同じように、全く同じ結果を得ることはできない。しかしながら、いずれの結果も計測成功が 90% 以上となる 95% 信頼区間の 91.2% 以上を達成していること、3000 ケースでの比較でも同様の傾向であったこと、飛行不良などの不良ケースの飛行状況が同様の傾向であったことから、同等の結果であると判断した。この結果、設計評価用ツールは適切に製作され、誘導制御則の機能は各要求項目に対して妥当であることが確認された。

なお、独立評価用ツールを用いた妥当性確認は、第 1 次キャンペーンの飛行試験後に実施された。これは飛行破綻の原因究明と対策を進める中で、リスク低減策の一つとして採用されたためである。ソフトウェアの開発において、バグを撲滅することは困難だが、様々なテストを重ねることでバグを減らすことはできる。誘導制御則が最終的に搭載されるまでの評価において、その検証および妥当性確認 (V&V) は重要なプロセスであり、多角的な評価により OFP の信頼性を向上させるという意味で、独立検証は非常に重要な役割を果たした。

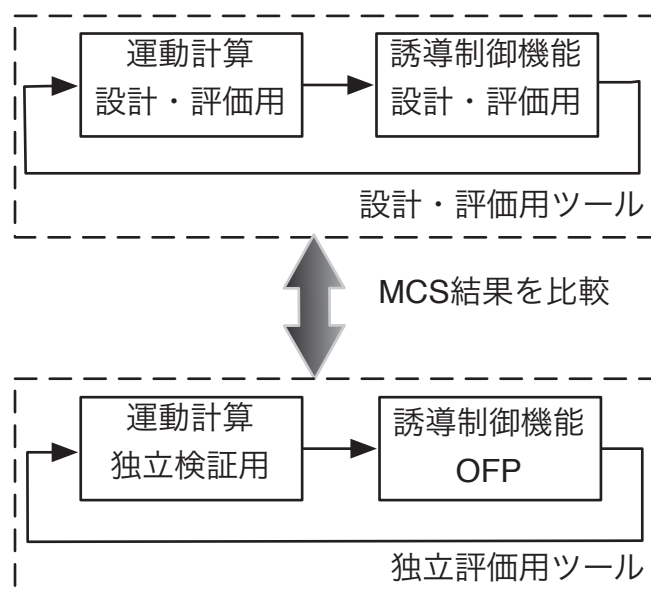


図 157 OFP の妥当性確認方法

表 54 OFP の妥当性確認結果 (1000 ケース)

ツール	ミッション評価項目 [%]			
	計測成功	計測不良	制限超過	飛行不良
設計・評価用	95.4	2.8	1.7	0.1
独立検証用	95.3	3.2	1.4	0.1

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-18-004
JAXA Research and Development Report

D-SEND#2の誘導制御系の評価について
Performance evaluation of GNC system of D-SEND#2

発	行	国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 (JAXA) 〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1 URL: http://www.jaxa.jp/				
発	行	日	平成30年11月12日			
電	子	出	版	制	作	松枝印刷株式会社

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等加工することを禁じます。
Unauthorized copying, replication and storage digital media of the contents of this publication, text and images are strictly prohibited. All Rights Reserved.

