

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

リフティングボディ飛行実験（LIFLEX）誘導制御系 ー基準軌道および誘導則の設計ー

南 吉紀, 塚本 太郎

2010年12月

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

リフティングボディ飛行実験(LIFLEX)誘導制御系－基準軌道および誘導則の設計－
正 誤 表

Abstract :

| ページ | 行 | 誤 | 正 |
|-----|----|--|---|
| 1 | 1 | A <u>L</u> ifting body re-entry vehicle | A <u>l</u> ifting body re-entry vehicle |
| | 2 | The <u>L</u> ifting body | The <u>l</u> ifting body |
| | 6 | for <u>L</u> ifting-body re-entry vehicle. | for <u>l</u> ifting-body re-entry vehicle. |
| | 12 | as that of ALELEX_Finally, six-degree-of-freedom | as that of ALELEX_ Finally, six-degree-of-freedom |

LIFLEX 基準軌道・誘導則設計

目 次

| | |
|--|----|
| 略称・変数・添え字の定義 | 2 |
| 1. はじめに | 3 |
| 2. 実験機 | 4 |
| 2.1. 機体 | 4 |
| 2.2. 空力特性 | 6 |
| 2.3. 舵面と操舵量 | 7 |
| 3. 誘導制御に対する要求 | 8 |
| 4. 誘導制御則設計概要 | 9 |
| 4.1. 誘導制御構造概要 | 9 |
| 4.2. 誘導制御系設計の流れ | 10 |
| 5. 基準軌道設計 | 13 |
| 5.1. 基準軌道設計概要 | 13 |
| 5.2. 基準軌道の計算 | 15 |
| 5.2.1. 軌道捕捉曲線の計算 | 15 |
| 5.2.2. 引き起こし曲線の計算 | 16 |
| 5.2.3. 基準軌道計算結果 | 16 |
| 5.3. 基準軌道の近似多項式フィッティング | 17 |
| 5.4. 分離時位置誤差に対応した基準軌道の変更 | 19 |
| 5.4.1. 分離位置誤差に対する基準軌道の変更 | 19 |
| 5.4.2. 一定経路角飛行開始時における基準軌道の変更 | 19 |
| 5.5. 加速度FFコマンドと追い風・向かい風補償 | 21 |
| 5.6. 分離時風予測によるノミナルスピードブレーキ操舵角補償 | 23 |
| 6. 誘導則設計 | 26 |
| 6.1. フェーズ切り替え | 26 |
| 6.2. 縦誘導 | 29 |
| 6.2.1. 経路角制御による軌道捕捉 (ダイブ1フェーズ) | 29 |
| 6.2.2. 基準軌道追従制御 (ダイブ2フェーズ～緩滑空フェーズ) | 30 |
| 6.2.3. ファイナルフレアフェーズ | 30 |
| 6.3. 速度制御 | 31 |
| 6.4. 横誘導 | 31 |
| 6.5. 誘導則設計用拡大線形モデルとMDM/MDPによる設計結果 | 32 |
| 6.5.1. 機体運動線形数学モデル | 33 |
| 6.5.2. 機体運動線形数学モデルと制御則の結合 | 35 |
| 6.5.3. MDM/MDPによる誘導ゲイン設計結果 | 36 |
| 6.6. 基準軌道に対する安定解析結果 | 39 |
| 6.7. 迎角過大による失速を防ぐ迎角リミッター | 40 |
| 6.8. フェーズ間誘導指令を円滑にするフェーダ | 41 |
| 7. 6DOFシミュレーション結果 | 42 |
| 7.1. ノミナルケース | 43 |
| 7.2. オフノミナル代表ケース | 45 |
| 8. まとめ | 48 |
| 9. おわりに | 49 |
| 10. 参考文献 | 49 |

| | |
|----------------------------------|----|
| 付録..... | 51 |
| 付録1. 接地速度の設計 | |
| 付録2. 平衡滑空角・速度の設計 | |
| 付録3. 3DOFによる基準軌道計算 | |
| 付録4. 機体線形モデルと拡大線形モデル | |
| 付録5. 安定解析結果（ステップ応答） | |
| 付録6. 基準軌道計算結果 | |
| 付録7. ノミナルシミュレーション結果 | |
| 付録8. オフノミナルシミュレーション結果 | |
| 付録9. 分離シーケンス | |
| 付録10. 地上走行ドラッグシュート放出およびブレーキシーケンス | |

図表目次

| | | | |
|---|----|---|----|
| 表 2-2 空力モデルパラメタ | 6 | 図 4-4 一次設計での問題 | 11 |
| 表 2-3 操舵量と操舵角の変換..... | 7 | 図 4-5 LIFLEX 誘導制御設計の二次設計以降 | 11 |
| 表 5-1 基準軌道設計条件 | 13 | 図 5-2 基準軌道概要図 | 13 |
| 表 5-2 基準軌道概要説明 | 14 | 図 5-1 基準軌道設計の流れ | 13 |
| 表 5-3 軌道捕捉曲線の設計パラメタ | 15 | 図 5-3 基準軌道..... | 14 |
| 表 5-4 引き起こし曲線の設計パラメタ | 16 | 図 5-4 6DOFシミュレーションを用いた基準軌道設計 | 15 |
| 表 5-5 基準軌道近似曲線パラメタ一覧..... | 18 | 図 5-5 基準軌道データ計算結果..... | 16 |
| 表 5-6 定常風とノミナルスピードブレーキ舵角 @高度 100M..... | 24 | 図 5-6 分離直後の基準軌道の変更（分離付近）..... | 19 |
| 表 6-2 誘導フェーズ切り替え状態遷移条件 | 27 | 図 5-7 軌道捕捉直後の基準軌道変更 (㊦分離付近, ㊦接地付近) | 20 |
| 表 6-4 縦誘導および速度制御のフィードバックゲイン | 38 | 図 5-8 加速度FFコマンド (ΔAz_{CFF}) | 21 |
| 表 6-5 横誘導のフィードバックゲイン | 38 | 図 5-9 誘導則における縦加速度 (ΔAz) の定義 | 21 |
| 表 7-1 シミュレーションの種類..... | 42 | 図 5-10 加速度FFコマンド出力ブロック図..... | 22 |
| 表 7-2 外部環境条件..... | 42 | 図 5-11 ノミナルスピードブレーキ操舵角（無風時）.... | 23 |
| 表 7-3 分離条件..... | 43 | 図 5-12 動圧一定平衡滑空（向かい風） | 24 |
| 表 7-4 その他特記事項..... | 43 | 図 5-13 ノミナルスピードブレーキ 操舵角出力ブロック図..... | 25 |
| 表 7-5 ノミナルシミュレーション結果 | 44 | 図 5-14 ノミナル δ_{SB_C} 補正係数 V_{SVV} | 25 |
| 表 7-6 オフノミナルケース | 45 | 図 5-15 定常風がある時の対地速度と対気速度..... | 25 |
| 表 7-7 オフノミナルシミュレーション結果 | 45 | 図 6-1 LIFLEX 誘導則概要ブロック図..... | 26 |
| 図 1-1 リフティングボディ形状の宇宙往還機イメージ と LIFLEX 実験機（左上） | 3 | 図 6-3 経路角制御による軌道捕捉 (ダイブ1フェーズ) ブロック線図 | 29 |
| 図 2-1 LIFLEX 実験機形状 | 4 | 図 6-4 基準軌道追従制御による縦誘導（ダイブ2フェーズ ～緩滑空フェーズ） ブロック線図 | 30 |
| 図 2-2 LIFLEX 外観と装備 | 5 | 図 6-5 ファイナルフレアの縦誘導則ブロック線図..... | 31 |
| 図 2-4 基本空力係数とトリム空力係数 (LIFLEX 空力モデル VER.4.70) | 6 | 図 6-6 速度制御則ブロック線図..... | 32 |
| 図 2-5 舵面および操舵の正操舵方向の定義 | 7 | 図 6-7 横誘導則ブロック線図..... | 32 |
| 図 3-1 LIFLEX ミッションイメージ..... | 8 | 図 6-8 誘導則と誘導則制御対象..... | 32 |
| 図 4-1 LIFLEX 誘導制御則ブロック図概要 | 9 | 図 6-9 縦誘導経路角制御設計における 拡大制御対象線形モデル | 35 |
| 図 4-2 誘導制御系設計の流れ..... | 10 | 図 6-10 縦誘導および速度制御設計における | |
| 図 4-3 LIFLEX 誘導制御系設計の流れ..... | 10 | | |

| | | | |
|--------------------------------|----|------------------------------|----|
| 拡大制御対象線形モデル..... | 35 | 図6-16 安定余裕（ゲイン余裕と位相余裕）時間履歴 | 39 |
| 図6-11 横誘導設計における拡大制御対象線形モデル.... | 35 | | 39 |
| 図6-12 ダイブ1フェーズ（経路角制御）縦誘導 | | 図6-17 トリム揚力曲線と迎角制限..... | 40 |
| ゲイン設計ブロック線図..... | 36 | 図6-18 フェーダブロック線図..... | 41 |
| 図6-13 ダイブ2フェーズ～緩滑空フェーズ（経路角制御） | | 図7-2 オフノミナルケースシミュレーション結果概要 | 46 |
| 縦誘導・速度制御ゲイン設計ブロック線図.. | 36 | | 46 |
| 図6-14 横誘導ゲイン設計ブロック線図..... | 36 | 図7-3 接地点付近拡大（基準軌道を [0,150] を | |
| 図6-15 誘導則および速度制御則 | | 通る軌道とした場合)..... | 47 |
| フィードバックゲイン設計点..... | 37 | | |

リフティングボディ飛行実験 (LIFLEX) 誘導制御系 －基準軌道および誘導則の設計－*

南 吉紀^{*1}, 塚本 太郎^{*1}

Guidance and Control System for Lifting-body FLight EXperiment (LIFLEX)
- Flight Path Planning and Guidance Law Design - *

Yoshinori MINAMI^{*1} and Taro TUKAMOTO^{*1}

Abstract

A Lifting body re-entry vehicle is one of the concept of re-usable Space Transportation System that Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA, has been investigated. In this concept the vehicle generate lift force by its body without wings. The Lifting body shape has some advantages such as superior volumetric efficiency and better characteristics against aerodynamic heating at hypersonic speed. On the other hand, the disadvantages such as its low lift-drag ratio, poor stability and controllability at low speed make it more difficult to land on a conventional runway. LIFLEX (Lifting-body Flight Experiment), a flight experiment using a small and low-cost vehicle, has been planned to accumulate the knowledge and skills for automatic landing technology for Lifting-body re-entry vehicle.

This report describes about the flight path planning and the guidance law design for LIFLEX vehicle. A flight reference trajectory and feed-forward command profiles were designed by executing an six-degree-of-freedom open loop flight simulation. And, onboard compensation was added to modify the trajectory and feed-forward commands to handle various separation conditions and steady wind conditions. The structure of guidance law is based on the PID controller. The guidance feed-back gains were designed using MDM/MDP approach. These are the same architectures as that of ALELEX. Finally, six-degree-of-freedom simulations including a nominal case and six off-nominal cases were performed and all cases are satisfied all the required conditions during the flight and at the touchdown point.

Key words: Re-Entry, Lifting Body, Automatic Landing, Space Plane, Space Transportation System

概 要

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) で検討している次世代の再使用宇宙往還システムのコンセプトの一つとしてリフティングボディ形状の宇宙往還システムがある。これは翼を持たず胴体によって揚力を発生させ飛行する機体で、再突入における空力加熱に対して優位な形状である等の利点を有した形状であるが、低速での飛行制御に困難がある。その一方で、滑走路への水平着陸を行うためには精度の高い飛行制御が要求される。リフティングボディ飛行実験 (LIFLEX) は、このリフティングボディ形状宇宙往還機の自動着陸技術を蓄積するために計画された小規模かつ低コストな機体を用いた飛行実験である。

本稿は、このLIFLEXにおける誘導制御系設計の内、基準軌道設計および誘導則設計に関する報告である。まず、基準軌道設計では、6DOFオープンループシミュレーションにより基準軌道とフィードフォワードコマンドプロファイルを設計する。そして、オンボード上での基準軌道およびフィードフォワードコマンド計算において、定常風や分離時の状態を補償するロジックを組み込んだ。誘導則に関しては、基本的にALFLEXで行われた設計方法に従っており、制御構造はPID制御を基本としている。これらのフィードバックゲインはMDM/MDP法を用いて設計される。そして、ノミナルケースおよび代表ケースとして6ケースのオフノミナルケースに対する6DOFシミュレーション結果を評価する。

* 平成22年10月4日受付 (Received 4 October 2010)

*1 宇宙輸送ミッション本部 宇宙輸送システム技術研究開発センター

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

略称・変数・添え字の定義

| 略 称 | |
|---------|--|
| ALFLEX | 小型自動着陸実験 (Automatic Landing Flight Experiment) |
| DOF | 自由度 (Degree Of Freedom) |
| EAS | 等価対気速度 (Equivalent Air Speed) |
| FB | フィードバック (Feed-Back) |
| FCP | 飛行制御プログラム (Flight Control Program) |
| FF | フィードフォワード (Feed- Forward) |
| GFRP | ガラス繊維強化プラスチック (Glass Fiber Reinforced Plastics) |
| GNC | 航法誘導制御 (Guidance Navigation and Control) |
| LIFLEX | リフティングボディ飛行実験 (Lifting-body Flight Experiment) |
| MDM/MDP | 多遅れモデル／多設計点 (Multiple-Delay-Model and Multiple Design Point) |
| RC | ラジオコントロール (Radio Control) |
| TAS | 真対気速度 (True Air Speed) |

変 数

| | |
|----------------------------------|------------------------|
| D_p | 動圧 |
| E | 3-2-1型オイラー座標変換行列 (※太字) |
| F | 並進力 |
| H | 高度 |
| I | 機体座標系慣性行列 (※太字) |
| $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xz}$ | 機体座標系慣性能率, 慣性乗積 |
| LB, WB, HB | 胴体長, 幅, 高さ |
| M | モーメント |
| P, Q, R | 機体座標系角速度成分 |
| S | 空力代表面積 |
| U | 制御量ベクトル (※太字) |
| U, V, W | 機体座標系速度成分 |
| V_{\square} | 速度 (※添え字つき) |
| X | 状態量ベクトル (※太字) |
| X, Y, Z | 位置 |
| X_{CG}, Y_{CG}, Z_{CG} | 機体重心位置 |
| X_{CM}, Y_{CM}, Z_{CM} | 機体空力モーメント基準点位置 |

| | |
|----------------------|------------------------------------|
| Y | 観測量ベクトル (※太字) |
| b | 空力横代表長さ |
| c | 空力縦代表長さ |
| g | 重力加速度 (=9.80665 m/s ²) |
| m | 機体質量 |
| t | 時間 |
| $temp$ | 温度 |
| ΔAz | 縦引き起こし加速度 |
| Φ, Θ, Ψ | 姿勢角 (ロール, ピッチ, ヨー) |
| Γ | 経路角 |
| α | 迎角 |
| δ_A | エルロン操舵角 |
| δ_E | エレベータ操舵角 |
| δ_R | ラダー操舵角 |
| δ_{SB} | スピードブレーキ操舵角 |
| δ_{evLL} | 左下エレボン舵角 |
| δ_{evLR} | 右下エレボン舵角 |
| δ_{evUL} | 左上エレボン舵角 |
| δ_{evUR} | 右上エレボン舵角 |
| δ_{rL} | 左ラダー舵角 |
| δ_{rR} | 右ラダー舵角 |
| β | 横滑り角 |

※6章における状態変数に対する擾乱量は小文字表記で表記する。但し、操舵角に関する擾乱量に関しては、添え字部を小文字にする。(例 δ_{SB} の擾乱量は δ_{sb})

添 え 字

| | |
|------------------------|---------------|
| \square_B | 機体座標系 |
| \square_E, \square_R | 慣性座標系, 滑走路座標系 |
| \square_{LAT} | 横・方向 |
| \square_{LON} | 縦 |
| \square_c | コマンド |
| \square_{cFB} | フィードバックコマンド |
| \square_{cFF} | フィードフォワードコマンド |
| \square_g | 対地量 |
| \square_{ref} | 基準値 |

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構(JAXA)では、旧航空宇宙技術研究所(NAL)と旧宇宙開発事業団(NASDA)が進めていた宇宙往還技術試験機(HOPE-X)の開発研究の後、これをさらに発展させた将来の宇宙往還システムの概念を検討してきた。その中の有望なものの一つに重い翼を最小化するコンセプト、即ち翼を持たず、胴体そのもので揚力を発生する形状の機体であるリフティングボディ型再突入機がある。従来の翼胴形状の機体に対する優位性として、ロケット打ち上げ時の空力荷重や極超音速域での空力加熱が少ないことがあげられるが、その反面、翼胴形状の機体と比較して揚抗比(揚力/抗力)が小さいため進入/着陸時の軌道作成が難しく、また低速時(特に着陸時)の安定性/制御性の確保が非常に困難である。

LIFLEXはこのリフティングボディ形状の往還システムを実現する上で最も重要な技術課題の一つとなっている自動着陸技術の蓄積を主目的とし小規模かつ低コストな機体を用いた自動着陸実験であり、ヘリコプタで無人の実験機を懸吊し、高度1,000mから切り離して自動着陸させる飛行実験である。

本報告では、このLIFLEXの誘導制御系における基準軌道設計および誘導則設計について記述する。LIFLEXの誘導制御系に関する報告は、本報告を含め「―飛行制御系設計―」¹⁾、「―システム評価と飛行制御パラメタの最適化―」¹⁾の三部で構成されている。「―飛行制御系設計―」では機体の姿勢制御に関する設計と設計結果について報告されており、「―システム評価と飛行制御パラメタの最適化―」では誘導制御則を想定される多数のモデル化誤差と外部環境外乱に対して統計的に評価した評価と、統計的手法によるパラメタ調整、および調整後の誘導制御則の評価結果について報告されている。これらの報告も合わせて参照されたい。LIFLEXの誘導制御系は、過去に実施されたALFLEXの誘導制御系設計³⁾⁴⁾⁵⁾をベースに設計されている。誘導則設計では、設計された基準軌道より基準量(高度、高度変化率、等価対気速度)を算出し、その基準量に追従するフィードバック制御系を設計する流れとなる。しかしながら、LIFLEX実験機はALFLEX実験機よりもさらに自律飛行が困難な飛行特性をしており、さらに小規模な試験計画であるため機体モデルに対する不確定要素も大きくなっている。その為、基準軌道の設計方法(4章、5章)の変更や、飛行中の基準軌道の変更ロジック追加(5章)、定常風に対する補償ロジックの追加(5章)、実際の姿勢制御系を含んだモデルに対する誘導則の設計(6章)など数点にLIFLEX独自の誘導則設計手法を盛り込んだ。

なお、LIFLEXはシステム設計・製作の後、実験機懸吊飛行試験を含む開発試験まで進んだが、その時点で飛行実験実施が凍結となり、当初計画された自動着陸実験には至らなかった⁶⁾。しかしながら、誘導制御系に関する検討および設計に関しては、数値シミュレーションによってある程度評価することができ、ここではその設計結果と代表ケースに対するシミュレーション結果について報告する。

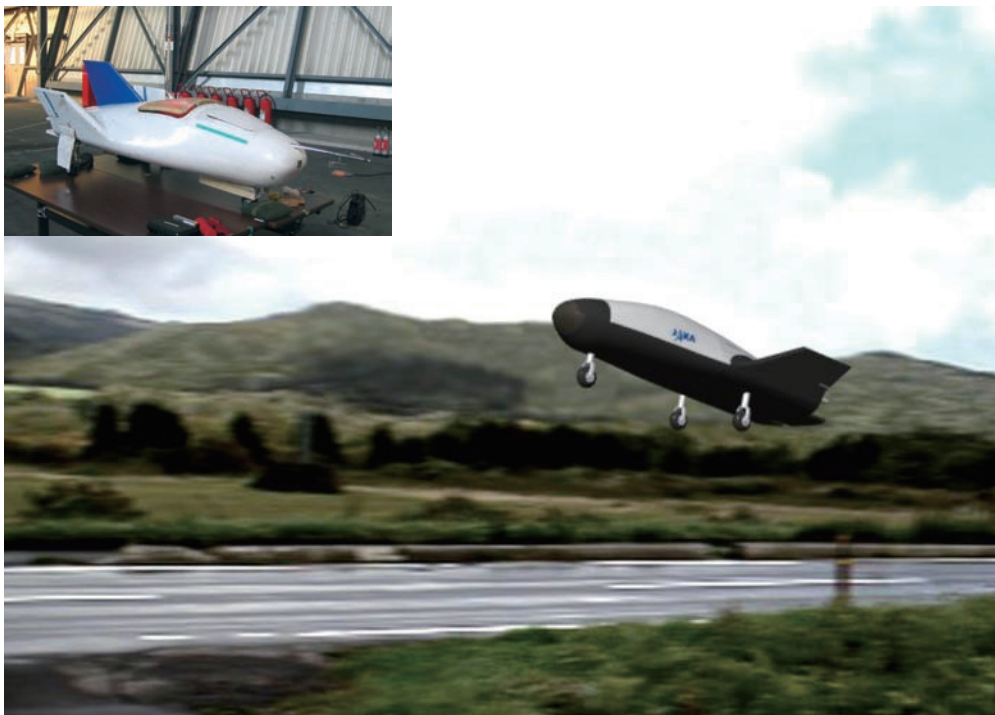


図1-1 リフティングボディ形状の宇宙往還機イメージとLIFLEX実験機(左上)

2. 実験機

まず、誘導制御対象である実験機の形状や慣性特性、空力特性について説明する。

2.1. 機体

図2-1にLIFLEX実験機形状、表2-1に機体形状主要パラメタ、図2-2に実験機の外観と装備を示す。

実験機は明確な翼を持たず胴体により揚力を発生させ飛行するリフティングボディ形状をしており、左右にチップフィン、胴体上部にセンターフィンが取り付けられており、操舵面として左右のラダーと機体後方にエレボン×4枚を装備している。また降着装置として、前脚および左右主脚を装備しており、それぞれの脚は胴体の中に収容することができるようになっている。機首先端にはエアデータセンサとして静圧・差圧孔と迎角および横滑り角計測用の矢羽根が取り付けられたピトープローブが取り付けられている。また、機首下部には、搭載カメラ用の窓とレーザー高度計の窓が取り付けられている。

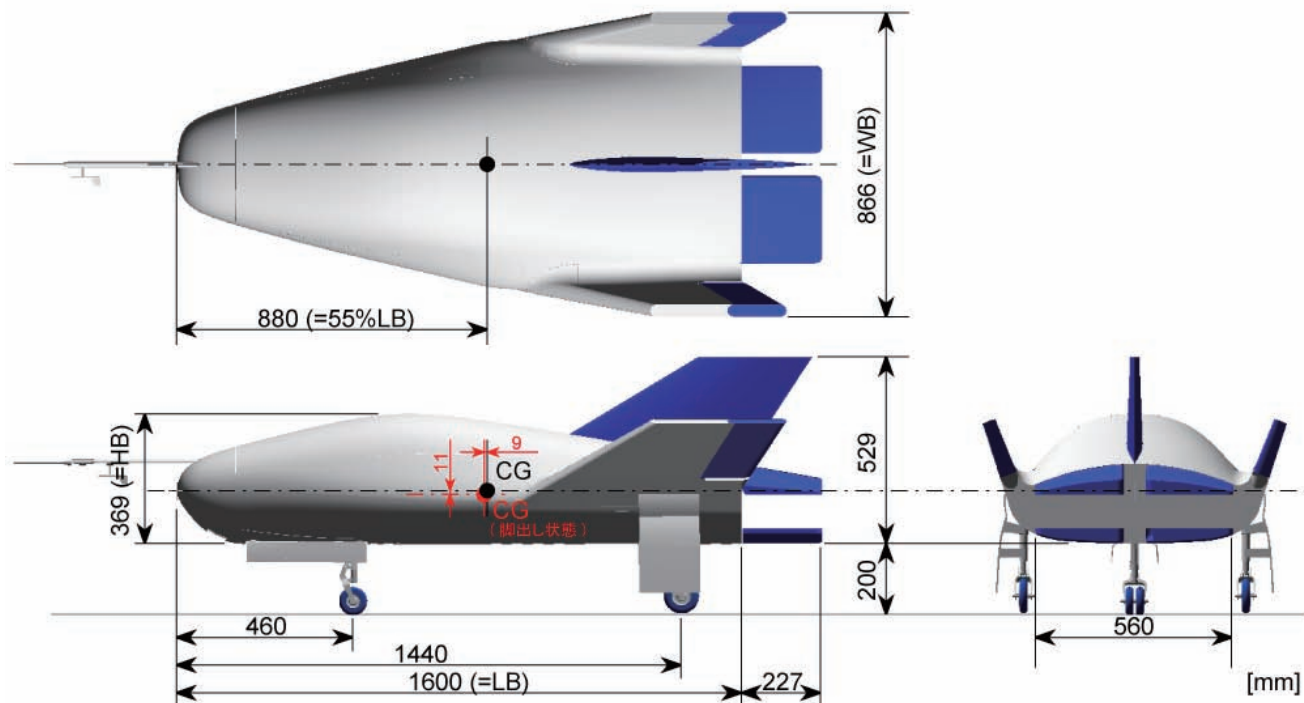


図2-1 LIFLEX実験機形状

表2-1 機体形状主要パラメタ

| | | | | |
|-------------|----------|--------|--------|----------------------------|
| 質量 | m | 33 | kg | |
| 胴体長 | LB | 1.6 | m | |
| 胴体幅 | WB | 0.866 | m | |
| 胴体高 | HB | 0.369 | m | |
| | | (脚収納時) | (脚出し時) | |
| X_B 慣性能率 | I_{XX} | 0.659 | 0.887 | $\text{kg}\cdot\text{m}^2$ |
| Y_B 慣性能率 | I_{YY} | 9.44 | 9.846 | $\text{kg}\cdot\text{m}^2$ |
| Z_B 慣性能率 | I_{ZZ} | 9.85 | 10.236 | $\text{kg}\cdot\text{m}^2$ |
| ZX_B 慣性乗積 | I_{XZ} | -0.21 | -0.135 | $\text{kg}\cdot\text{m}^2$ |
| X_B 重心 | X_{CG} | 0.880 | 0.871 | m |
| Y_B 重心 | Y_{CG} | 0 | 0 | m |
| Z_B 重心 | Z_{CG} | 0 | 0.011 | m |

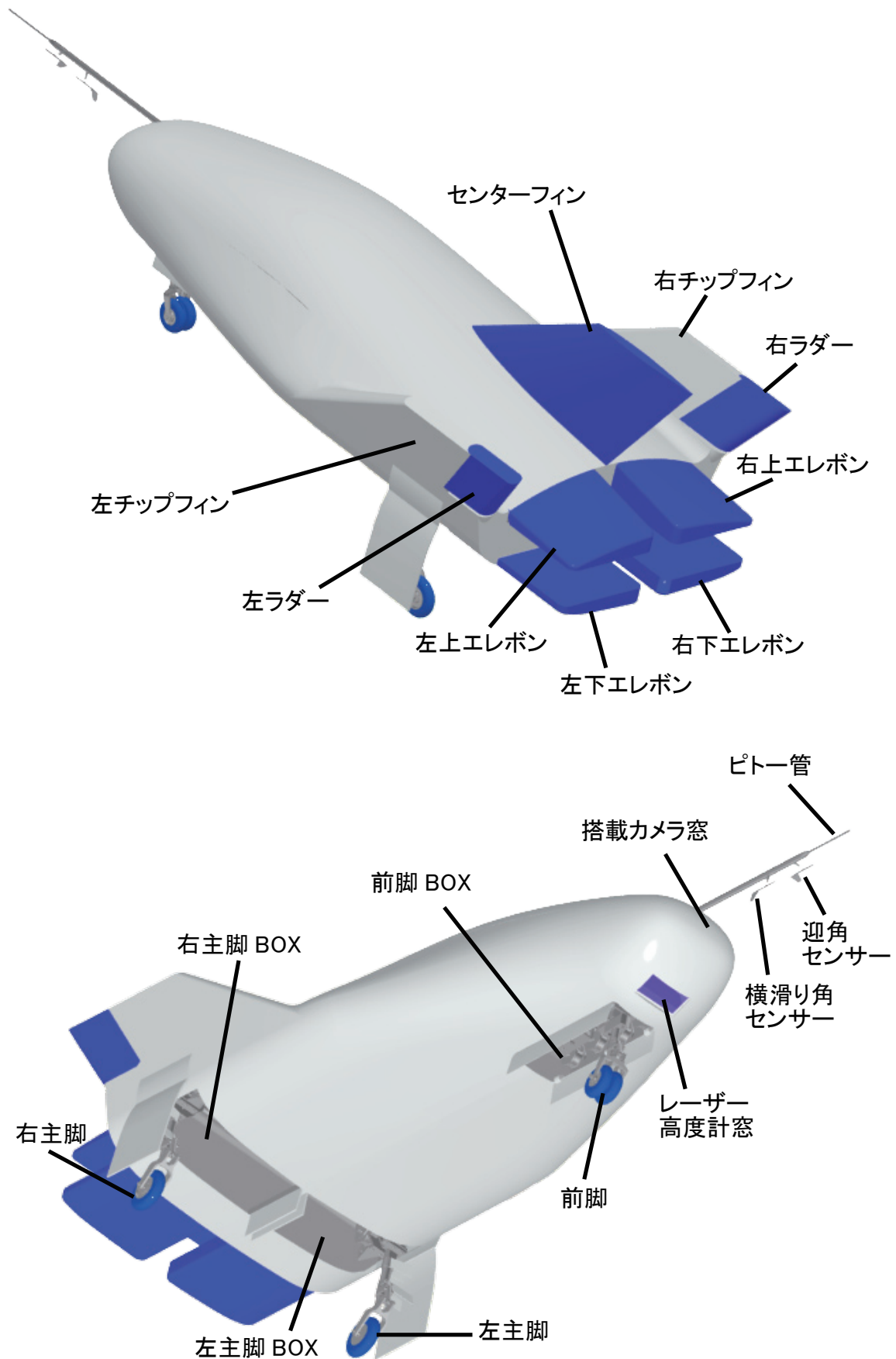


図2-2 LIFLEX外観と装備

2.2 空力特性

実験機の空力特性について示す。LIFLEX空力特性データはCFD計算結果および1/2スケール模型による低速風洞試験さらにJAXA調布大型低速風洞を用いた実機低速風洞試験によって得られたデータを元に作られている。表2-2に空力モデルパラメータ、図2-3に空力モデル座標定義、図2-4に基本空力係数とトリム時の空力係数を示す。ここで、基本空力係数とは全ての操舵面を0とした時の6分力係数（但し、横・方向に関する空力係数は左右形状の対称性より0となるため図には横滑り角に関する微係数を示してある。）であり、トリム状態とは機体重心（脚収納時→表2-1参照）周りの空力モーメントがゼロとなるように操舵した状態を意味している。

トリム状態の空力特性より、以下の特性がわかる。

- 高迎角時ではスピードブレーキの効きが悪くなる。
- 揚力へのスピードブレーキの影響は小さい。
- 低迎角では縦回転運動が若干不安定な特性を示している。
- 横／方向の回転運動に関しては、迎角-10～30の範囲で安定な特性となっている。

表2-2 空力モデルパラメータ

| | | | |
|------------|----------|------------------|-------|
| 空力代表面積 | S | 1.002 | m^2 |
| 空力縦代表長さ | c | 1.6 | m |
| 空力横代表長さ | b | 1.0113 | m |
| 空力モーメント基準点 | X_{CM} | 1.04 (=65%LB) | m |
| | Y_{CM} | 0 | m |
| | Z_{CM} | 0 | m |

※ C_m/C_{m_α} の図に関しては、基本空力係数が C_m 、トリム時の曲線は C_{m_α} が示されている。

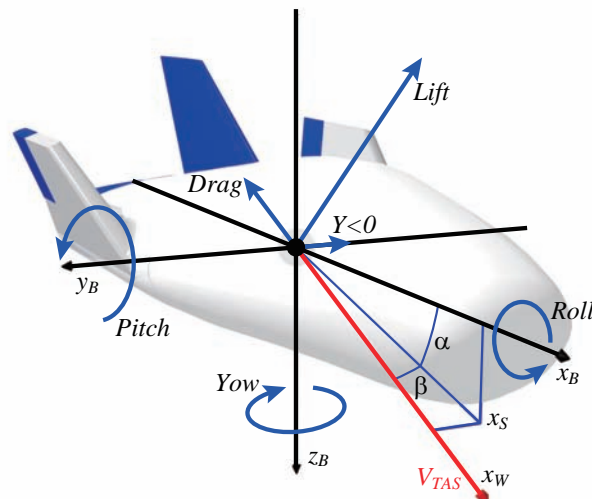


図2-3 空力モデル座標系定義

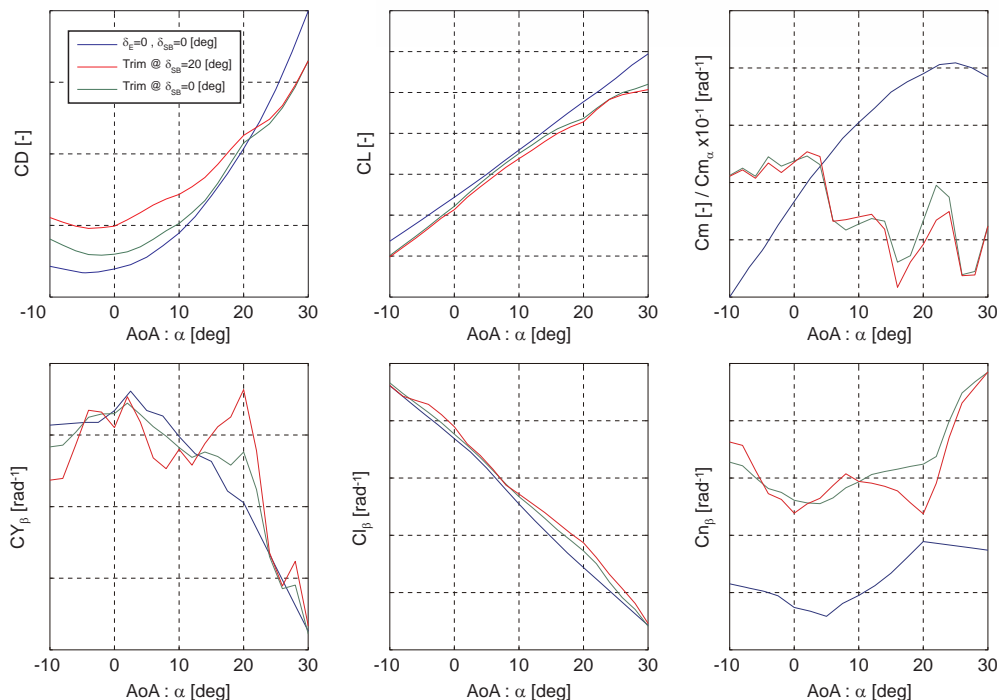


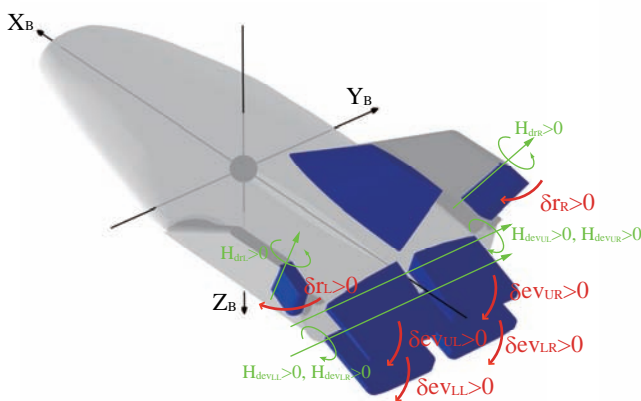
図2-4 基本空力係数とトリム空力係数 (LIFLEX空力モデル Ver.4.70)

2.3 舵面と操舵量

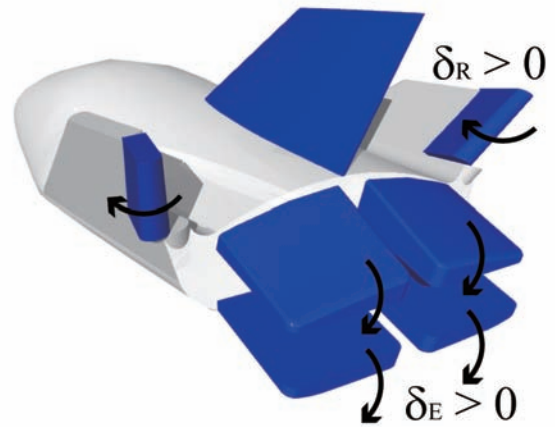
機体の姿勢制御は6枚の舵面(エレボン×4枚, ラダー×2枚)を複合操舵することにより, エレベータ操舵, エルロン操舵, ラダー操舵およびスピードブレーキ操舵を行う. 各舵面の操舵角と複合操舵による操舵量の変換を表2-3, 正操舵方向の定義を図2-5に示す. なお, 「操舵量」とは装備されている舵面による複合操舵によって実現する仮想的な操舵角(エレベータ, エルロン, ラダー, スピードブレーキ)のことを示し, 本報告では「操舵角」と「操舵量」を区別して表現している.

表2-3 操舵量と操舵角の変換

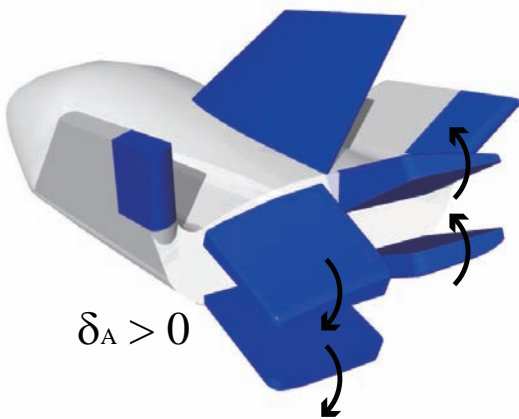
| 操舵量 ⇒ 操舵角 | 操舵角 ⇒ 操舵量 |
|--|--|
| 左上エレボン舵角 $\delta_{evUL} = \delta_E + \delta_A - \delta_{SB}$ | エレベータ操舵 $\delta_E = (\delta_{evUL} + \delta_{evUR} + \delta_{evLL} + \delta_{evLR})/4$ |
| 右上エレボン舵角 $\delta_{evUR} = \delta_E - \delta_A - \delta_{SB}$ | エルロン総舵 $\delta_A = (\delta_{evUL} - \delta_{evUR} + \delta_{evLL} - \delta_{evLR})/4$ |
| 左下エレボン舵角 $\delta_{evLL} = \delta_E + \delta_A + \delta_{SB}$ | スピードブレーキ操舵 $\delta_{SB} = (-\delta_{evUL} - \delta_{evUR} + \delta_{evLL} + \delta_{evLR})/4$ |
| 右下エレボン舵角 $\delta_{evLR} = \delta_E - \delta_A + \delta_{SB}$ | ラダー操舵 $\delta_R = (\delta_{rL} + \delta_{rR})/2$ |
| 左ラダー舵角 $\delta_{rL} = \delta_R - \min(2 \times \delta_{SB}, \delta_{rLmax} - \delta_R)$ | |
| 右ラダー舵角 $\delta_{rR} = \delta_R + \min(2 \times \delta_{SB}, \delta_{rRmax} - \delta_R)$ | |



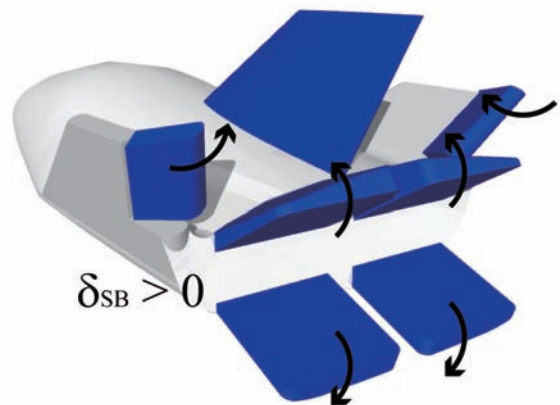
舵面正操舵定義



エレベータ操舵・ラダー操舵の正操舵方向定義



エルロン操舵の正操舵方向定義



スピードブレーキ操舵の正操舵方向定義

図2-5 舵面および操舵の正操舵方向の定義

3. 誘導制御に対する要求

LIFLEXは実験機を滑走路延長上の高度1000m上空より、滑走路方向へ対気速度40m/sで切り離し、長さ1000m幅30mの滑走路に自動着陸させる実験である。図3-1にLIFLEX概要を示す。

2章で示された形状の実験機は木製の主構造にGFRP製外皮を組み合わせた構造をしており、操舵面を駆動するためのアクチュエータや脚はホビー用として一般に使われている大型RC（Radio Control）飛行機用サーボアクチュエータを搭載している。そして、自律自動着陸の為の誘導制御則に対する要求が表3-1のように定義されている。

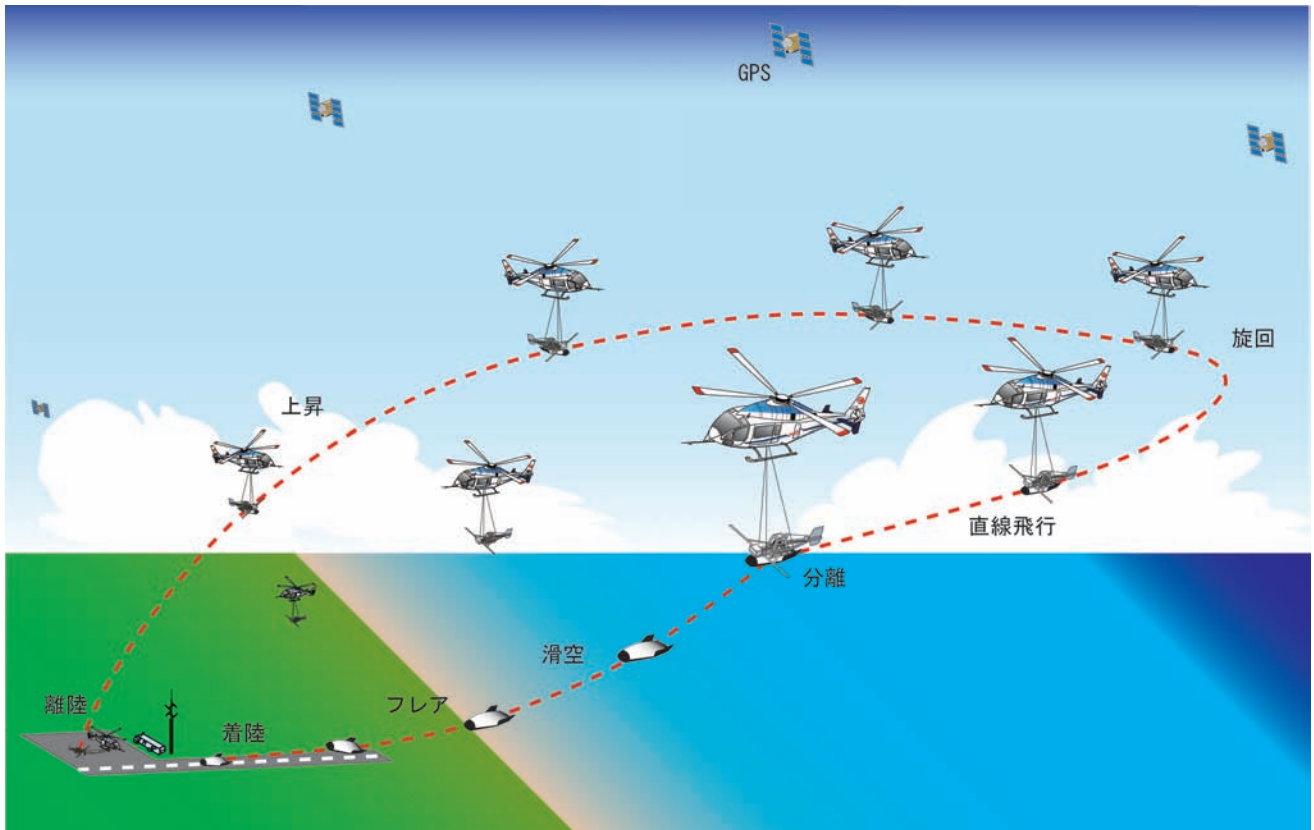


図3-1 LIFLEX ミッションイメージ

表3-1 誘導制御に対する要求

| | | |
|---------------|--------------------------------|-----|
| 接地状態 | | |
| 位置 | $0 < X_E, -15 < Y_E < +15$ [m] | 参考値 |
| (対地速度) | ($V_g < 36$ [m/s]) | |
| 沈下率 | $dH/dt > -3$ [m/s] | |
| ピッチ角 | $0 < \Theta < 25$ deg | |
| ロール角 | $-10 < \Phi < +10$ deg | |
| 方位角 | $-8 < \Psi < +8$ deg | |
| 飛行状態 | | |
| 動圧 | $Dp < 2.83$ kPa | |
| 加重倍数(N_z) | $N_z < 3G$ | |
| 迎角 | $-10 < \alpha < 30$ deg | |
| 横滑り角 | $-10 < \beta < 10$ deg | |

4. 誘導制御則設計概要

ここでは、誘導制御則全体の構造および誘導制御則設計の流れについて説明する。

4.1. 誘導制御構造概要

図4-1に誘導制御則ブロック図概要を示す。LIFLEX誘導制御則は6個の処理から構成されている。

GNCインターフェースではFCPから構造体変数として渡される計測量を元にGNCP内で必要な状態量を計算する。また、計測量に対する補正計算や座標変換、計測データの選択（慣性航法装置からの高度またはレーザー高度計からの高度の選択）や計測できない状態量の推定、計測データのフィルター処理も含む。

イベント・シーケンスでは、分離信号出力ロジック（分離判定）等の機体の飛行状態より様々なイベント発生 of 監視、誘導フェーズ切替ロジックや誘導制御モード変更など切り替え操作、パラシュート放出信号やブレーキ信号などの離散的制御信号の出力を行う。

基準軌道計算では、誘導則への入力信号となる基準量と縦引き起こし加速度フィードフォワードコマンド ($\Delta A z_{cFF}$) とスピードブレーキ舵角フィードフォワードコマンド (δ_{SBcFF}) を計算する。

誘導則では基準軌道計算から入力される基準量に対してPIDフィードバック制御構造とフィードフォワードコマンドを用いて制御則への入力指令（縦引き起こし加速度コマンド、スピードブレーキコマンド、ロール角コマンド、ヨーレートコマンド）を算出する誘導則を各誘導フェーズで切り替える方式を採用している。

制御則では誘導則で計算される加速度やスピードブレーキコマンドに対して、PID制御構造をベースとした制御構造を用いて適切な舵角（上下左右エレボン、左右ラダー）コマンドを算出する。制御計算の構成は縦の制御、横・方向の制御、制御配分、地上走行制御で構成されており、縦の制御では誘導則より入力される $\Delta A z_c$ に対して機体を十分速く応答させるためのエレベータ操舵コマンド (δ_{Ec}) を算出、横・方向の制御では誘導則より入力される ϕ_c に対して機体を十分速く応答させるためのエルロン操舵コマンド (δ_{Ac}) とラダー操舵コマンド (δ_{Rc}) を算出する。制御配分では縦の制御、横・方向の制御から算出された操舵コマンドおよびスピードブレーキコマンドを実際のエレボン舵角 ($\delta_{evULc}, \delta_{evURc}, \delta_{evLLc}, \delta_{evLRc}$) および左右ラダー舵角コマンド ($\delta_{rRc}, \delta_{rLc}$) に配分する処理を行う。

GNCターミナルではGNCPで計算された指令値に適切な単位変換を行い、FCPとのインターフェースである構造体変数に格納する。また、GNCP内部変数としてテレメトリやログに記録すべきデータもここで適切に単位変換を行い、構造体変数に格納する処理を行う。

なお、本稿では基準軌道計算と誘導則およびイベント・シーケンスのフェーズ切り替えの部分について記述されており、制御則を除く残りの部分については巻末付録、制御則に関しては別報告¹⁾で報告されている。また、誘導制御則設計では、最終的に実験機に搭載し実験を行う前に設計された誘導制御則に対する適切な評価を実施する必要がある。LIFLEXでは誘導制御則の評価および最終的なパラメータ調整の為に、モデルの不確実性や外部環境の変化を考慮した感度解析やモンテカルロシミュレーションによる評価とパラメータ調整を行っている。この調整結果と評価結果についても別報告²⁾で報告されている。

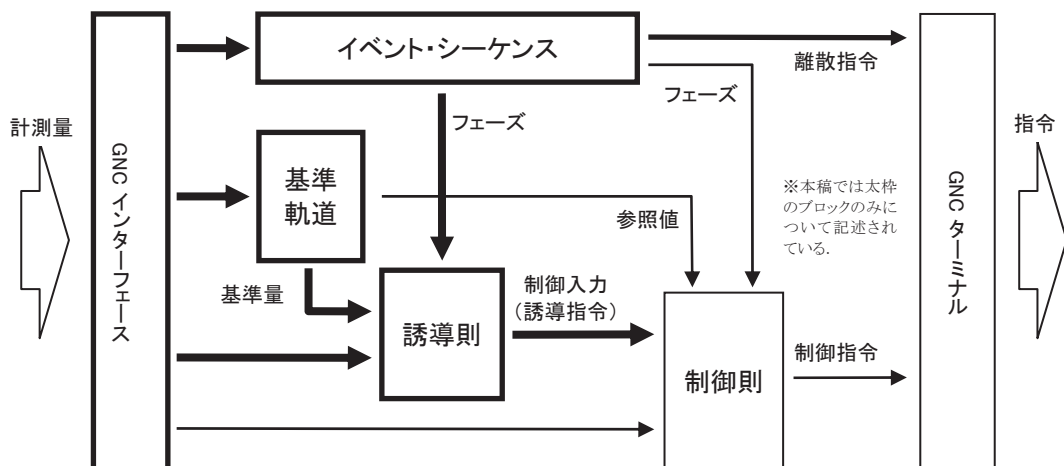


図4-1 LIFLEX誘導制御則ブロック図概要

4.2. 誘導制御系設計の流れ

LIFLEX誘導制御設計では、制御則と誘導則（制御則を除くその他を含む）を分けて設計を行っている。誘導則設計では、機体の運動を質点運動として考え（機体の回転運動は考えない）、3自由度シミュレーション（3DOF）に時間に対する適切な加速度（ ΔAz ）プロファイルを与えることにより基準軌道を設計し、その基準軌道に追従するように加速度コマンド（ ΔAz_c ）やスピードブレーキコマンド（ δ_{Sbc} ）、ロール角コマンド（ ϕ_c ）を出力する誘導計算を行うロジックを設計する。また、制御則設計では実験機のノミナル飛行プロファイルより適切な設計点を選択し、その設計点周りの線形近似モデルに対して誘導則から入力される誘導指令に追従するように制御指令を計算するロジックを設計する。

最初の3DOFによる基準軌道設計では、適切な基準軌道が得られるように加速度（ ΔAz ）プロファイルを最適化計算によって求める。ここで、機体の回転運動や誘導制御系計算遅れなどは全てを包括して二次遅れモデルとしている。

この基準軌道計算結果を用いて、誘導則および制御則を設計し、両者を結合した後に6自由度シミュレーション（6DOF）によって設計の妥当性を評価するが、設計された誘導制御則の応答性能によっては期待通りの結果をえられないことがある。実際LIFLEXでは、制御および誘導に対する応答性が遅く、また機体モデルに対して考慮すべき誤差量も大きいため、想定される誤差に対して安定を確保できる誘導則、制御則を個別に設計しても、期待された結果を得ることが出来なかった。（図4-2）

図4-4は上記のように誘導制御則を設計した後に、期待された結果が得られない原因について説明している。3DOFによる基準軌道計算では、実験機の制御応答（回転運動）やその他の遅れ要素を包括して二次遅れモデルでモデル化している。誘導則設計時にも制御遅れとして同じ二次遅れモデルが考慮されている。しかし、このように設計された誘導則と制御則を組み合わせると6DOFシミュレーションを行った場合、既に機体回転運動やその他の遅れを含む制御応答は二次遅れモデルの応答と異なっており、期待通りの飛行経路（基準軌道と同じ経路）を飛行できない結果となってしまう。

そこでLIFLEXでは、図4-3に示されるような2段構成の設計方法を行っている。まず、3DOFによる基準軌道を設計し、その結果を用いて制御則を設計する。（一次設計）その後、今度は6DOFを用いた基準軌道をもう一度設計し直し、誘導則と制御則を設計する（二次設計以降）流れである。このとき、誘導則は6DOF機体運動モデルと前回設計された制御則をつなぎ合わせたモデルを制御対象として設計する。また、制御則設計では、新たに選択された設計点を設計時点で考えられる誤差要因を考慮して再設計する。その後、新たに設計された誘導則と制御則を組み合わせ、6DOFシミュレーションを実施、さらに感度解析や、モンテカルロシミュレーションなどの評価を行い、適切な結果が得られなければ改善点を考察した後に再度6DOFによる基準軌

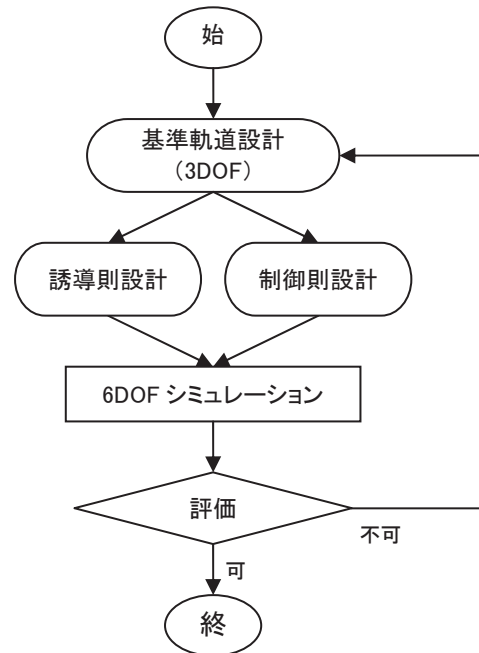


図4-2 誘導制御系設計の流れ

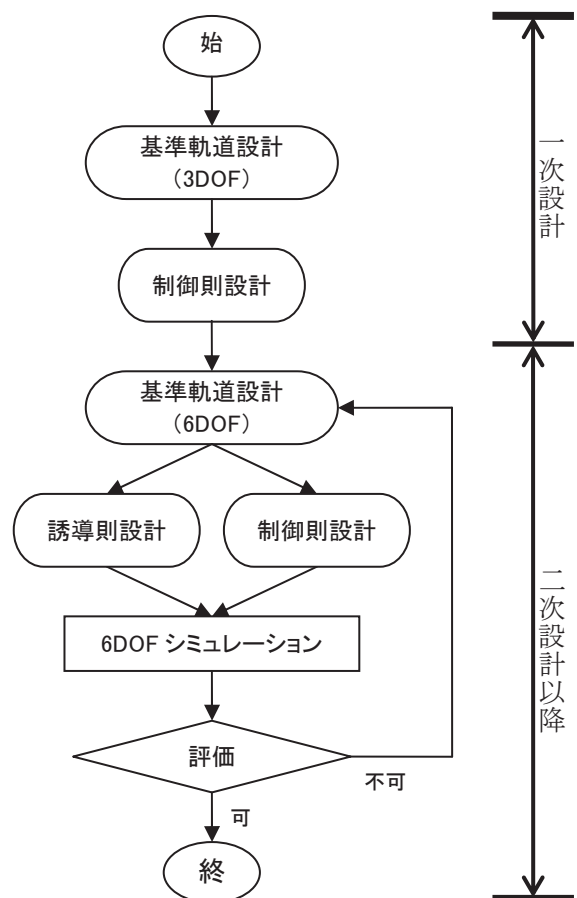


図4-3 LIFLEX誘導制御系設計の流れ

道設計を行うといった流れとなっている。なお、本稿では基準軌道および誘導則設計について述べ、ノミナルケースおよび代表的なオフノミナルケースとして6ケースの6DOFシミュレーション結果までについて報告されており、その他誤差源に対する感度解析やモンテカルロシミュレーションなどの評価に関しては、別途文献¹⁾にて報告されている。

図4-5には図4-3における二次設計以降の基準軌道設計と6DOFシミュレーションのブロック図が示されている。基準軌道設計時と6DOFシミュレーション時では組み込まれる制御則の新旧が異なるが、二次設計以降の設計ループを繰り返す毎にその差は少なくなり、設計ループを繰り返す度により適切な誘導制御則を設計することができる。

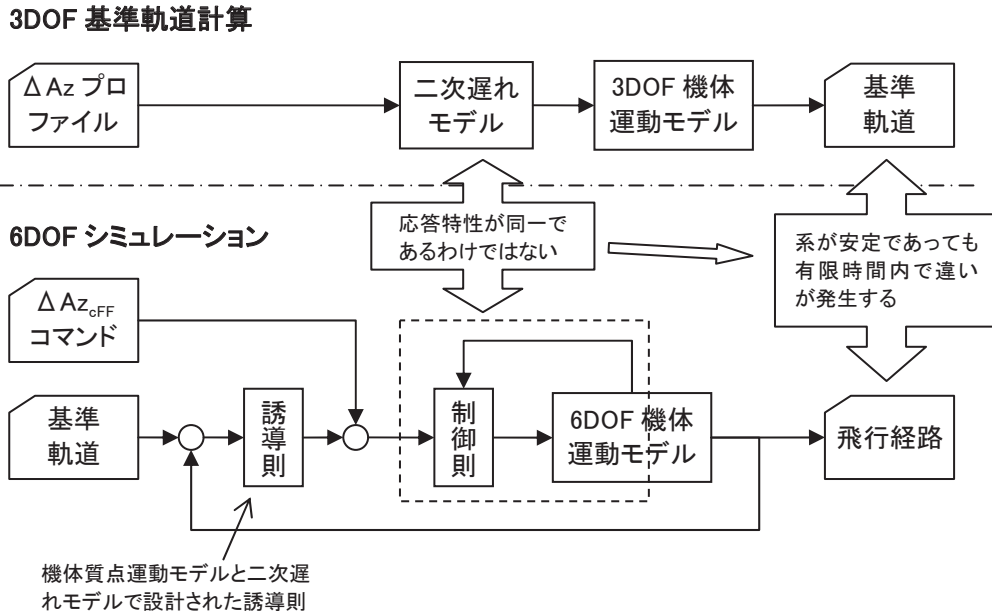


図4-4 一次設計での問題

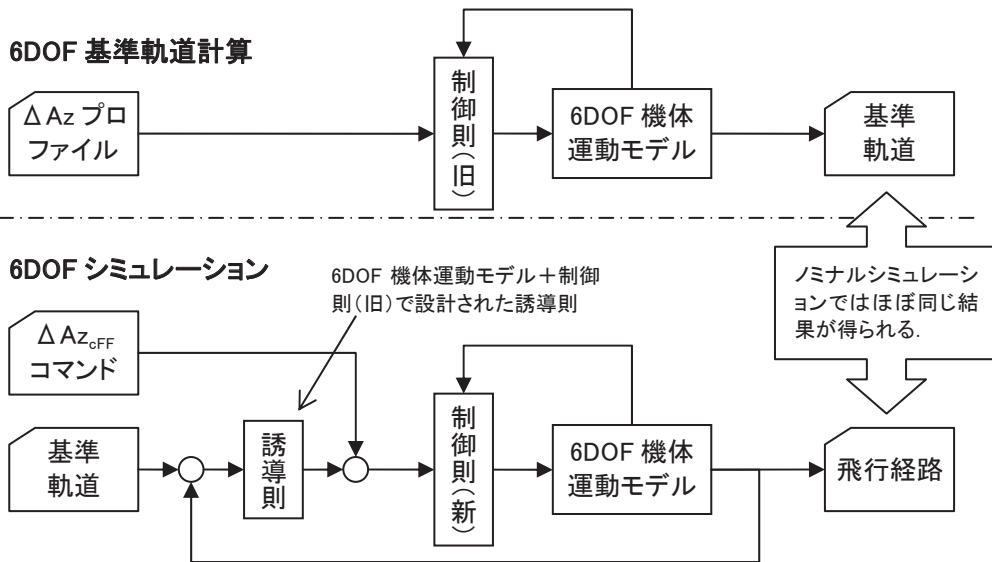


図4-5 LIFLEX 誘導制御設計の二次設計以降

(補足)

ある制御対象を制御するために誘導則と制御則に分けて目的を達成する制御系を設計する方法は特異摂動法と呼ばれる理論によって説明することができる。この考え方は、制御対象の変化の速度を早い特性と遅い特性に分けることによって2つの低次元サブシステムを考え、それらのシステムに対して制御系を設計する方法で、制御対象の早い応答特性に関しては遅い応答特性を無視でき、遅い応答特性に関しては早い応答特性を即座にตอบสนองするものとして考えることができる、という考え方に基づいている。

他方、制御系の設計では制御対象のモデル化誤差や外部環境外乱などの不確定要素を考慮して設計を行う必要がある。制御系設計ではこれらの不確定要素を考慮した場合においても系を安定に保つ必要があり、これらの不確定要素が大きくなればなるほど、その安定性を保つためにシステム全体の応答特性が遅くなる。

LIFLEX実験機は翼を持たず胴体のみで揚力を発生させて飛行するリフティングボディ形状の機体であり、機体形状自身の固有安定性は悪い。さらに、小規模なプロジェクトであるためモデル化誤差や外部環境外乱に対する精度を追求するリソースも準備されていないため想定する不確定要素も大きい。そして、このような条件の中で設計される誘導制御則はノミナル状態に対して大きな安定余有を確保して設計され、結果的に応答性としては十分早いとは言えない制御系となる傾向がある。

ところが、実際の飛行を考えた場合、試験領域が限られていることや機体の物理的な特性により制御を行える時間が限られる。例えば、後述するプリフレアフェーズ以降の飛行は、経路角は浅くなり速度は減速するという非定常な運動であり、LIFLEXでは10秒程度の飛行となる。一方、機体の応答性に関しては、後述する線形解析結果（付録5）にも示されているように、機体の位置および速度の整定時間は10秒以上を必要としていることがわかる。すなわち、この制御系ではプリフレアフェーズ以降の非定常飛行中に発生する誤差については接地する瞬間までに収束させることができないことを意味している。

この問題を解決するために後述する基準軌道設計時に引き起こし加重倍数を小さくすることによりプリフレアフェーズ以降の時間を長く設計することも考えられるが、さらに深い平衡滑空角と速い平衡滑空速度を必要とし、またさらに広い飛行試験領域を確保しなければならない。

そこでLIFLEX誘導設計では、過去に設計された制御則と機体モデルを拡大制御対象と考え、その制御対象に対して基準軌道および誘導則を設計することにより、制御対象が追従しやすい基準軌道を設計し、できるだけ速い応答性を実現する誘導則を設計する方法として、本節で述べられる設計の流れとした。

5. 基準軌道設計

基準軌道設計とその結果について述べる。

5.1. 基準軌道設計概要

LIFLEXでは滑走路延長上高度1000mより実験機は分離され、実験機は滑走路に向かって滑空し、滑走路へ着陸する。基準軌道設計では、分離後の実験機が飛行すべき経路を設計し、飛行中の実験機が参照すべき基準量 (H_{ref} , \dot{H}_{ref} , Γ_{ref} , V_{ref}) のプロファイルを設計する。

図5-1に基準軌道設計の流れを示す。基準軌道設計では、接地速度の設定と平衡滑空条件の設定をおこない、3DOFまたは6DOFのシミュレーションを用いて基準軌道の計算を行う。その後、高度に関する基準量に関してはその結果を2本の曲線と2本の直線（懸吊飛行中の軌道を含めると3本の直線）の組み合わせで近似した式を設計する。ここで2本の曲線は後述する理由により6次の多項式で近似している。また、基準速度に関しては引き起こし曲線軌道前までは一定、その後は1本の6次の多項式で近似されている。最終的に設計された基準軌道と概要を図5-3と表5-2に示す。

また、LIFLEX基準軌道計算では定常風の影響を緩和させる工夫として、加速度コマンド (ΔA_z_c) の追い風・向かい風補償と分離時の風予測によるノミナルスピードブレーキ舵角の変更を行っており、さらに分離時の位置誤差に対応した基準軌道の変更を行っている。

図5-2に基準軌道の概要図、表5-1に基準軌道設計時の設計条件を示す。なお、接地速度の設定および平衡滑空条件の設定、3DOFによる基準軌道の計算については、付録1, 2, 3に示す。

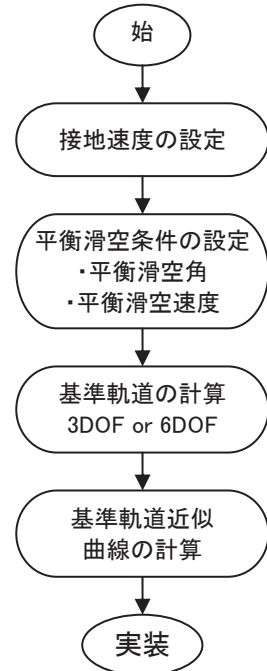


図5-1 基準軌道設計の流れ

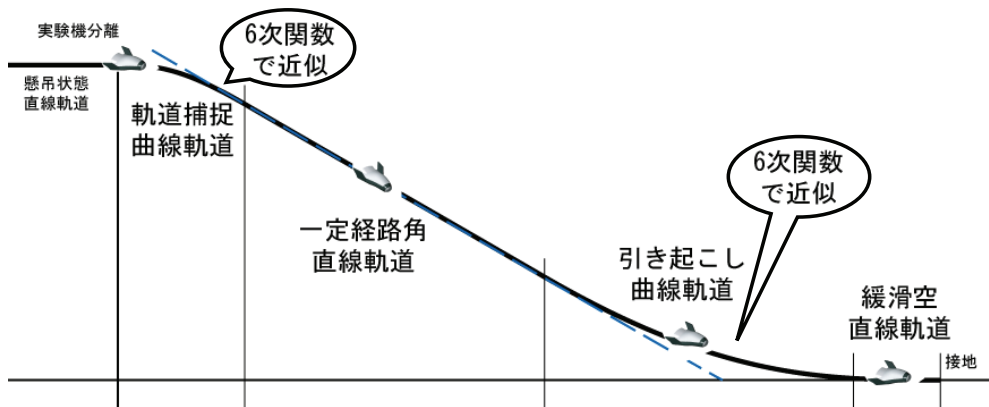


図5-2 基準軌道概要図

表5-1 基準軌道設計条件

| 項目 | 制限 | 補足 |
|----------------------|---------------------|-----------|
| 分離高度 | 1000 m | |
| 分離位置 | -1700 m | 滑走路端延長上 |
| 分離速度 | 40 m/s EAS | 水平, 滑走路方向 |
| 初期迎角 | 5 deg | |
| 平衡滑空経路角 | -29 deg | 付録 2 |
| 平衡滑空速度 | 60 m/s EAS | 付録 2 |
| 接地速度 | 36 m/s | 付録 1 |
| 接地時沈下率 | 0.5 m/s | |
| 引き起こし ΔA_z_c | -5 m/s ² | |

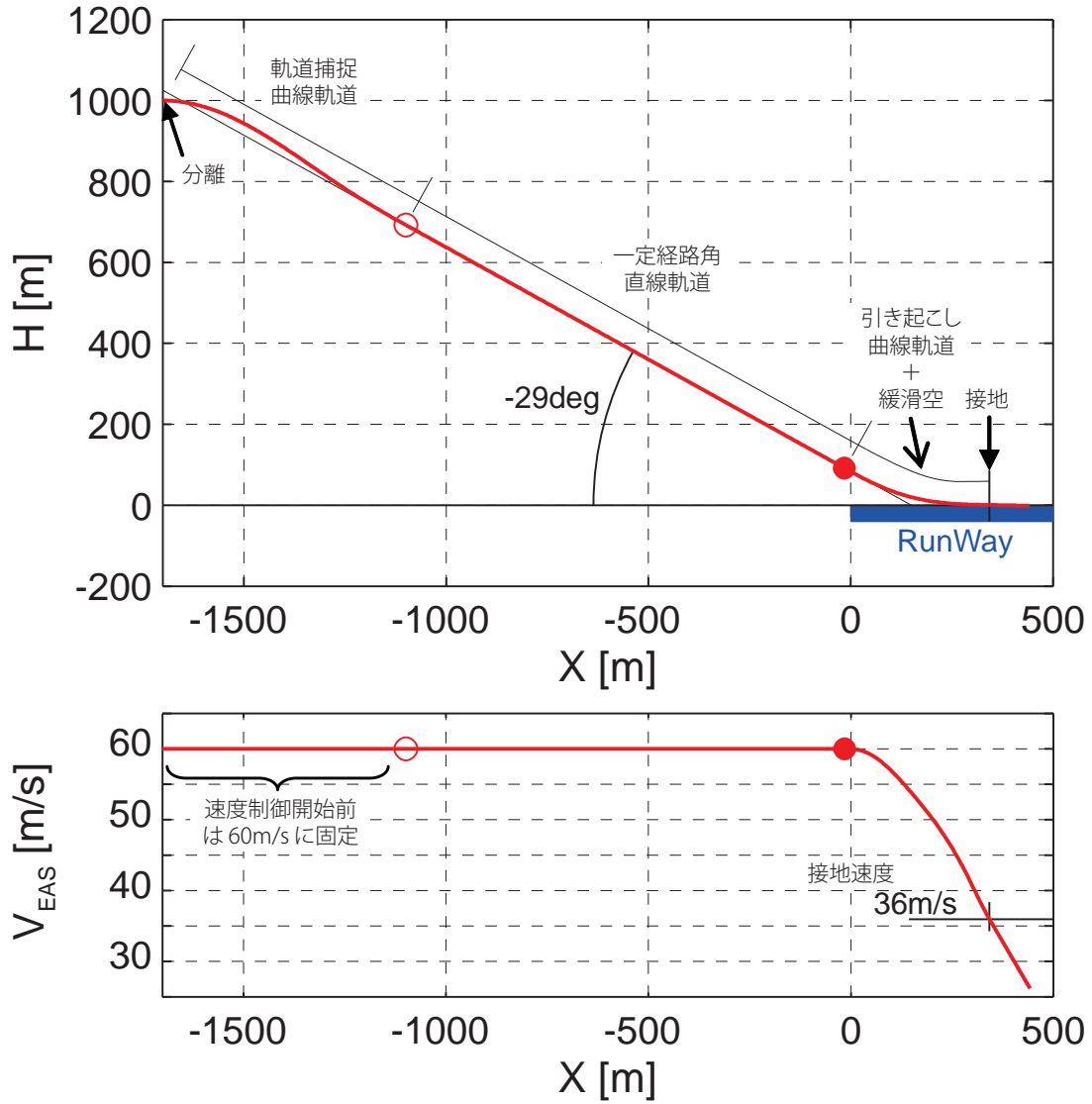


図5-3 基準軌道

表5-2 基準軌道概要説明

| 軌道 | 設計パラメタ, 等 | | 補足説明 |
|-----------|--|----------------|--|
| | 基準高度 | 基準速度 | |
| (懸吊飛行) | | | |
| 軌道捕捉曲線軌道 | 開始(分離) ・高度(H): 1000m, 位置(X): -1700m (滑走路延長上) ・6次関数近似 | 60m/sEAS 一定 | 分離から一定経路角直線軌道までの遷移軌道. 基準軌道計算結果を6次関数で近似した曲線を基準軌道とする. また, この時点で速度制御は行わない為, 基準速度は平衡滑空速度一定としている. |
| 一定経路角直線軌道 | ○接続点 ・高度(H): 692m, 位置(X): -1098m ・経路角: -29deg, ・直線軌道 | | |
| 引き起こし曲線軌道 | ●接続点 ・高度(H): 91.81m, 位置(X): -15.04m ・6次関数近似 | 6次関数近似 | 引き起こし軌道. 高度および速度共に基準軌道計算結果を6次関数で近似した曲線を基準軌道とする. |
| 緩滑空直線軌道 | ●接続点 ・高度(H): 0.5687m, 位置(X): 343.9m (接地) ・高度(H): 0m | | |

5.2. 基準軌道の計算

4.2で述べたように、LIFLEXでは基準軌道の計算を一次設計で行う3DOFシミュレーションを用いた設計と二次設計以降で行う6DOFシミュレーションを用いた設計の二通りの方法を行った。ここでは、6DOFによる基準軌道の計算について説明する。3DOFによる基準軌道の計算は付録3に示す。

6DOFシミュレーションを用いた基準軌道設計では図5-4に示されるように、6DOF機体運動モデルと制御則に対して、 ΔA_z プロファイルを与えることによるオープンループシミュレーションを実施し、その結果得られる軌道データを基準軌道としている。ここで、 ΔA_z プロファイルは適切に設定しなければ表5-1に示される基準軌道設計条件を満足することはできないが、ここではこのオープンループシミュレーションに対して繰り返し収束演算を適用することにより適切な ΔA_z プロファイルを得ている。

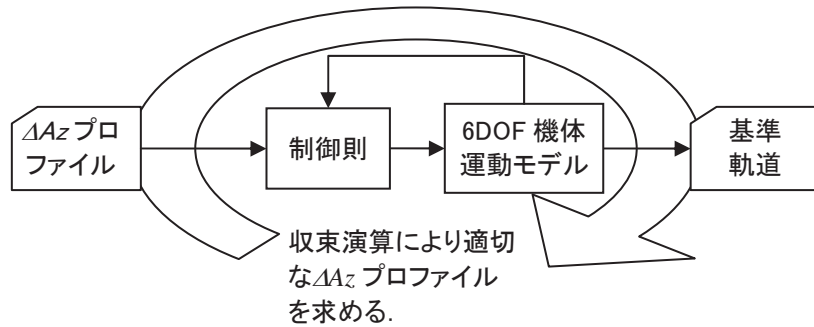


図5-4 6DOFシミュレーションを用いた基準軌道設計

5.2.1. 軌道捕捉曲線の計算

軌道捕捉曲線の計算では、水平分離から平衡滑空経路角まで経路角を深くし、スピードブレーキを開いた後に速度一定で平衡滑空飛行する状態までの曲線軌道とスピードブレーキ操舵開始のタイミングを設計する。

ΔA_z プロファイルは高度に関する6点不等間隔のスプライン関数（境界拘束付き）で与えられている。またスピードブレーキ舵角は操舵開始タイミングとノミナルスピードブレーキ舵角が設計パラメタとなるが、急激な操舵指令とならないように2秒間のフェーダが含まれている。表5-3に軌道捕捉曲線計算における設計パラメタ一覧および設計結果を示す。（補足欄に「拘束」と示された値は定数として取り扱っている。）

表5-3 軌道捕捉曲線の設計パラメタ

| 設計パラメタ内容 | 変数名 | 設計結果 | 補足 | |
|---|---------------------|--------|-----------|----|
| ΔA_z プロファイル 高度データ[m] | $H_{\Delta A_z 0}$ | 1000 | 拘束 | |
| | $H_{\Delta A_z 1}$ | 992.89 | | |
| | $H_{\Delta A_z 2}$ | 971.73 | | |
| | $H_{\Delta A_z 3}$ | 917.39 | | |
| | $H_{\Delta A_z 4}$ | 801.81 | | |
| | $H_{\Delta A_z 5}$ | 694.84 | 導関数値* | |
| ΔA_z プロファイル データ[m/s ²] | $\Delta A_{z dv 0}$ | 5.75 | 0 | 拘束 |
| | $\Delta A_{z dv 1}$ | 5.66 | -1.135e-2 | |
| | $\Delta A_{z dv 2}$ | 3.46 | 4.312e-3 | |
| | $\Delta A_{z dv 3}$ | 1.36 | -3.530e-4 | |
| | $\Delta A_{z dv 4}$ | -0.156 | 3.3874e-4 | |
| | $\Delta A_{z dv 5}$ | 0 | -2.104e-4 | 拘束 |
| 速度制御開始速度[m/s] | $V_{\delta Bst}$ | 58.59 | | |
| ノミナル δ_{SB} 操舵角[deg] | δ_{SBn} | 12.8 | | |

*導関数値：スプライン補間計算を行うための導関数値。

5.2.2 引き起こし曲線の計算

引き起こし曲線の計算では、平衡滑空状態から滑空経路角を浅くし、滑らかに緩滑空経路角に繋げる軌道を計算する。

引き起こし軌道終了後の飛行状態は低高度かつ低速であり、この状態で急激な姿勢変化を伴う制御を行った場合、接地までにその姿勢を安定化させることが困難である。その為、できるだけ機体姿勢を緩やかに着陸態勢に変化させるため緩滑空直線軌道を省略し、代わりに引き起こし状態から接地状態までの時間を長くする方針で設計することにした。表5-4に引き起こし曲線計算における設計パラメータ一覧および設計結果を示す。

表5-4 引き起こし曲線の設計パラメータ

| 設計パラメータ内容 | 変数名 | 設計結果 | 補足 |
|-----------------|-----------|-------|----|
| 引き起こし開始高度[m] | H_{spu} | 91.15 | |
| 引き起こし終了高度[m] | H_{epu} | 6.11 | |
| 引き起こし開始時遷移時間[s] | T_{spu} | 0.7 | 拘束 |
| 引き起こし終了時遷移時間[s] | T_{epu} | 5.56 | |

5.2.3. 基準軌道計算結果

以上のように計算された2つの曲線と一定経路角直線軌道をつなぎ合わせることで得られる基準軌道データを図5-5に示す。青線は ΔAz プロファイルおよびスピードブレーキコマンドプロファイル、赤線はそのプロファイルに従って6DOFシミュレーションを行った結果である。基準軌道計算時のその他のパラメータに関する時歴は付録6に示す。

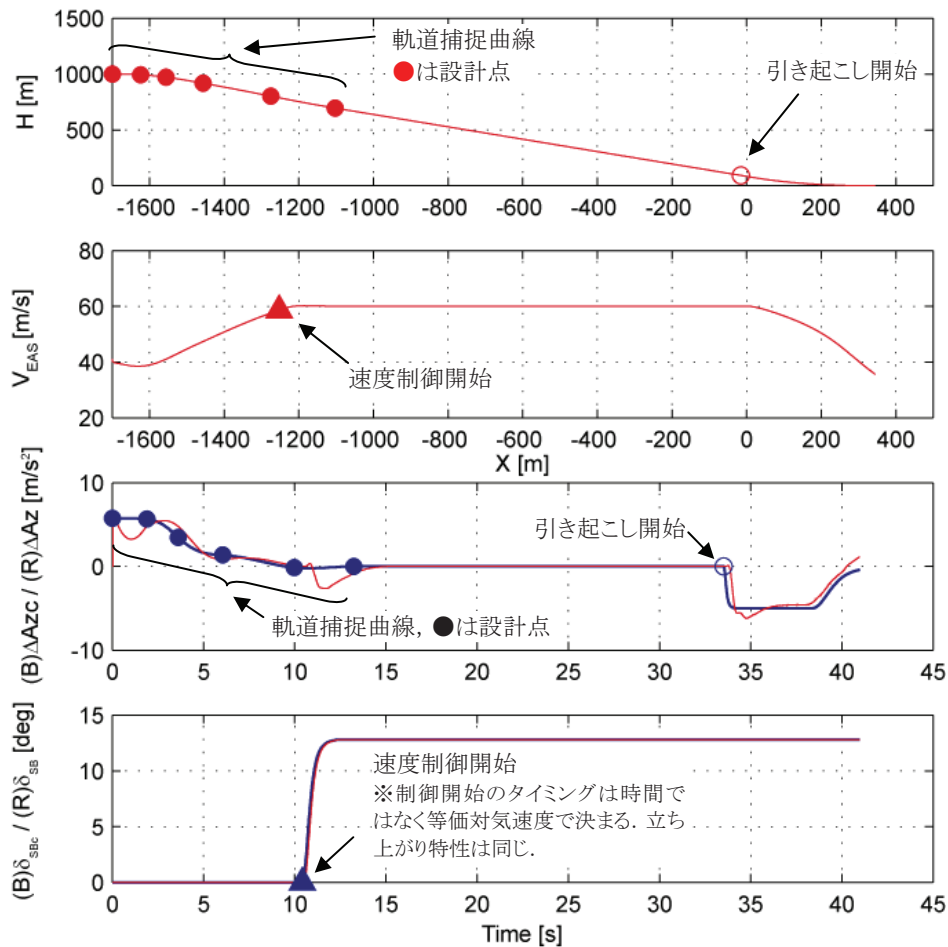


図5-5 基準軌道データ計算結果

5.3. 基準軌道の近似多項式フィッティング

基準軌道の搭載計算機への実装は、5.2で得られた基準軌道データを6次多項式および直線で近似したものを実装する。それぞれの軌道（曲線と直線）は次のとおり。

- 軌道捕捉曲線軌道近似曲線：(-1700 ≤ X < -1098)

$$\hat{x} = X - X_{10} \quad \dots\dots\dots(5-1)$$

$$\text{高度[m/s]} : H_{ref} = a_{11}\hat{x}^6 + a_{12}\hat{x}^5 + a_{13}\hat{x}^4 + a_{14}\hat{x}^3 + a_{15}\hat{x}^2 + a_{16}\hat{x} + H_{10} \quad \dots\dots\dots(5-2)$$

$$\text{経路角[deg]} : \Gamma_{ref} = -29 \text{ deg (一定)}$$

$$\text{高度変化率} : \frac{dH_{ref}}{dt} = \frac{dH_{ref}}{dX} \cdot \frac{dX}{dt} = (6a_{11}\hat{x}^5 + 5a_{12}\hat{x}^4 + 4a_{13}\hat{x}^3 + 3a_{14}\hat{x}^2 + 2a_{15}\hat{x} + a_{16}) \cdot V_{gx} \quad \dots\dots\dots(5-3)$$

$$\text{速度[m/s]} : V_{ref} = 60 \text{ m/s (一定)}$$

- 一定経路角直線軌道：(-1098 ≤ X < -15.04)

$$\hat{x} = X - X_{20} \quad \dots\dots\dots(5-4)$$

$$\text{高度[m/s]} : H_{ref} = \tan \Gamma_{ref} \cdot \hat{x} + H_{20} \quad \dots\dots\dots(5-5)$$

$$\text{経路角[deg]} : \Gamma_{ref} = -29 \text{ deg (一定)}$$

$$\text{高度変化率} : \frac{dH_{ref}}{dt} = \frac{dH_{ref}}{dX} \cdot \frac{dX}{dt} = \tan \Gamma_{ref} \cdot V_{gx} \quad \dots\dots\dots(5-6)$$

$$\text{速度[m/s]} : V_{ref} = 60 \text{ m/s (一定)}$$

- 引き起こし曲線軌道近似曲線：(-15.04 ≤ X < 343.9)

$$\hat{x} = X - X_{30} \quad \dots\dots\dots(5-7)$$

$$\text{高度[m/s]} : H_{ref} = a_{31}\hat{x}^6 + a_{32}\hat{x}^5 + a_{33}\hat{x}^4 + a_{34}\hat{x}^3 + a_{35}\hat{x}^2 + a_{36}\hat{x} + H_{30} \quad \dots\dots(5-8)$$

$$\text{経路角[deg]} : \Gamma_{ref} = \tan^{-1} \frac{dH_{ref}}{dX} = \tan^{-1} (6a_{31}\hat{x}^5 + 5a_{32}\hat{x}^4 + 4a_{33}\hat{x}^3 + 3a_{34}\hat{x}^2 + 2a_{35}\hat{x} + a_{36}) \quad \dots\dots\dots(5-9)$$

$$\text{高度変化率} : \frac{dH_{ref}}{dT} = \frac{dH_{ref}}{dX} \cdot \frac{dX}{dt} = (6a_{31}\hat{x}^5 + 5a_{32}\hat{x}^4 + 4a_{33}\hat{x}^3 + 3a_{34}\hat{x}^2 + 2a_{35}\hat{x} + a_{36}) \cdot V_{gx} \quad \dots\dots\dots(5-10)$$

$$\text{速度[m/s]} : V_{ref} = b_{31}\hat{x}^6 + b_{32}\hat{x}^5 + b_{33}\hat{x}^4 + b_{34}\hat{x}^3 + b_{35}\hat{x}^2 + b_{36}\hat{x} + V_{30} \quad \dots\dots\dots(5-11)$$

- 緩滑空直線：(343.9 ≤ X)

$$\hat{x} = X - X_{40} \quad \dots\dots\dots(5-12)$$

$$\text{高度[m/s]} : H_{ref} = \tan \Gamma_{ref} \cdot \hat{x} + H_{40} \quad \dots\dots\dots(5-13)$$

$$\text{経路角[deg]} : \Gamma_{ref} = -0.0175 \text{ deg (一定)}$$

$$\text{高度変化率} : \frac{dH_{ref}}{dt} = \frac{dH_{ref}}{dX} \cdot \frac{dX}{dt} = \tan \Gamma_{ref} \cdot V_{gx} \quad \dots\dots\dots(5-14)$$

$$\text{速度[m/s]} : V_{ref} = 36 \text{ m/s}$$

但し、X及び V_{gx} は航法系で計測・推定される滑走路基準座標系位置のx方向成分と対地速度 V_g のx方向成分であり、 $d\hat{x}/dt = dX/dt = V_{gx}$ である。また、軌道捕捉における誘導則は基準高度追従ではなく基準経路角追従であり（詳細は後述）、ここでは平衡滑空経路角に遷移するように基準経路角を一定としている。また、速度制御を行っていないため、基準速度に関しても平衡滑空速度を基準速度としている。

フィッティング後の各パラメータを表5-5に示す。

表5-5 基準軌道近似曲線パラメータ一覧

| 軌道 | 変数名 | 値 | 補足 |
|---------------|----------|--------------------------|----|
| 軌道捕捉曲線軌道近似曲線 | | | |
| | X_{10} | $-1.419 \times 10^{+3}$ | |
| | H_{10} | $8.962 \times 10^{+2}$ | |
| | a_{11} | -3.169×10^{-15} | |
| | a_{12} | -3.359×10^{-12} | |
| | a_{13} | 3.774×10^{-10} | |
| | a_{14} | 1.954×10^{-6} | |
| | a_{15} | -5.039×10^{-4} | |
| | a_{16} | -6.417×10^{-1} | |
| 一定経路角直線軌道 | | | |
| | X_{20} | $-5.540 \times 10^{+2}$ | |
| | H_{20} | $3.906 \times 10^{+2}$ | |
| 引き起こし曲線軌道近似曲線 | | | |
| | X_{30} | $1.753 \times 10^{+2}$ | |
| | H_{30} | $1.421 \times 10^{+1}$ | |
| | V_{30} | $5.209 \times 10^{+1}$ | |
| | a_{31} | -1.496×10^{-14} | |
| | a_{32} | 1.034×10^{-11} | |
| | a_{33} | -3.791×10^{-9} | |
| | a_{34} | -1.396×10^{-6} | |
| | a_{35} | 1.034×10^{-3} | |
| | a_{36} | -2.037×10^{-1} | |
| | b_{31} | 9.517×10^{-14} | |
| | b_{32} | 1.372×10^{-11} | |
| | b_{33} | -5.001×10^{-9} | |
| | b_{34} | -4.219×10^{-7} | |
| | b_{35} | -8.153×10^{-5} | |
| | b_{36} | -7.050×10^{-2} | |
| 緩滑空直線 | | | |
| | X_{40} | $3.431 \times 10^{+2}$ | |
| | H_{40} | 5.690×10^{-1} | |

5.4. 分離時位置誤差に対応した基準軌道の変更

LIFLEX誘導制御則における基準量計算では、分離直後とダイブ1フェーズ*からダイブ2フェーズ*へ移行する時に基準軌道を変更する処理が加えられている。これは、分離位置誤差や機体モデル化誤差などの影響により想定されるノミナル飛行ケースよりも飛行環境が大きく逸脱し飛行破綻となるケースを軽減するために追加された。(※誘導フェーズに関しては6章で説明する。)

5.4.1. 分離位置誤差に対する基準軌道の変更

まずはじめの基準軌道変更のタイミングは分離直後である。LIFLEXでは図5-6に示されるように分離直後の機体のx位置によって基準軌道を平行移動させることにより機体の分離位置によって基準軌道を変更する。この処理によって、誘導制御則で収束させるべき誤差量が小さくなり飛行破綻ケースを減少させることができる。

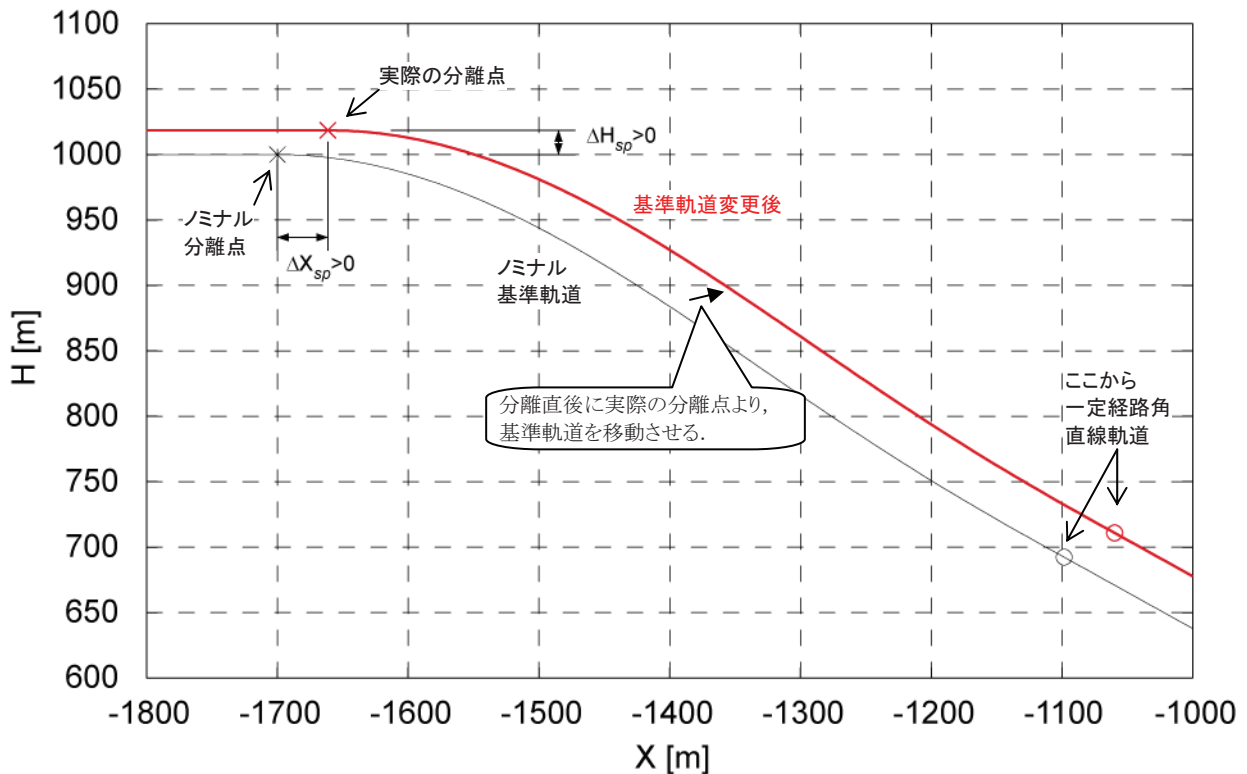


図5-6 分離直後の基準軌道の変更 (分離付近)

なお、この基準軌道の変更はダイブフェーズが基準高度追従誘導である場合に有効であり、後に基準経路角追従誘導に変更になったため、実際の飛行破綻ケースに与える影響はなくなっている。

5.4.2. 一定経路角飛行開始時における基準軌道の変更

次の基準軌道変更のタイミングはダイブフェーズにおいて軌道捕捉時、すなわち飛行経路角一定飛行に切り替わる(ダイブ1フェーズからダイブ2フェーズに切り替わる)タイミングで行われる。この処理は、ダイブ1フェーズの誘導則が基準経路角追従誘導に変更になった後に追加された。

図5-7に軌道捕捉時基準軌道変更の概要を示す。LIFLEXの誘導則では、実験機は分離された後、まずダイブ1フェーズで経路角を基準経路角に合わせるように誘導される(図の中では青点線の部分)。この誘導則では、風などの外部環境や機体のモデル化誤差によっては、あらかじめ計算された基準軌道上を飛行するとは限らないが、経路角を確実に予定されていた平衡滑空角まで深くできるため、分離直後の浮き上がりや、加速できず失速してしまうなどの飛行破綻ケースを減少させることができる。

飛行経路角が平衡滑空経路角まで深くなった後は、基準高度および基準高度変化率追従誘導に切り替わる(ダイブ2フェーズ以降)が、上記のように切り替え時点で基準軌道上を飛行しているとは限らないので、ここで基準高度および基準高度変化率に追従させる誘導則に切り替えた場合、過大なフィードバック信号を誘導則に入力してしまうことがあり、こ

の時点で飛行破綻となるケースが多数発生した。

そこで、この切り替え時点での機体の位置を基準に、一定経路角直線飛行経路以降の基準軌道を平衡移動し、過大なフィードバック信号を誘導則に入力しないようにする対策がこの基準軌道の変更である。

ここで、飛行経路角一定飛行に切り替わる時の位置 X と高度 H を $X_{dl\rightarrow 2}$ と $H_{dl\rightarrow 2}$ とすると、

$$\Delta X_{sp} = X_{dl\rightarrow 2} - X_{2S} \quad (X_{2S} = -1098 \text{ [m]})$$

$$\Delta H_{sp} = H_{dl\rightarrow 2} - H_{2S} \quad (H_{2S} = 692 \text{ [m]})$$

であり、さらに

$$\Delta X_{sp2} = \Delta X_{sp} - \Delta H_{sp} / \tan \Gamma_{ref} \quad (\text{ここでの } \Gamma_{ref} \text{ は経路角一定直線軌道の経路角})$$

となって、の式(5-4)、(5-5)、(5-7)、(5-12)は以下のように基準軌道変更部分が追加される。

- 一定経路角直線軌道 : $(-1098 \leq X < -15.04)$
 $\hat{x} = X - X_{20} - \Delta X_{sp2} \dots\dots\dots(5-4)'$
- 引き起こし曲線軌道近似曲線 : $(-15.04 \leq X < 343.9)$
 $\hat{x} = X - X_{30} - \Delta X_{sp2} \dots\dots\dots(5-7)'$
- 緩滑空直線 : $(343.9 \leq X)$
 $\hat{x} = X - X_{40} - \Delta X_{sp2} \dots\dots\dots(5-12)'$

なお、この基準軌道の変更処理を加えた場合、分離位置の誤差がそのまま着陸位置のズレに影響するが、LIFLEXの場合、機体規模に比較すると滑走路は十分に長く、最終的に停止位置分散が滑走路内におさまっていることを確認することで、この影響を許容している。

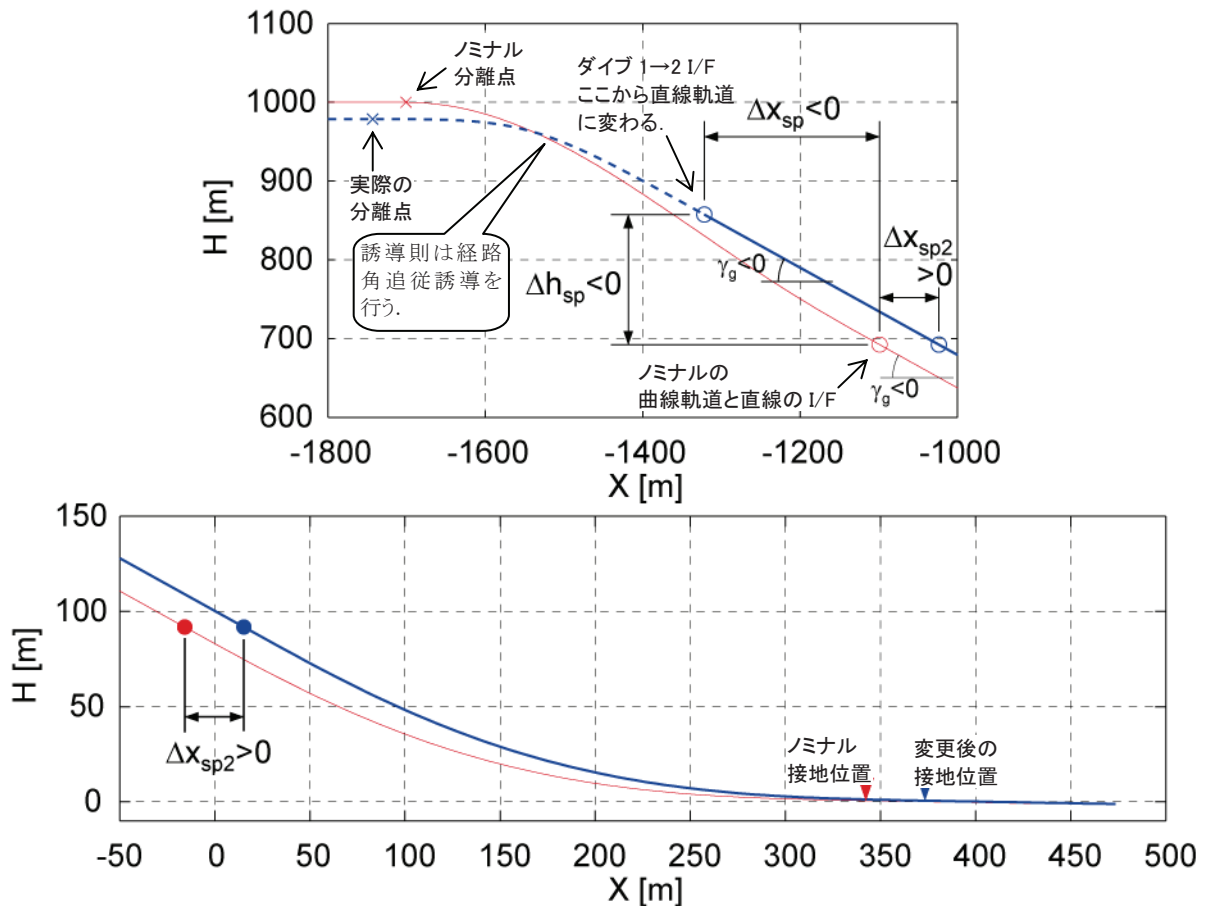


図5-7 軌道捕捉直後の基準軌道変更 (Ⓚ分離付近, Ⓛ接地付近)

5.5. 加速度FFコマンドと追い風・向かい風補償

加速度FF (フィードフォワード) コマンド (ΔAz_{cFF}) は5.2で得られた加速度プロファイル (高度の関数) をそのまま誘導則へ与える. 図5-8に5.2で得られた無風時の加速度FFコマンドを示す.

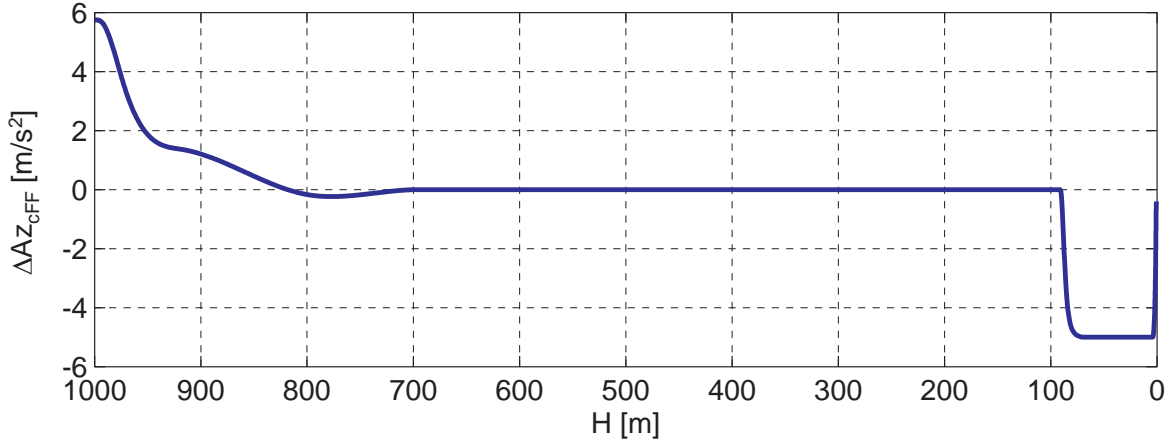


図5-8 加速度FFコマンド (ΔAz_{cFF})

誘導則における縦加速度 (ΔAz) の定義は, 図5-9に示されるように基準軌道 $f(x)$ 上を速度 V_g で飛行中に必要な向心加速度であり, 次の式で表される. (注: 定義として経路を引き起こす加速度を負としている.)

$$\begin{aligned} \Delta Az &= -V_g \frac{d\Gamma_g}{dt} = -V_g \frac{d\Gamma_g}{dX} \frac{dX}{dt} = -V_g^2 \cos \Gamma_g \frac{d\Gamma_g}{dX} \\ &= -V_g^2 \cdot \frac{\cos \Gamma_g}{1 + \tan^2 \Gamma_g} \cdot \frac{d^2 f(X)}{dX^2} = -V_g^2 \cdot \cos^3 \Gamma_g \cdot \frac{d^2 f(X)}{dX^2} \dots\dots\dots(5-13) \\ &\therefore \\ \sin \frac{d\Gamma_g}{dt} &\cong \frac{d\Gamma_g}{dt} \quad \because \left(\left| \frac{d\Gamma_g}{dt} \right| \ll 1 \right) \\ \frac{d\Gamma_g}{dt} &= \frac{d(\tan^{-1} \frac{df(s)}{dx})}{dt} = \frac{1}{1 + (\frac{df(s)}{dx})^2} \cdot \frac{d^2 f(X)}{dX^2} \cdot \frac{dX}{dt} = \frac{V_g \cos \Gamma_g}{1 + \tan^2 \Gamma_g} \cdot \frac{d^2 f(X)}{dX^2} \\ &= V_g \cos^3 \Gamma_g \cdot \frac{d^2 f(X)}{dX^2} \quad \because \left(\frac{1}{1 + \tan^2 \Gamma_g} = \cos^2 \Gamma_g \right) \end{aligned}$$

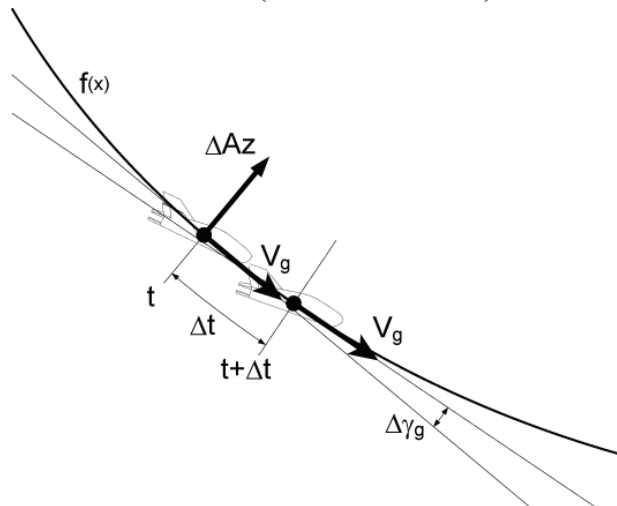


図5-9 誘導則における縦加速度 (ΔAz) の定義

式(5-13)に示されるように、基準軌道 $f(x)$ 上を飛行するために必要な ΔAz は対地速度 V_g の二乗に比例している。

一方、定常風（追い風または向かい風）の中を動圧一定（ V_{EAS} 一定）で飛行している時の対地速度 V_{gWin} は以下のように無風の時と異なる。

$$V_{gWin} = \sqrt{(V_{xTAS} + V_{xWin})^2 + V_{yTAS}^2 + V_{zTAS}^2} \quad \dots\dots\dots(5-14)$$

ただし、 $V_{TAS} = \sqrt{V_{xTAS}^2 + V_{yTAS}^2 + V_{zTAS}^2} = V_{EAS} \sqrt{\rho_0 / \rho}$

ρ_0 : 基準大気密度=1.225kg/m³, ρ : 大気密度

すなわち、追い風時には無風の時よりも基準軌道上を速い対地速度で、向かい風時には遅い対地速度で飛行することになり、定常風のある中で基準軌道上を飛行するための ΔAz は異なることを示している。

5.2で得られた加速度プロファイルは無風時の加速度プロファイルであり、LIFLEX誘導制御則ではこの無風時の加速度プロファイルに対して、次の処理を追加することによって追い風時と向かい風時を考慮した加速度FFコマンド（ ΔAz_{cFF} ）を計算している。

無風時の加速度FFコマンドを ΔAz_{cFFR} とし、定常風有りの時の適切な加速度FFコマンドを ΔAz_{cFFWin} とすると、それぞれの加速度FFコマンドは式(5-13)を用いて、以下のように表される。

無風： $\Delta Az_{cFFR} = -V_{gR}^2 \cdot \cos^3 \Gamma_g \cdot \frac{d^2 f(X)}{dX^2} \quad \dots\dots\dots(5-15)$

定常風： $\Delta Az_{cFFWin} = -V_{gWin}^2 \cdot \cos^3 \Gamma_g \cdot \frac{d^2 f(X)}{dX^2} \quad \dots\dots\dots(5-16)$

式(5-16)を式(5-15)で割ると、

$$Az_{cFFWin} = \frac{V_{gWin}^2}{V_{gR}^2} \Delta Az_{cFFR} \quad \dots\dots\dots(5-17)$$

となり、定常風有りの時の対地速度 V_{gWin} を計測し（= V_{gINS} ）、無風時の加速度プロファイルとその時の対地速度 V_{gR} より定常風有りの時の適切な加速度プロファイルを求めることができる。なお、無風時の対地速度 V_{gR} は等価対気速度である V_{ref} と基準軌道設計時の標準大気モデルより、以下の式で計算することができる。

$$V_{gR} = V_{TASR} = V_{EAS} \sqrt{\rho_0 / \rho_R} = V_{ref} \sqrt{\rho_0 / \rho_R} \quad \dots\dots\dots(5-18)$$

ρ_0 : 基準大気密度=1.225kg/m³

ρ_R : 基準高度における大気密度（標準大気モデルより計算）

図5-10に加速度FFコマンド出力ブロック図を示す。

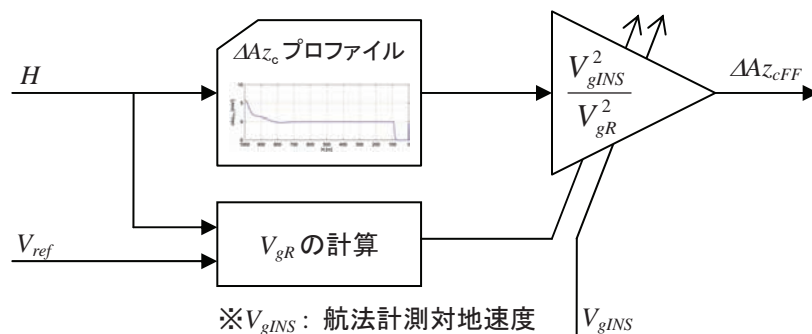


図5-10 加速度FFコマンド出力ブロック図

5.6. 分離時風予測によるノミナルスピードブレーキ操舵角補償

ノミナルスピードブレーキ操舵角は分離時には0deg, その後5.2で設計される適切なタイミングで平衡滑空状態となる操舵角 (無風時では12.8deg) まで操舵される. 図5-11は5.2で設計されたノミナルスピードブレーキ操舵角の時間履歴である.

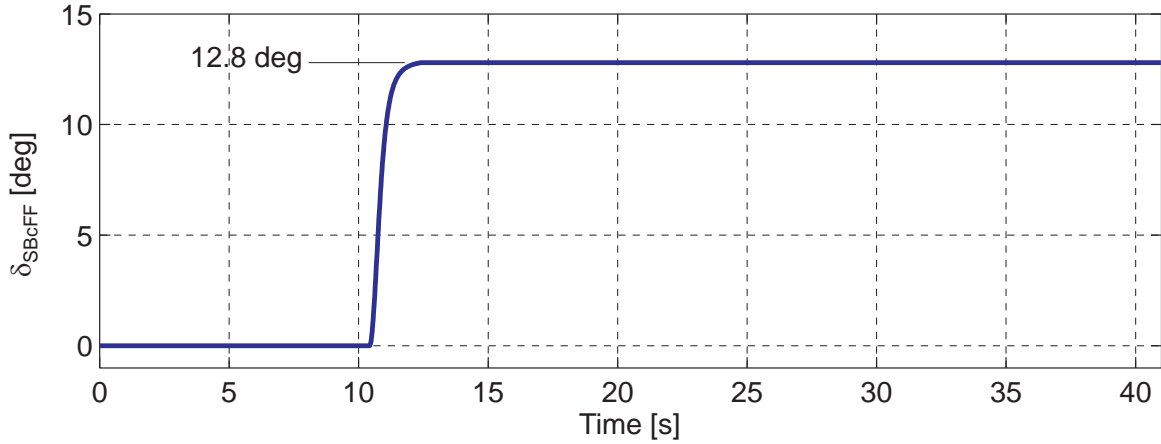


図5-11 ノミナルスピードブレーキ操舵角 (無風時)

図5-11は無風時のノミナルスピードブレーキ操舵角であるが, 加速度FFコマンドと同様にノミナルスピードブレーキ操舵角も風の状況に応じて変更する.

定常風 (追い風または向かい風) を考えた時, 動圧一定で飛行している機体の平衡状態は図5-12に示され, 以下の釣り合い式が成り立つ.

$$D|_{TRIM} + mg \sin \Gamma_a = \Delta D = -m \frac{dV_{TAS}}{dt} \quad \dots\dots\dots(5-19)$$

$$L|_{TRIM} - mg \cos \Gamma_a = 0 \quad \dots\dots\dots(5-20)$$

ここで, □_{TRIM}はトリム状態, すなわち回転運動が釣り合っている (C_m = 0) 状態を示している. またΔDは動圧一定を保つための条件で, 以下の式で計算される. 導出方法については付録2に示されている式展開と同じである.

$$\frac{dV_{TAS}}{dt} = \frac{1}{2} \left(\frac{g}{R} + a \right) \frac{1}{temp} V_{TAS}^2 \sin \Gamma_a \quad \dots\dots\dots(5-21)$$

また, 定常風 (V_{WIN}:追い風が正) を考えた時, 対地経路角 (Γ_g) および対気経路角 (Γ_a), 対地速度 (V_g) および真対気速度 (V_{TAS}) には以下の関係式が成り立つ. なお, これらの式の導出に関しては, 本節末の (補足) で説明する.

$$V_g = V_{WIN} \cos \Gamma_g + \sqrt{-V_{WIN}^2 \sin^2 \Gamma_g + V_{TAS}^2} \quad \dots\dots\dots(5-22)$$

$$\Gamma_a = \sin^{-1} \left(\frac{V_g}{V_{TAS}} \sin \Gamma_g \right) \quad \dots\dots\dots(5-23)$$

以上より, 式(5-22), 式(5-23)を考慮し, 以下の式を数値的に解くことによって, 追い風および向かい風時において平衡滑空条件 (対地経路角Γ_g = -29deg, 速度V_{EAS} = 60m/sEAS) における迎角およびスピードブレーキ舵角を計算することができる.

$$\frac{\rho V_{TAS}^2 S}{2} C_L(\alpha, \delta_{SB})|_{TRIM} - mg \cos \Gamma_a = 0 \quad \dots\dots\dots(5-24)$$

$$\frac{\rho V_{TAS}^2 S}{2} C_D(\alpha, \delta_{SB})|_{TRIM} + mg \sin \Gamma_a + m \frac{1}{2} \left(\frac{g}{R} + a \right) \frac{1}{temp} V_{TAS}^2 \sin \Gamma_a = 0 \quad \dots\dots\dots(5-25)$$

ここで、各パラメタは以下の通り.

- $temp$: 大気温度 (= T_0+ah | T_0 高度0mの温度 [K], h は高度 [m])
- R : ガス定数 (= 287.05 [Nm/kgK])
- a : 気温減率 (= -0.0065 [K/m])
- g : 重力加速度 (= -9.80665 [m/s²])

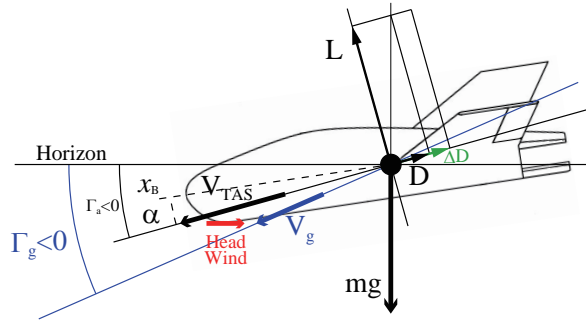


図5-12 動圧一定平衡滑空 (向かい風)

計算結果を表5-6に示す.

表5-6 定常風とノミナルスピードブレーキ舵角 @ 高度100m

| 風 | 風速 [m/s] @ 高度 100m | 平衡状態の δ_{SB_TRIM} [deg] |
|--------|-----------------------|------------------------------------|
| 追い風最大 | 4.33 | 15.09 |
| 無風 | 0 | 12.80 |
| 向かい風最大 | 10.82 | 6.67 |

実際のノミナルスピードブレーキ舵角は図5-13に示されるように無風時のノミナルスピードブレーキ舵角に対して補正係数 K_{svv} をかける方法で計算する. ここで、補正係数 K_{svv} は分離時 (高度1000m) における航法データより得られる対地速度 V_{gINS} を用いて定常風を予測し、以下の式より計算する.

$$K_{svv} = \frac{K_{svv1} + K_{svv2} \frac{V_{gINS} @ H1000}{V_{gR} @ H1000}}{K_{svv1} + K_{svv2}} \dots\dots\dots(5-26)$$

式(5-26)は無風 ($V_{gINS}@H1000}=V_{gR}@H1000$) の時に1となる直線で、表5-6に示される定常風有りの時のスピードブレーキ舵角に最小二乗フィッティングすることによって係数 K_{svv1} と K_{svv2} を決定する.

図5-14にこの直線と K_{svv} 、定常風有りの時のスピードブレーキ舵角 δ_{SB_TRIM} および定常風と分離時の対地速度 V_g の関係を図示する. 横軸は、 V_{gINS}/V_{gR} 、高度100mの定常風、高度1000mの定常風、および高度1000mでの対地速度である. 左の縦軸は補正係数 K_{svv} であり、右の縦軸には δ_{SB_TRIM} が示されている. 赤い●はノミナル及び定常風有りの時に平衡滑空条件 (対地経路角 $\Gamma_g=-29deg$ 、速度 $V_{EAS}=60m/sEAS$) を満足するためのスピードブレーキ舵角で、表5-6に示される点がプロットされている. 緑の線は式(5-26)を最小二乗フィッティングした直線であり、その時の係数が図中に示されている.

なお、最終的な補正係数の関数は同図中の青線で示されている直線を用いている. この直線は、緑の直線を元に6DOFシミュレーションを実施し、パラメタを微調整した結果として得られた直線である.

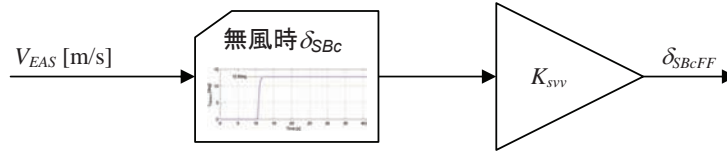


図5-13 ノミナルスピードブレーキ操舵角出力ブロック図

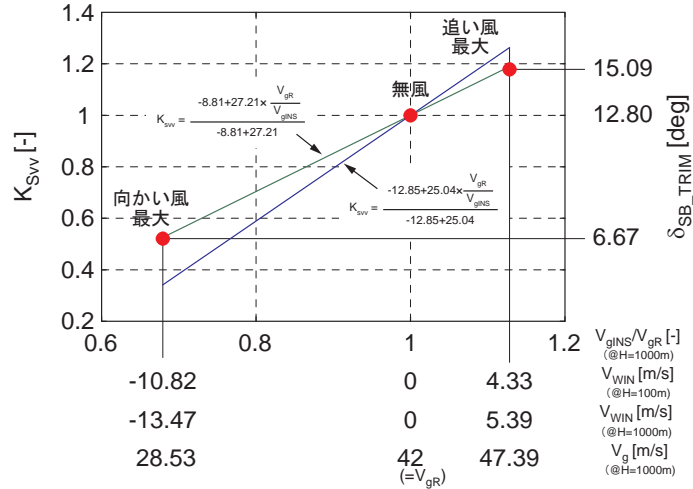


図5-14 ノミナル δ_{SBC} 補正係数 V_{SVV}

(補足) 式(5-22)と式(5-23)の導出

図5-15より、余弦定理より追い風および向かい風時に以下の関係が成り立つ。

$$V_{TAS}^2 = V_g^2 + V_{WIN}^2 - 2 \cdot V_g \cdot V_{WIN} \cos(\Gamma_g) \quad \rightarrow \text{追い風時} \dots\dots\dots(5-27)$$

$$V_{TAS}^2 = V_g^2 + V_{WIN}^2 - 2 \cdot V_g \cdot V_{WIN} \cos(\pi - \Gamma_g) \quad \rightarrow \text{向かい風時} \dots\dots\dots(5-28)$$

ここで、 $-\pi/2 \leq \Gamma_g \leq +\pi/2$ の時、

$$\cos(\Gamma_g) = \cos(|\Gamma_g|)$$

さらに、向かい風時には、

$$V_{WIN} < 0, \text{ 且つ } \cos(\pi - \Gamma_g) = -\cos(\Gamma_g)$$

なので、結局 $V_{WIN} = 0$ のとき $V_g = V_{TAS}$ の条件の下で式(5-27)を V_g について解くと式(5-22)が導かれる。

同様に、正弦定理より

$$V_{TAS} / \sin(\Gamma_g) = V_g / \sin(\pi - \Gamma_a) \quad \rightarrow \text{追い風時} \dots\dots\dots(5-29)$$

$$V_{TAS} / \sin(\pi - \Gamma_g) = V_g / \sin(\Gamma_a) \quad \rightarrow \text{向かい風時} \dots\dots\dots(5-30)$$

となり、双方とも Γ_a について解くと式(5-23)となる。

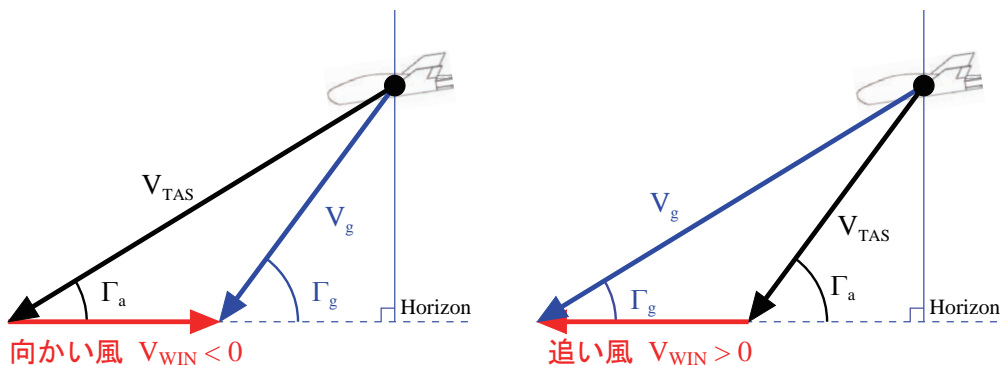


図5-15 定常風がある時の対地速度と対気速度

6. 誘導則設計

LIFLEX誘導則はALFLEXの誘導則を参考に、基準軌道計算から入力される基準量に対してPIDフィードバック制御構造とフィードフォワードコマンドを用いて制御側への入力指令（縦引き起こし加速度コマンド、スピードブレーキコマンド、ロール角コマンド、ヨーレートコマンド）を算出する。図6-1にLIFLEX誘導則概要ブロック図を示す。

LIFLEX誘導則は表6-1に示されるように、懸吊飛行状態から滑走路上で停止するまでを7フェーズ（ダイブフェーズを2つに分ける、地上走行フェーズを2つに分けると9フェーズ）に分割して設計されている。

なお、当初LIFLEXでは滑走路への着陸を目的としていたが、実験計画の変更により空中着陸模擬となり、地上走行の必要がなくなった。また、懸吊飛行フェーズに関しては分離状態を監視するのみで、誘導計算を行っていない。その為、誘導制御系設計では分離直後の軌道捕捉フェーズからファイナルフレアまでを評価対象にしており、ここでは分離後の軌道捕捉フェーズ（誘導フェーズ番号10）からファイナルフレアフェーズ（誘導フェーズ番号50）で接地するまでについて記述する。なお、分離判定ロジックに関しては付録9、地上走行フェーズにおける制動用パラシュート放出からブレーキまでのシーケンスに関しては付録10に示す。

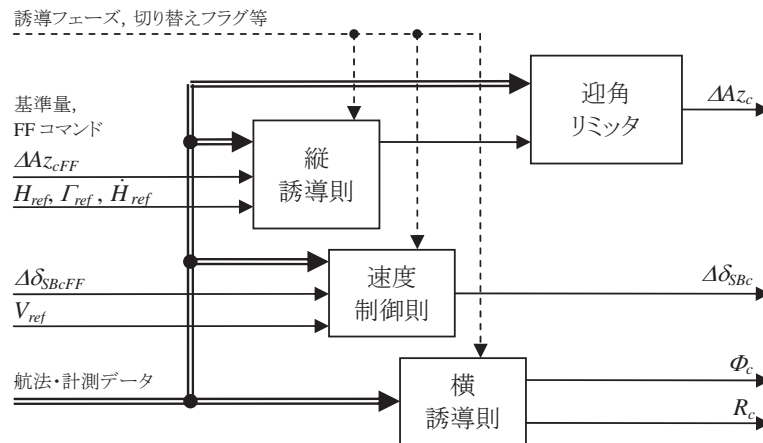


図6-1 LIFLEX誘導則概要ブロック図

6.1. フェーズ切り替え

誘導フェーズ切り替えでは、飛行状態より誘導フェーズ切り替え条件を満足したところで誘導フェーズを次のフェーズへ進めるロジックとなっている。図6-2およびに誘導フェーズ切り替え状態遷移図と遷移条件を示す。以下に各フェーズの説明を示す。（GPNは誘導フェーズ番号を表す。）なお、このフェーズ切り替えロジックはイベント・シーケンス内で実行され、誘導則および制御側へ現状のフェーズ番号が送られる。

LIFLEX誘導制御プログラム（GNCP）は懸吊飛行中に開始される。GNCP実行開始直後、誘導フェーズは懸吊飛行フェーズ（GNP=0）となり、機体が分離されるのを待つ。分離の判定は、分離センサからの信号が0.1s以上「分離」の状態を維持した時としており、分離センサ信号のノイズやチャタリング現象によって誤認することを回避している。

分離確認後、誘導フェーズは軌道捕捉フェーズ（ダイブ1フェーズ）に遷移する。ダイブ1フェーズにおける縦の誘導では基準経路角を目標値とした飛行経路角誘導を行い、水平に分離される機体の経路角を遷移条件1の経路角まで深くする。そして、遷移条件1を達成した後、軌道捕捉フェーズ（ダイブ2フェーズ）に移行し一定経路角の基準軌道追従誘導を行いながら等価対気速度が遷移条件2を達成するまで加速する。横の誘導は（i）等価対気速度（VEAS）が45m/sを超えた場合、または（ii）横位置誤差が50mを超えた場合、または（iii）分離後5秒以上経過した場合の条件で開始される。分離直後は機体の速度が遅く動圧が低い。そのような状態では十分な制御力を得ることが難しく、不用意な誘導コマンドを制御系に要求すると即座に飛行破綻に結びつく。そのため分離直後においては機体の姿勢を安定させることに専念させるため、十分な速度になるまで横の誘導を行わないよう（i）の条件を横の誘導開始条件として設定した。しかしながら初期誤差が過大であったり、条件によってはなかなか加速しない状態が考えられる。その影響を解決するために、（ii）と（iii）の条件を並列で追加することにより、横誘導が開始されない問題を解決している。速度制御はこの時点では開始されない。なお、軌道捕捉フェーズ（ダイブ1フェーズおよびダイブ2フェーズ）はもともと一つのフェーズであったが、分離直後の誘導方法に飛行経路角誘導を用いるために、ダイブ1フェーズとダイブ2フェーズに分けて設計されている。

表6-1 飛行シーケンス

| イベント | 飛行状態 | 飛行フェーズと概要 ※()内は誘導フェーズ番号(GPN) |
|--------|--------------------|--|
| 分離 | 懸吊飛行 | 懸吊飛行フェーズ: (0) |
| ↓ | 軌道捕捉 | 軌道捕捉フェーズ(ダイブ1フェーズ): (10) 水平分離された機体が平衡滑空経路角まで飛行経路を変更する。 |
| 軌道捕捉 | ----- | ----- |
| ↓ | 一定経路角加速 | 軌道捕捉フェーズ(ダイブ2フェーズ): (15) 経路角一定のまま加速し, 平衡滑空速度で平衡状態になる。 |
| 平衡滑空開始 | 経路角および 等価対気速度一定 | 平衡滑空フェーズ: (20) 基準軌道に追従しながら平衡滑空状態を維持し, プリフレア開始まで滑空する。 |
| ↓ | プリフレア 開始高度到達 | 飛行経路引き起こし (ΔA_z 一定飛行) |
| ↓ | 緩滑空開始 | プリフレアフェーズ: (30) ΔA_z 一定 (0.5g) で接地できる経路角まで引き起こす。 |
| ↓ | 緩滑空 | 緩滑空フェーズ: (40) ΔA_z 一定の引き起こしからスムーズにファイナルフレア開始高度まで引き起こし誘導を終了する。 |
| ↓ | ファイナルフレア 開始高度到達 | ファイナルフレアフェーズ: (50) 接地時の沈下率を軽減するように, 最終フレアを行う。 |
| ↓ | 接地(主脚) | 地上走行フェーズ①: (60) 左右主脚接地状態での飛行. 操舵面により機体の姿勢安定と方向安定を維持する。 |
| ↓ | 接地(全脚) | 地上走行フェーズ②: (65) 全脚(主脚および前脚)接地状態での地上走行. 制動用パラシュート放出, ブレーキおよびステアリング操作を行い停止する。 |
| ↓ | (停止) | |

ノミナルシーケンスでは, 軌道捕捉フェーズが終了した後は平衡滑空フェーズとなり, 速度制御が開始され平衡滑空状態を保ちながら基準軌道上を飛行しファイナルフレアを開始する条件(遷移条件3)まで高度を下げる。

プリフレアフェーズでは ΔA_z 一定 (=0.5g) の引き起こしを行い, 飛行経路角を浅くする。そして, 対地経路角が遷移条件4となったら緩滑空フェーズに移行し, スムーズに引き起こしを終了していく。ただし, プリフレアフェーズと緩滑空フェーズの誘導方法は基本的に同じで, 後述する誘導パラメタなどを変更する程度である。

高度が遷移条件5となったらファイナルフレアフェーズを開始する。ファイナルフレアフェーズは接地時沈下率が3m/s以下となるように沈下率制御が行われる。

左右主脚が接地(遷移条件6)を確認したら地上走行フェーズとなる。地上走行フェーズは①と②に分かれている。①ではまだ前脚が接地していないため, 主に空力操舵面によって機体の姿勢安定と方向安定を維持し, ②は前脚接地後でステアリング操舵とブレーキ制御を行う。そして機体の停止を確認したところで誘導フェーズを終了する。なお, 前述の通り, 本誘導制御則は接地までの誘導制御結果を評価対象にしており地上走行は行わないため, 実際は遷移条件6を確認した時点で飛行終了となる。

以上のシーケンスはノミナルシーケンスである。しかしながら, 図6-2に示されるように各誘導フェーズのパスは一通りではない。例えば, ダイブ2フェーズの次のフェーズは平衡滑空フェーズまたはプリフレアフェーズとなっている。ダイブ2フェーズは平衡滑空直線経路上で加速するフェーズであるが, 外部環境の影響や機体モデル化誤差などの為に設定された速度まで加速しなくても, 条件3を満たした時点で平衡滑空フェーズを行わないでプリフレアフェーズに切り替わるようになっている。プリフレアフェーズにおいても同様に条件によって緩滑空フェーズまたはファイナルフレアフェーズに切り替わる。なお, の誘導フェーズ切り替え状態遷移条件は基準軌道の設計値と異なっている。例えば基準軌道の平衡滑空角は-29degとなっているがダイブ1フェーズとダイブ2フェーズの切り替え条件(条件1)は-28.5degとなっている。これは誘導制御パラメタ設計時に微調整した結果を採用しているためである。

表6-2 誘導フェーズ切り替え状態遷移条件

| 条件番号 | 遷移条件 |
|------|-----------------------------------|
| 1 | 対地経路角 $\Gamma_g \leq -28.5$ [deg] |
| 2 | 等価対気速度 $V_{EAS} \geq 58.26$ [m/s] |
| 3 | 高度 $H \leq 92$ [m] |
| 4 | 対地経路角 $\Gamma_g \geq -5$ [deg] |
| 5 | 高度 $H \leq 3$ [m] |
| 6 | 左右主脚接地 |
| 7 | 全脚接地 |
| 8 | 機体停止 |

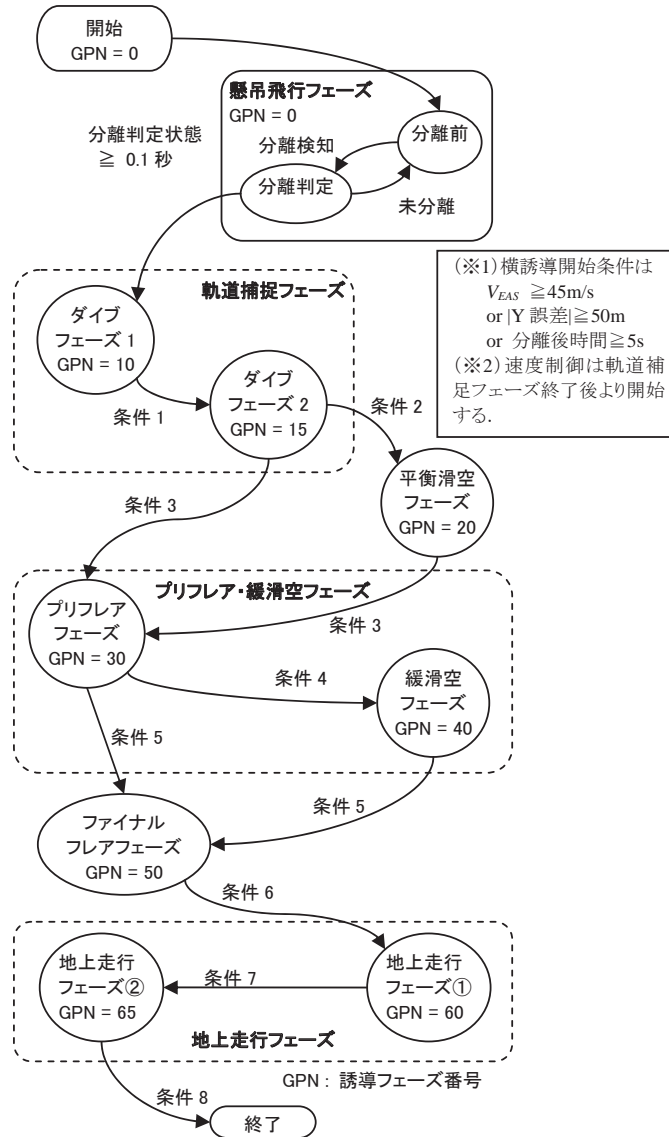


図6-2 誘導フェーズ切り替え状態遷移図

6.2. 縦誘導

LIFLEX縦誘導則は分離から接地までに3種類の誘導ブロック構造を切り替える仕組みとなっている。ここでは、これらの誘導ブロック構造について説明する。

6.2.1. 経路角制御による軌道捕捉 (ダイブ1フェーズ)

経路角制御は軌道捕捉フェーズ (ダイブ1フェーズ) で行う誘導則で、分離直後より機体の飛行経路角が確実に平衡滑空角まで深くするように経路角をフィードバック量とするPI制御を行っている。図6-3にダイブ1フェーズにおける誘導則ブロック図を示す。

基準軌道追従制御においても共通であるが、ブロック構造はフィードバック、フィードフォワード、フェーダの部分から構成されている。

フィードフォワードの部分には基準軌道計算より加速度FFコマンドが入力される。加速度FFコマンドは5章で説明されているように6DOFシミュレーションによって設計された加速度FFプロファイルなので、仮にフェーダやフィードバックの部分が無くても、ノミナル条件でのシミュレーションでは適切に飛行できることは明確である。

ダイブ1フェーズではフィードバックの部分に経路角のPIフィードバック制御を行う。当初、このフェーズにおいてもダイブ2フェーズ以降と同様に基準軌道追従制御を適用することを試みたが、誘導制御系設計後に実施される感度解析やモンテカルロシミュレーションの結果として、期待通りに経路角が平衡滑空角まで深くならない、または深くなりすぎてしまい平衡滑空状態には入れない、さらには分離直後に飛行不能となってしまうケースが多数現れた。本誘導制御則においてダイブ1フェーズに求められる事項は、分離後に機体に発生する揺動を抑え、スムーズに経路角を深くし平衡滑空経路角一定直線飛行に移行することである。その為、ダイブ1フェーズにおける誘導方法では経路角をフィードバックして確実に飛行経路を平衡滑空経路角直線経路に遷移できる構造に変更した。

積分器の前にはIGFLG (積分フラグ) スイッチが設置されている。このスイッチは積分器内のリセット機能を兼ねており、IGFLG==1の時積分を行い、IGFLG==0の時は積分器内の状態を0に初期化する。また、積分器はAWUFLG_ELEVONフラグも受け取り、ONの時には積分器状態量を現状値に保持 (積分しない) する。このフラグはエレボン舵面が飽和した時に制御則から送られてくる信号であり、エレボン飽和時にそれ以上の積分を行わないようにしている。

フェーダは、フェーズ間の不連続性を解決する部分である。TSAzには本フェーズ開始の時間、FAZ1には前フェーズ (ここでは懸吊飛行フェーズ) の最終 ΔAz_c 値と本フェーズの始めの ΔAz_c 値の差が保存され、exp関数によってフェーズ間の不連続性をスムーズに遷移させる処理を行っている。詳しくは6.7で説明する。

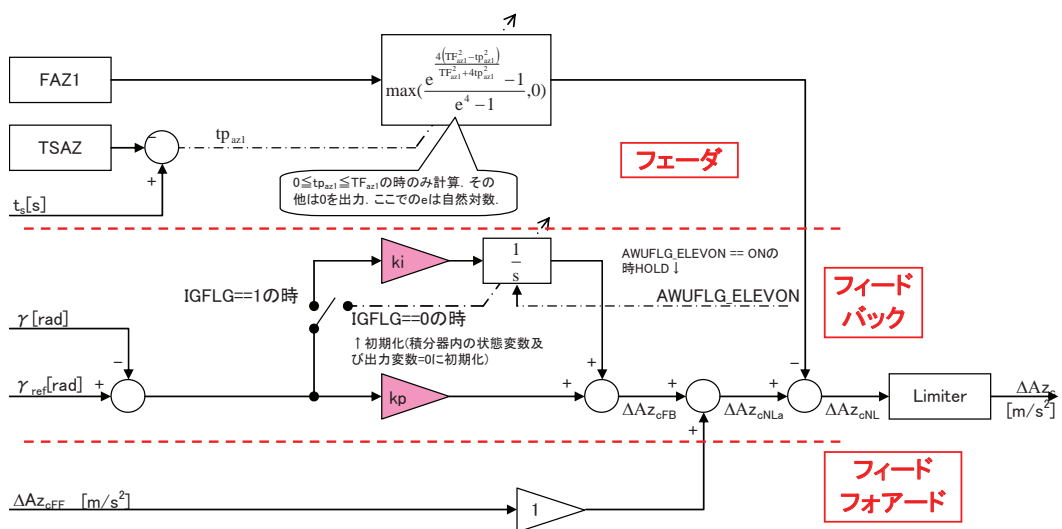


図6-3 経路角制御による軌道捕捉 (ダイブ1フェーズ) ブロック線図

6.2.2. 基準軌道追従制御（ダイブ2フェーズ～緩滑空フェーズ）

ダイブ2フェーズから緩滑空フェーズまでの縦誘導は基準軌道追従制御を行う。この誘導は、基準軌道から与えられる基準高度と基準高度変化率に追従するように高度のPIDフィードバック制御をおこなう誘導である。図6-4にダイブ2フェーズ～緩滑空フェーズの基準軌道追従制御による縦誘導ブロック線図を示す。

ダイブ2フェーズから緩滑空フェーズまでの縦誘導則においても、ダイブ1フェーズと同様にフィードバック、フィードフォワード、フェーダの部分から構成されている。但し、フィードバック部は基準高度と基準高度変化率に追従するように高度のPIDフィードバック制御となっている。

PIDフィードバックゲイン k_i , k_p , k_d はフェーズ毎に設計され、フェーズの切り替えに対応してゲインも切り替わる。これらの値はMDM/MDP法を用いて設計している。フィードバックゲインに関する設計点や設計結果については6.5.3で説明する。

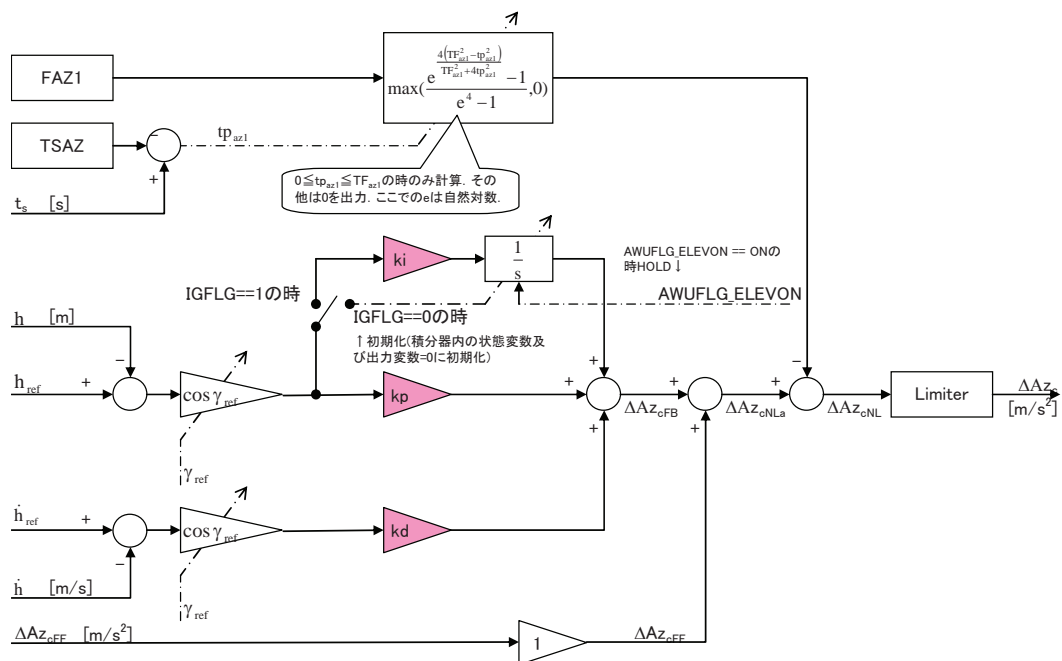


図6-4 基準軌道追従制御による縦誘導（ダイブ2フェーズ～緩滑空フェーズ）ブロック線図

6.2.3. ファイナルフレアフェーズ

ファイナルフレアフェーズは接地直前の最終引き起こしを行うフェーズで、もはやこの時点では基準軌道は参照せず沈下率のみを制御し機体を緩やかに接地させる。ファイナルフレアフェーズの縦誘導則ブロック線図を図6-5に示す。

ファイナルフレアのフィードバック量は脚の高度および高度変化率であるが高度1.2m以下では高度変化率の比例制御となっており、高度変化率を-0.5m/sに近づける制御を行っている。

フィードフォワードとフェーダに関しては、経路角制御による誘導や基準軌道追従制御による誘導と同じであるが、他に2つのフィードバック量を付け加えている。

一つ目は接地時の速度不足時における追加項。この項は接地時の速度が著しく低下している場合に極端なピッチアップ指令を制御則が出力しないように ΔAz_c を抑制する項である。但し、後に後述する迎角制限ブロックを誘導則に追加したことにより、この項が不要となったため無効化されている。

二つ目は接地時の引き起こし不足に対する処置である。この項は、ファイナルフレアに入った瞬間に経路角が-3degを下回っており、さらにフィードバック項の算出する ΔAz_{FBa1} がこの項で算出される ΔAz_{FBa2} よりも小さい時に採用される項である。ファイナルフレアは高度3mから始まる。この時点での対地経路角を-5degとし、対地速度がノミナルの接地速度36m/sであると仮定した場合の高度変化率は約-3.1m/sで接地時沈下率制限を超えてしまう。さらに、ファイナルフレアから接地までの時間は1秒に充たない。すなわち深い経路角でファイナルフレアに入った場合、その経路角を大きく修正する時間がない。その為、ファイナルフレア開始時の経路角によっては大きな引き起こしコマンドで機体の経路角を変更する必要がある。LIFLEX誘導則ファイナルフレアフェーズでは、多少の余裕を見込み、このブロック線図に示されるように経路角が-3degを下回ったとき、この引き起こしのコマンドを出力するように設計した。

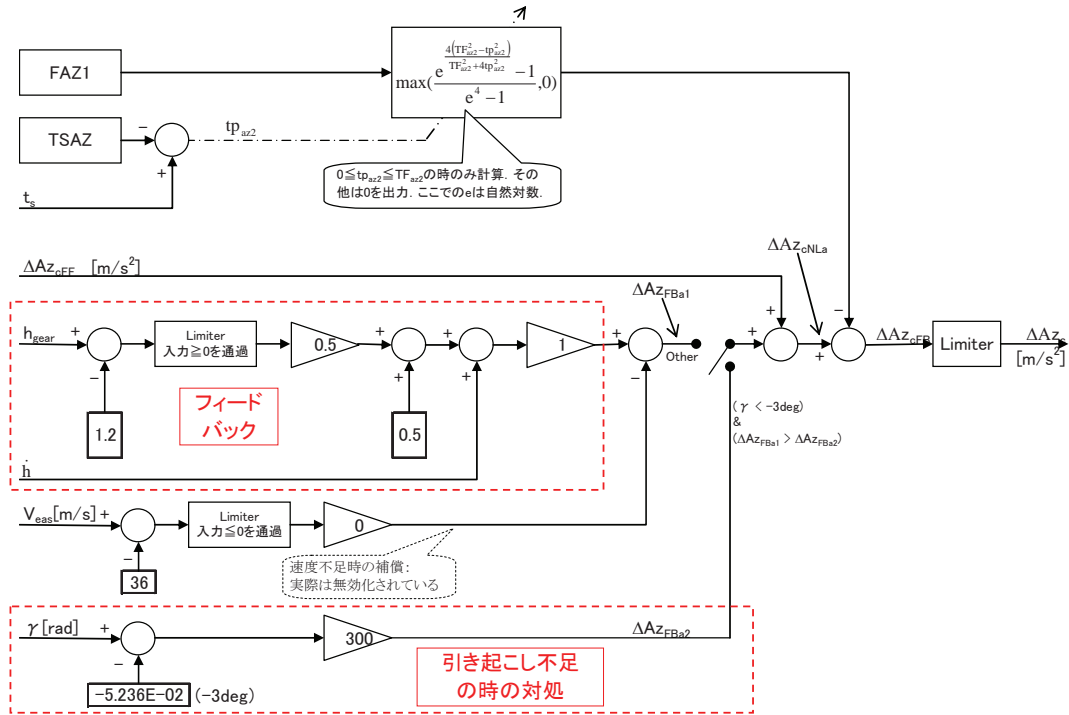


図6-5 ファイナルフレアの縦誘導則ブロック線図

6.3. 速度制御

LIFLEX 速度制御則ブロック線図を図6-6に示す。

速度制御則も縦誘導と同様に、フィードバック、フィードフォワードおよびフェーダの部分から構成されている。フィードバックの項は基準速度と実際の等価対気速度のエラーに対するPIフィードバック制御となっており、これらのゲインはフェーズによって切り替えられる。また、これらのゲインは縦誘導ゲインと同時にMDM/MDP法によって設計される。

ブロック図中SW1は誘導フェーズや速度制御有効フラグ (FSGSC) によって切り替えられるスイッチである。初期状態では(a)の位置にあり、速度フィードバック制御は行わない。また、SW1は(a) → (b) → (c) → (d)の順番にしか進まない。FSGSCは基準軌道計算より速度制御則に入力されるが、FSGSCはノミナルスピードブレーキ舵角が立ち上がりきった時点で0から1に切り替わるロジックとなっている。その為、速度フィードバック制御は、機体が分離され、経路角一定直線飛行になり、加速し、スピードブレーキをノミナル舵角まで開いた後に開始されることになる。また、FSGSCはイベント・シーケンスブロックの中で、高度が1m以下となった場合または地上走行フェーズになった場合0となるように決められている。よって、(b)の状態で機体が接地するとスピードブレーキを現状保持し、全脚接地するとエアブレーキ効果を期待して決められたスピードブレーキ舵角まで操舵するようになっている。

AWUFLG_SBは縦誘導のAWUFLG_ELEVONと同様、スピードブレーキ操舵角が飽和した時に1となる制御則から出力されるフラグで、1となった時は積分器状態量の積分計算を止め、値を保持する。

6.4. 横誘導

図6-7に横誘導則ブロック線図を示す。LIFLEXはリフティングボディ宇宙往還機の帰還フェーズにおける最終アプローチ&水平着陸フェーズにおける自動着陸実験であり、機体は滑走路延長上より滑走路方向に向かって分離されていることが前提であるため、横誘導は基準軌道(滑走路座標系Y=0の直線)をまっすぐ飛行するため基準量は0となり、ブロック図には基準量が現れない。

フィードバックブロック構造は基準軌道追従制御の縦誘導と同じくPIDフィードバック系を構成しており、制御則へバンク角コマンド(迎角が小さければロール角コマンドとほぼ等価)を出力する。

横・方向制御はエレボン舵面によるエルロン操舵と左右ラダーによるラダー操舵によって制御されるが、これらの舵面のどちらかが飽和した場合は、AWUFLG_ELEVONまたはAWUFLG_RUDDERのどちらか、または両方が1となり、横誘導則中の積分器を保持する仕組みが組み込まれている。

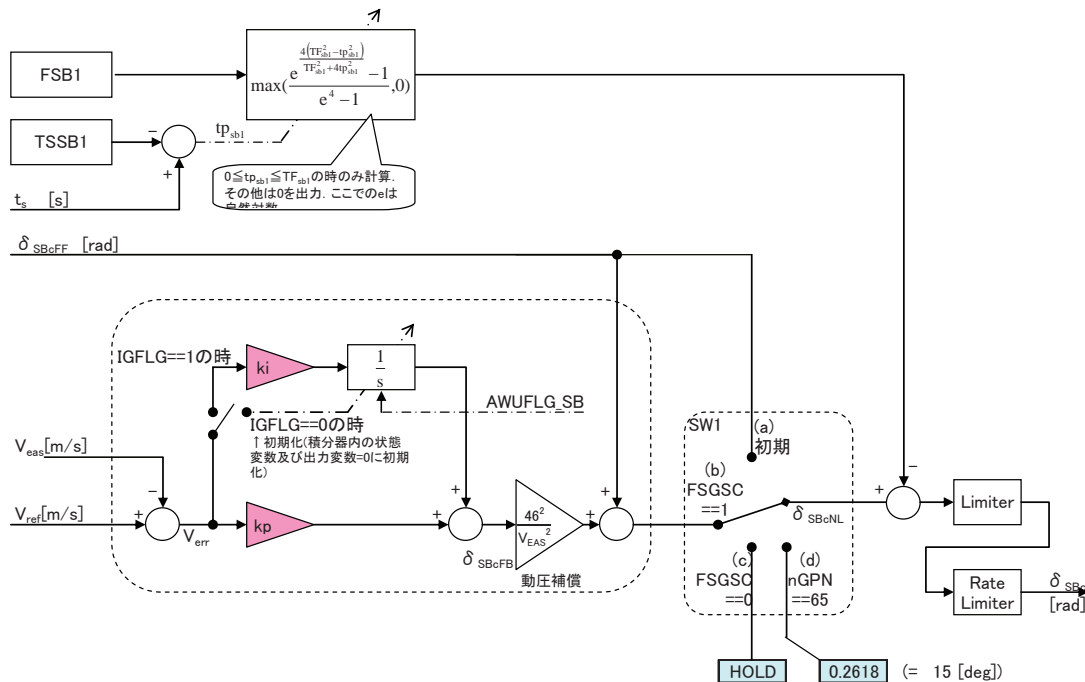


図6-6 速度制御則ブロック線図

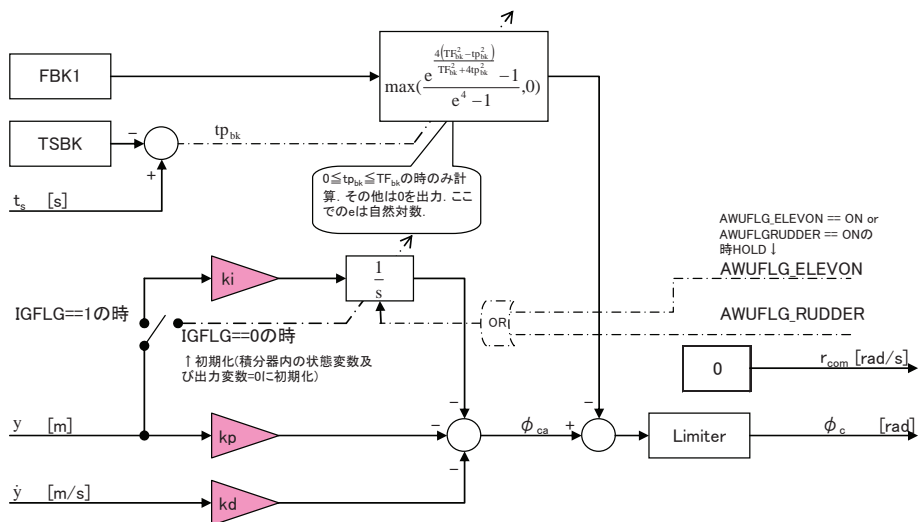


図6-7 横誘導則ブロック線図

6.5 誘導則設計用拡大線形モデルとMDM/MDPによる設計結果

LIFLEX 誘導則は機体運動線形モデルと制御則を一つの制御対象としてPID フィードバック構造を形成しMDM/MDP法¹⁰⁾によってフィードバックゲインを決定する方法で設計されている。ここでは、機体運動線形数学モデルと制御則の結合について説明する。制御則の詳細は別報告¹⁾で報告されているため、ここでは省略する。

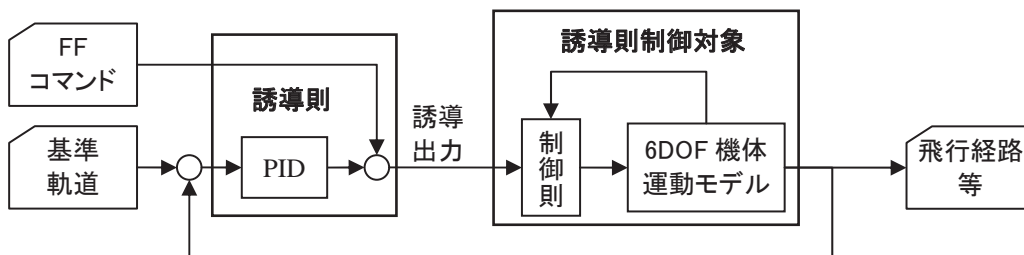


図6-8 誘導則と誘導則制御対象

6.5.1. 機体運動線形数学モデル

まず、ここでは機体運動線形数学モデルの導出について説明する。

6DOF機体運動非線形運動方程式は下記のように表される。

状態量 : $\mathbf{X} = [U, V, W, P, Q, R, \Phi, \Theta, \Psi, X_E, Y_E, Z_E]^T$

制御量 : $\mathbf{U} = [\delta_E, \delta_A, \delta_R, \delta_{SB}]^T$

但し、(E : エレベータ操舵, A : エルロン操舵, R : ラダー操舵, SB : スピードブレーキ操舵)

$$\begin{bmatrix} f_1(\mathbf{X}, \mathbf{U}) \\ f_2(\mathbf{X}, \mathbf{U}) \\ f_3(\mathbf{X}, \mathbf{U}) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} F_{XB} \\ F_{YB} \\ F_{ZB} \end{bmatrix} \quad \dots\dots\dots (6-1)$$

$$\begin{bmatrix} f_4(\mathbf{X}, \mathbf{U}) \\ f_5(\mathbf{X}, \mathbf{U}) \\ f_6(\mathbf{X}, \mathbf{U}) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} = \mathbf{I}^{-1} \left\{ - \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \times \mathbf{I} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} M_{XB} \\ M_{YB} \\ M_{ZB} \end{bmatrix} \right\} \quad \dots\dots\dots (6-2)$$

$$\begin{bmatrix} f_7(\mathbf{X}, \mathbf{U}) \\ f_8(\mathbf{X}, \mathbf{U}) \\ f_9(\mathbf{X}, \mathbf{U}) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\Theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P + Q \sin \Phi \tan \Theta + R \cos \Phi \tan \Theta \\ Q \cos \Phi - R \sin \Phi \\ Q \sin \Phi \sec \Theta + R \cos \Phi \sec \Theta \end{bmatrix} \quad \dots\dots\dots (6-3)$$

$$\begin{bmatrix} f_{10}(\mathbf{X}, \mathbf{U}) \\ f_{11}(\mathbf{X}, \mathbf{U}) \\ f_{12}(\mathbf{X}, \mathbf{U}) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{X}_E \\ \dot{Y}_E \\ \dot{Z}_E \end{bmatrix} = \mathbf{E}^T \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} \quad \dots\dots\dots (6-4)$$

ここで、変数上部の・は時間微分を示す。また、

- ・ U, V, Wは速度ベクトルの機体座標系 $\mathbf{x}, \mathbf{y}, \mathbf{z}$ 成分.
- ・ P, Q, Rは機体座標系の角速度ベクトル.
- ・ Φ, Θ, Ψ は慣性座標系 (滑走路座標系) からの機体座標系のオイラー角.
- ・ X_E, Y_E, Z_E は慣性座標系 (滑走路座標系) の機体重心の位置.
- ・ mは機体質量, \mathbf{I} は機体慣性行列, \mathbf{E} は3-2-1型オイラー座標変換行列.
- ・ F_{XB}, F_{YB}, F_{ZB} は重力項を含む機体に作用する並進力 ($i=[E, A, R, SB], Dp$ は動圧).

$$\begin{bmatrix} F_{XB} \\ F_{YB} \\ F_{ZB} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\cos \alpha & 0 & -\sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha & 0 & -\cos \alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} DpSC_D(\alpha, \beta, \delta_i) \\ DpSC_Y(\alpha, \beta, \delta_i) \\ DpSC_L(\alpha, \beta, \delta_i) \end{bmatrix} + \mathbf{E} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \quad \dots\dots\dots (6-5)$$

- ・ M_{XB}, M_{YB}, M_{ZB} は機体に作用するモーメント ($i=[E, A, R, SB], Dp$ は動圧).

$$\begin{bmatrix} M_{XB} \\ M_{YB} \\ M_{ZB} \end{bmatrix} = DpS \begin{bmatrix} bC_l(\alpha, \beta, \delta_i) \\ cC_m(\alpha, \beta, \delta_i) \\ bC_n(\alpha, \beta, \delta_i) \end{bmatrix} \quad \dots\dots\dots (6-6)$$

である。

また、誘導制御則に必要なフィードバック量 (観測量) は以下の式で与えられる。

観測量 : $\mathbf{Y} = [\Delta Az, \Delta Ay, Q, V_{EAS}, dH/dt, P, R, \Phi]^T$

$$\begin{aligned}
g_1(\mathbf{X}, \mathbf{U}) &= \Delta Az = -DpSC_L(\alpha, \beta, \delta_i)/m \\
g_2(\mathbf{X}, \mathbf{U}) &= \Delta Ay = DpSC_Y(\alpha, \beta, \delta_i)/m \\
g_3(\mathbf{X}, \mathbf{U}) &= Q \\
g_4(\mathbf{X}, \mathbf{U}) &= V_{EAS} = V_{TAS} \sqrt{\rho/\rho_0} = \sqrt{U^2 + V^2 + W^2} \sqrt{\rho/\rho_0} \quad \text{但し, 無風} \\
g_5(\mathbf{X}, \mathbf{U}) &= dH/dt = -\dot{Z}_E \\
g_6(\mathbf{X}, \mathbf{U}) &= P \\
g_7(\mathbf{X}, \mathbf{U}) &= R \\
g_8(\mathbf{X}, \mathbf{U}) &= \Phi
\end{aligned}$$

いま, 6DOF機体運動非線形運動方程式における状態 $\mathbf{X} = \mathbf{X}_0$ における 6DOF機体運動線形モデルは縦面内の運動及び横・方向の運動に分けられ, 下記のように求められる. なお, 小文字の変数名は大文字の変数名の擾乱量を示し, 太字はベクトルまたは行列を表している.

●線形化点

$$\begin{aligned}
\mathbf{X} = \mathbf{X}_0 &= [U_0, V_0, W_0, P_0, Q_0, R_0, \Phi_0, \Theta_0, \Psi_0, X_{E0}, Y_{E0}, Z_{E0}]^T \\
\mathbf{U} = \mathbf{U}_0 &= [\delta_{E0}, \delta_{A0}, \delta_{R0}, \delta_{SB0}]^T
\end{aligned}$$

●縦面内の運動線形モデル

$$\text{状態量: } \mathbf{x}_{LON} = [u, w, q, \theta]^T$$

$$\text{制御量: } \mathbf{u}_{LON} = [\delta_e, \delta_{sb}]^T$$

$$\text{観測量: } \mathbf{y}_{LON} = [\Delta az, q, v_{EAS}, dh/dt]^T$$

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \partial f_1 / \partial U & \partial f_1 / \partial W & \partial f_1 / \partial Q & \partial f_1 / \partial \Theta \\ \partial f_3 / \partial U & \partial f_3 / \partial W & \partial f_3 / \partial Q & \partial f_3 / \partial \Theta \\ \partial f_5 / \partial U & \partial f_5 / \partial W & \partial f_5 / \partial Q & \partial f_5 / \partial \Theta \\ \partial f_8 / \partial U & \partial f_8 / \partial W & \partial f_8 / \partial Q & \partial f_8 / \partial \Theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \partial f_1 / \partial \delta_E & \partial f_1 / \partial \delta_{SB} \\ \partial f_3 / \partial \delta_E & \partial f_3 / \partial \delta_{SB} \\ \partial f_5 / \partial \delta_E & \partial f_5 / \partial \delta_{SB} \\ \partial f_8 / \partial \delta_E & \partial f_8 / \partial \delta_{SB} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_{sb} \end{bmatrix}$$

$U=U_0$
 $W=W_0$
 $Q=Q_0$
 $\Theta=\Theta_0$

$\delta_E = \delta_{E0}$
 $\delta_{SB} = \delta_{SB0}$

$$\rightarrow \dot{\mathbf{x}}_{LON} = \mathbf{A}_{LON} \mathbf{x}_{LON} + \mathbf{B}_{LON} \mathbf{u}_{LON} \quad \dots\dots\dots(6-7)$$

$$\begin{bmatrix} \Delta az \\ q \\ v_{EAS} \\ dh/dt \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \partial g_1 / \partial U & \partial g_1 / \partial W & \partial g_1 / \partial Q & \partial g_1 / \partial \Theta \\ \partial g_3 / \partial U & \partial g_3 / \partial W & \partial g_3 / \partial Q & \partial g_3 / \partial \Theta \\ \partial g_4 / \partial U & \partial g_4 / \partial W & \partial g_4 / \partial Q & \partial g_4 / \partial \Theta \\ \partial g_5 / \partial U & \partial g_5 / \partial W & \partial g_5 / \partial Q & \partial g_5 / \partial \Theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \partial g_1 / \partial \delta_E & \partial g_1 / \partial \delta_{SB} \\ \partial g_3 / \partial \delta_E & \partial g_3 / \partial \delta_{SB} \\ \partial g_4 / \partial \delta_E & \partial g_4 / \partial \delta_{SB} \\ \partial g_5 / \partial \delta_E & \partial g_5 / \partial \delta_{SB} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_{sb} \end{bmatrix}$$

$U=U_0$
 $W=W_0$
 $Q=Q_0$
 $\Theta=\Theta_0$

$\delta_E = \delta_{E0}$
 $\delta_{SB} = \delta_{SB0}$

$$\rightarrow \mathbf{y}_{LON} = \mathbf{C}_{LON} \mathbf{x}_{LON} + \mathbf{D}_{LON} \mathbf{u}_{LON} \quad \dots\dots\dots(6-8)$$

●横・方向の運動線形モデル

$$\text{状態量: } \mathbf{x}_{LAT} = [v, p, r, \phi]^T$$

$$\text{制御量: } \mathbf{u}_{LAT} = [\delta_a, \delta_r]^T$$

$$\text{観測量: } \mathbf{y}_{LAT} = [\Delta ay, p, r, \phi]^T$$

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \partial f_2 / \partial V & \partial f_2 / \partial P & \partial f_2 / \partial R & \partial f_2 / \partial \Phi \\ \partial f_4 / \partial V & \partial f_4 / \partial P & \partial f_4 / \partial R & \partial f_4 / \partial \Phi \\ \partial f_6 / \partial V & \partial f_6 / \partial P & \partial f_6 / \partial R & \partial f_6 / \partial \Phi \\ \partial f_7 / \partial V & \partial f_7 / \partial P & \partial f_7 / \partial R & \partial f_7 / \partial \Phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \partial f_2 / \partial \delta_A & \partial f_2 / \partial \delta_R \\ \partial f_4 / \partial \delta_A & \partial f_4 / \partial \delta_R \\ \partial f_6 / \partial \delta_A & \partial f_6 / \partial \delta_R \\ \partial f_7 / \partial \delta_A & \partial f_7 / \partial \delta_R \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix}$$

$V=V_0=0$
 $P=P_0=0$
 $R=R_0=0$
 $\Phi=\Phi_0=0$

$\delta_A = \delta_{A0}=0$
 $\delta_R = \delta_{R0}=0$

$$\rightarrow \dot{\mathbf{x}}_{LAT} = \mathbf{A}_{LAT} \mathbf{x}_{LAT} + \mathbf{B}_{LAT} \mathbf{u}_{LAT} \quad \dots\dots\dots(6-8)$$

$$\begin{bmatrix} \Delta ay \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial g_2}{\partial V} & \frac{\partial g_2}{\partial P} & \frac{\partial g_2}{\partial R} & \frac{\partial g_2}{\partial \phi} \\ \frac{\partial g_6}{\partial V} & \frac{\partial g_6}{\partial P} & \frac{\partial g_6}{\partial R} & \frac{\partial g_6}{\partial \phi} \\ \frac{\partial g_7}{\partial V} & \frac{\partial g_7}{\partial P} & \frac{\partial g_7}{\partial R} & \frac{\partial g_7}{\partial \phi} \\ \frac{\partial g_8}{\partial V} & \frac{\partial g_8}{\partial P} & \frac{\partial g_8}{\partial R} & \frac{\partial g_8}{\partial \phi} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{\partial g_2}{\partial \delta_A} & \frac{\partial g_2}{\partial \delta_R} \\ \frac{\partial g_6}{\partial \delta_A} & \frac{\partial g_6}{\partial \delta_R} \\ \frac{\partial g_7}{\partial \delta_A} & \frac{\partial g_7}{\partial \delta_R} \\ \frac{\partial g_8}{\partial \delta_A} & \frac{\partial g_8}{\partial \delta_R} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix}$$

$V=V_0=0$
 $P=P_0=0$
 $R=R_0=0$
 $\phi=\phi_0=0$
 $\delta_A=\delta_{A0}=0$
 $\delta_R=\delta_{R0}=0$

→ $y_{LAT} = C_{LAT}x_{LAT} + D_{LAT}u_{LAT}$ (6-9)

6.5.2. 機体運動線形数学モデルと制御則の結合

誘導フィードバックゲイン設計では、上記線形モデルに制御則を加えた拡大線形モデルを制御対象とし、MDM/MDPを用いて設計される。図6-9から図6-11に拡大線形モデル算出時の機体線形モデルと制御則のブロック図を示す。なお、線形モデルは設計点における擾乱方程式として考えるため、制御変数や出力変数は擾乱量を表す小文字表記としている。

図6-9は軌道捕捉フェーズ(ダイブ1フェーズ)における縦誘導則(経路角制御則)を設計する為の拡大線形モデルである。軌道捕捉フェーズ(ダイブ1フェーズ)では速度制御は行わず誘導則からは ΔAz_c を出力し、対地経路角をフィードバックするため、拡大線形モデルでは ΔAz_c を制御変数とし対地経路角を出力変数とする線形モデルとなっている。

図6-10は軌道捕捉フェーズ(ダイブ1フェーズ)以外の縦誘導則を設計する為の拡大線形モデルである。但し、軌道捕捉フェーズ(ダイブ2フェーズ)においては速度制御を殆ど行わない為、制御量のスピードブレーキ操舵角と観測量の真対気速度は削除して用いる。

図6-11は横誘導を設計する為の拡大線形モデルである。横誘導はロール角コマンドを出力し、横位置および横速度をフィードバックする。その為、制御入力としてロール角コマンド、観測量として横位置と横速度を出力する拡大線形モデルとなっている。

なお、それぞれの拡大線形モデルには制御則と機体線形モデルの間にアクチュエータは制御演算遅れなどを見込んで「遅れ」=0.1sを1次のパディー近似モデルをもちいて考慮されている。

代表的なケースにおける機体線形モデルと拡張線形モデルを付録4に示す。

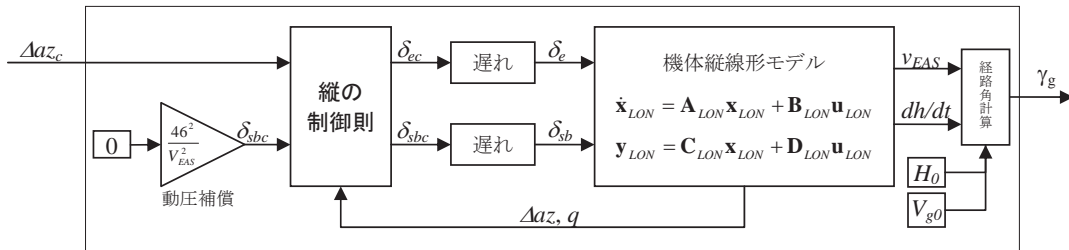


図6-9 縦誘導経路角制御設計における拡大制御対象線形モデル

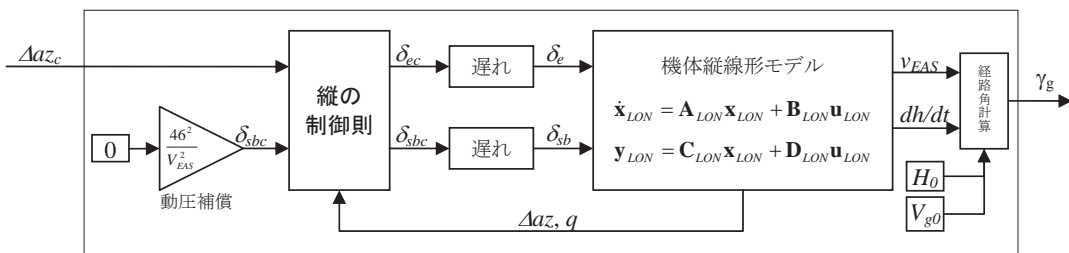


図6-10 縦誘導および速度制御設計における拡大制御対象線形モデル

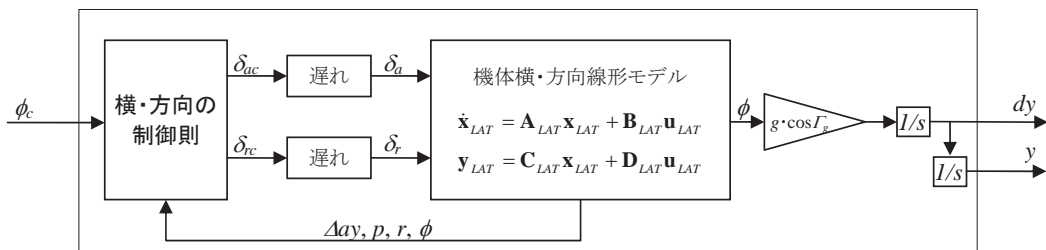


図6-11 横誘導設計における拡大制御対象線形モデル

6.5.3. MDM/MDPによる誘導ゲイン設計結果

図6-12～図6-14に上記拡大制御対象線形モデルを用いた誘導則および速度制御則フィードバック設計の為のブロック線図を示す。

誘導則および速度制御則フィードバックゲイン設計ではMDM/MDP法を適応するが、それぞれの遅れモデルとして1次のパディー近似遅れモデルを次の表6-3のように設定している。

図6-15は各フェーズにおけるMDM/MDP法に適用する設計点が示されている。図中に示されているドット(・)が設計点で、この設計点に対して、線形モデル及び拡大線形モデルを算出し、MDM/MDP法を用いて誘導則フィードバックゲインを設計する。

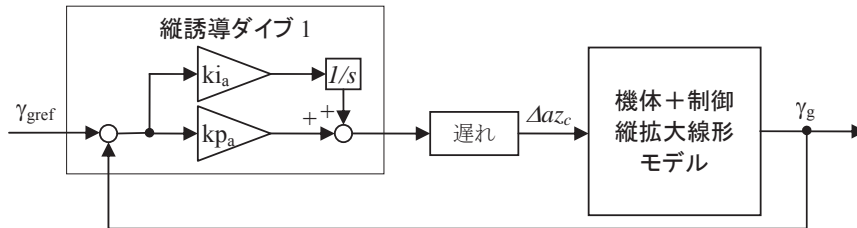


図6-12 ダイブ1フェーズ（経路角制御）縦誘導ゲイン設計ブロック線図

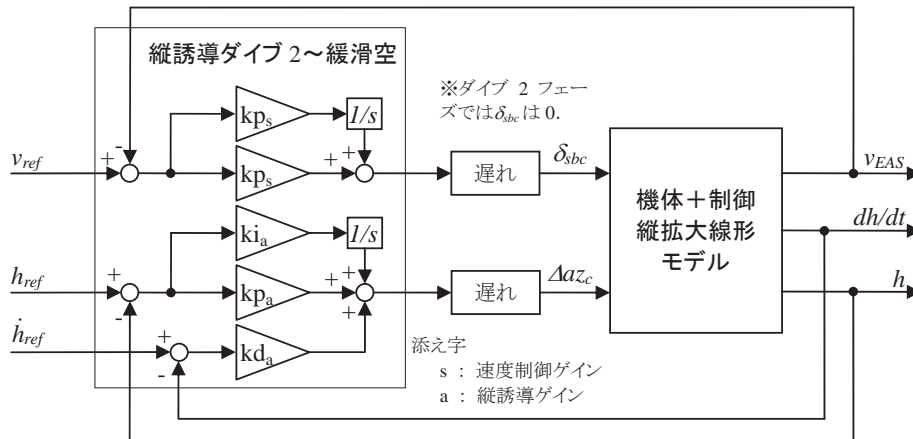


図6-13 ダイブ2フェーズ～緩滑空フェーズ（経路角制御）縦誘導・速度制御ゲイン設計ブロック線図

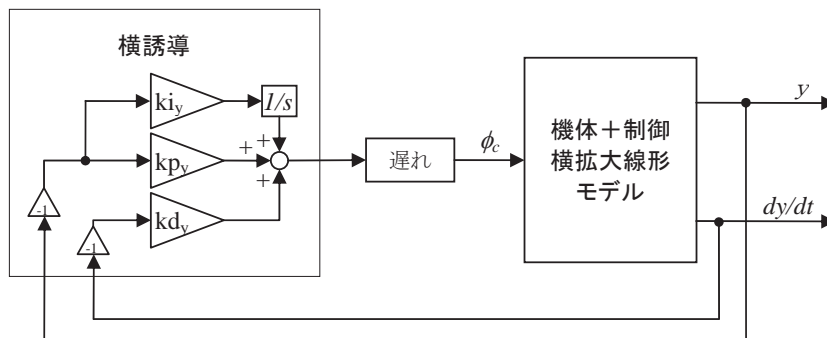


図6-14 横誘導ゲイン設計ブロック線図

表6-4および表6-5はMDM/MDP法を用いて各フェーズにおける誘導則および速度制御則フィードバックゲインを設計した結果である。縦誘導の懸吊飛行フェーズにおいては、ダイブ1フェーズと同じ縦誘導ブロック構造を用いているが、誘導ゲインが0であるためフィードフォワードコマンドのみ有効となる。また、横誘導のフィードバックゲインは、ダイブフェーズ、平衡滑空フェーズおよびプリフレアフェーズ以降の2分割としている。

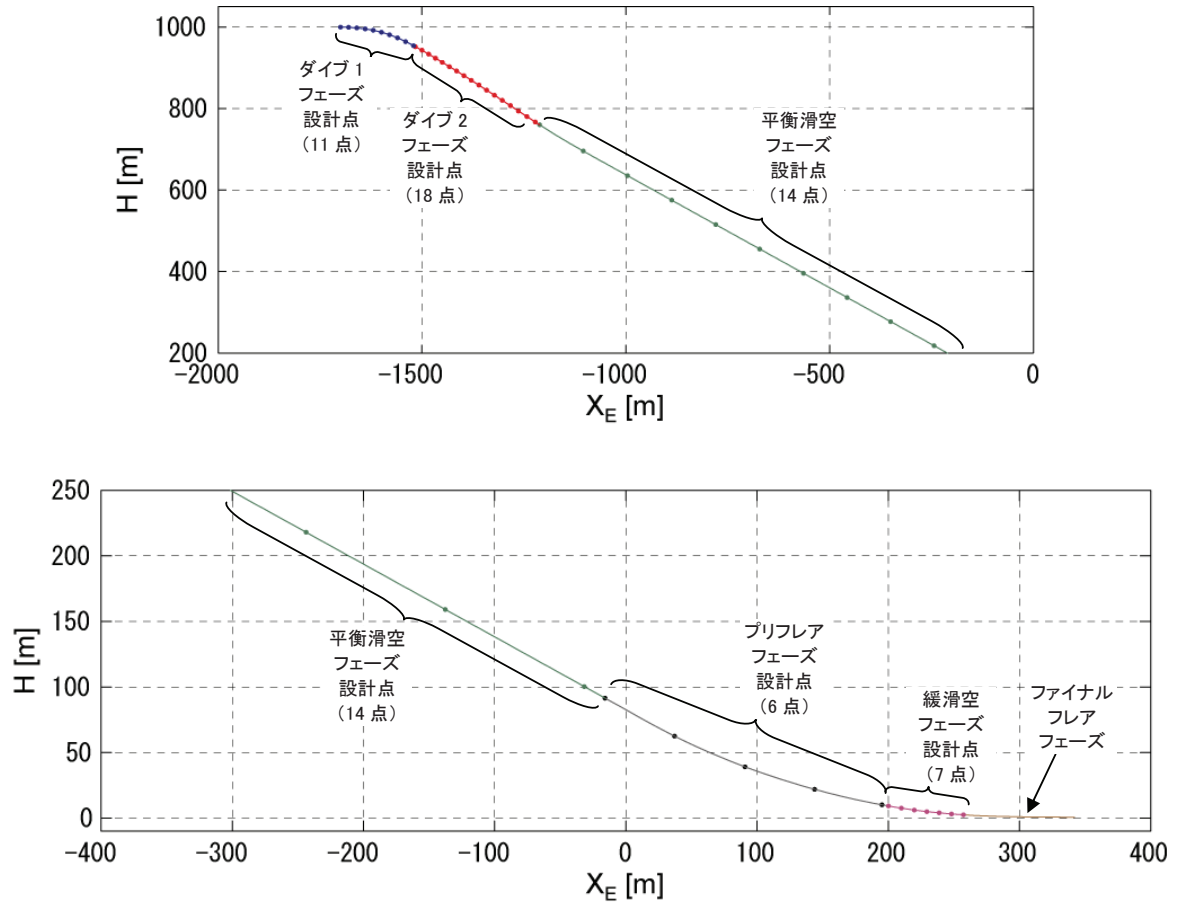


図6-15 誘導則および速度制御則フィードバックゲイン設計点

表6-3 MDM/MDPゲイン設計で考慮される遅れ

| フェーズ | フェーズ 番号 (GPN) | 縦誘導 | 速度制御 | 横誘導 |
|-----------|---------------------|----------------------|----------------------|------------------|
| | | $T_{\Delta azc}$ (s) | $T_{\delta sbc}$ (s) | $T_{\phi c}$ (s) |
| 懸吊飛行フェーズ | 0 | | | |
| ダイブ1フェーズ | 10 | 1.5 | | 3 |
| ダイブ2フェーズ | 15 | 3 | 3 | |
| 平衡滑空フェーズ | 20 | 1.8 | 10 | 1 |
| プリフレアフェーズ | 30 | 1 | 20 | |
| 緩滑空フェーズ | 40 | 0.8 | 20 | |
| ファイナルフレア | 50 | | | |

表6-4 縦誘導および速度制御のフィードバックゲイン

| フェーズ | フェーズ 番号 (GPN) | 縦誘導ゲイン ($\times 1/100$) | | | 速度制御ゲイン ($\times 1/100$) | |
|------------|---------------------|---------------------------|------------------------|------------------------|----------------------------|------------------------|
| | | 積分ゲイン (k_{i_a}) | 比例ゲイン (k_{p_a}) | 微分ゲイン (k_{d_a}) | 積分ゲイン (k_{i_s}) | 比例ゲイン (k_{p_s}) |
| 懸吊飛行フェーズ | 0 | 0 | 0 | | | |
| ダイブ 1 フェーズ | 10 | -12.23 | -1332 | | | |
| ダイブ 2 フェーズ | 15 | 0 | -4.747 | -30.17 | | |
| 平衡滑空フェーズ | 20 | -0.9087 | -12.05 | -50.39 | -0.1599 | -1.849 |
| プリフレアフェーズ | 30 | -3.462 | -22.43 | -57.79 | -0.1158 | -2.055 |
| 緩滑空フェーズ | 40 | -4.155 | -23.29 | -62.95 | -0.1395 | -2.501 |
| ファイナルフレア | 50 | | | | | |

表6-5 横誘導のフィードバックゲイン

| フェーズ | フェーズ 番号 (GPN) | 横誘導ゲイン ($\times 1/1000$) | | |
|------------|---------------------|----------------------------|------------------------|------------------------|
| | | 積分ゲイン (k_{i_y}) | 比例ゲイン (k_{p_y}) | 微分ゲイン (k_{d_y}) |
| 懸吊飛行フェーズ | 0 | 0 | 0 | 0 |
| ダイブ 1 フェーズ | 10 | 0 | 3.696 | 22.16 |
| ダイブ 2 フェーズ | 15 | 0 | | |
| 平衡滑空フェーズ | 20 | 0 | 5.990 | 27.09 |
| プリフレアフェーズ | 30 | 0 | 17.04 | 54.91 |
| 緩滑空フェーズ | 40 | 0 | | |
| ファイナルフレア | 50 | 0 | | |

6.6. 基準軌道に対する安定解析結果

設計された誘導則および速度制御則のフィードバックゲインを適用して、ノミナル軌道におけるダイブ2フェーズ開始からファイナルフレア開始までの拡大線型モデルを用いて、安定余有（ゲイン余有と位相余有）を計算した。図6-16にその結果を示す。また、各設計点におけるステップ応答を付録5に示す。

図6-16において34秒付近と接地直前の37秒付近で Δaz に対するゲイン余有が負側に急激に変化しているが、これは制御対象モデルが不安定であることから、低ゲイン側で閉ループ不安定になることに対応して、減少側のゲイン余有を表しているものであり、システムが不安定になっているわけではない。

接地付近で Δaz に対するゲイン余有が急激に少なくなる傾向にあるが、ゲイン余有で6dB以上、位相余有で殆どが45deg以上を確保しているため問題ないと考えられる。なお、接地瞬間に位相余有が45degを若干下回っているが、接地瞬間の短い時間であるので付録5に示すステップ応答と6DOFシミュレーション結果を確認することで許容している。

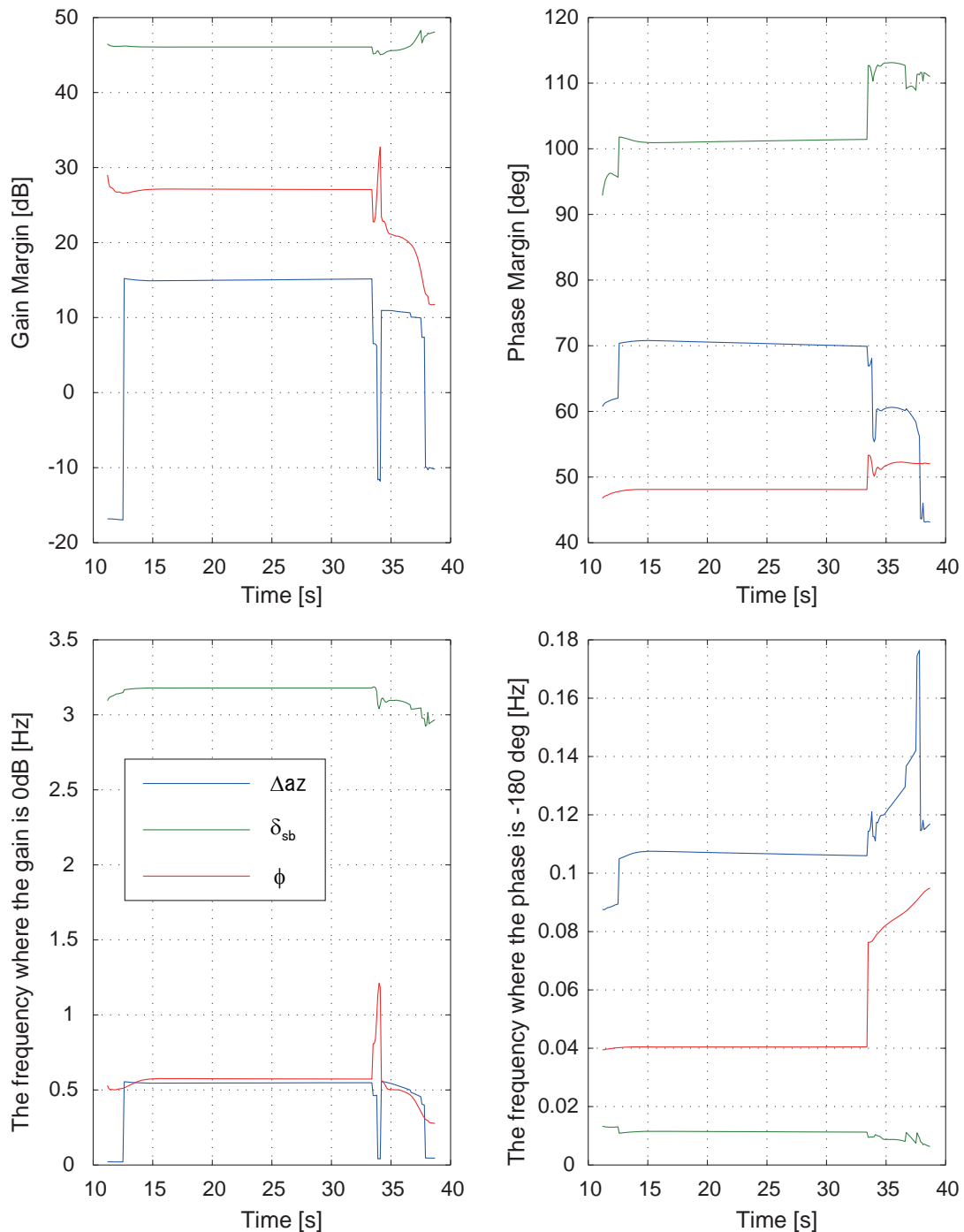


図6-16 安定余有（ゲイン余有と位相余有）時間履歴

6.7. 迎角過大による失速を防ぐ迎角リミッター

図6-1に示されているように、縦誘導則で計算された ΔAz_c は迎角リミッターを通して出力される。ここでは、この迎角リミッターについて説明する。

ΔAz は軌道を曲げるために必要な向心力分の加速度であることから、機体に作用する外力が発生する加速度 Az と以下の関係がある。

$$Az = \Delta Az - g \cos \Gamma_g \quad \dots\dots\dots(6-10)$$

Az は揚力により発生する加速度である為、次の関係式が成り立つ。

$$C_L = -\frac{m \cdot Az}{Dp \cdot S} \quad \dots\dots\dots(6-11)$$

ここで、 $\Delta Az = \Delta Az_c$ とすると、

$$C'_L = -\frac{m}{S} \cdot \frac{1}{Dp} \cdot (\Delta Az_c - g \cos \Gamma_g) \quad \dots\dots\dots(6-12)$$

となる。ここで、 m 、 S 、 g はそれぞれ機体質量、空力代表面積、重力加速度で定数であり、動圧 Dp と経路角 Γ_g は計測することができ、 C'_L は機体が現状で ΔAz_c の向心加速度を出すために必要な揚力係数を表すことになる。

図6-17はLIFLEX実験機の揚力係数曲線である。スピードブレーキ操舵角を0degから20degまで4deg刻みで6本の曲線が描かれている。この図からも明らかなように、 C_L 曲線は迎角に対して単調増加であり、スピードブレーキを操舵しても余り変わらない。

よって、誘導則から制御側へ大きな迎角を必要とする ΔAz_c を与えないように、式(6-12)で計算される C'_L に制限をかけ、制限を超える場合は以下のように ΔAz_c を制限する。

$$\Delta Az_c = -\frac{Dp \cdot S}{m} C_{Lmax} + g \cos \Gamma_g \quad (C'_L > C_{Lmax} \text{ の時}) \quad \dots\dots\dots(6-13)$$

$$\Delta Az_c = -\frac{Dp \cdot S}{m} C_{Lmin} + g \cos \Gamma_g \quad (C'_L < C_{Lmin} \text{ の時}) \quad \dots\dots\dots(6-14)$$

ただし、この制限は、機体特性より推定される過度な迎角を必要とする ΔAz_c を制御側に与えないようにする予防策であり、迎角を陽に制御することによって制限する方法ではない。その為、姿勢制御の応答特性によっては迎角が過渡的に制限を超える可能性があり、また揚力係数誤差によって実際に制限される迎角が変わる。

LIFLEX誘導則では、このような理由を踏まえ、着陸時の尻スリ角制限が25degであること、さらに6DOFシミュレーションを実施した途中結果で分離直後に過度な負迎角となることで飛行が破綻してしまうケースが多数発生したことより、図6-17に示されるような C_{Lmax} 、 C_{Lmin} とした。

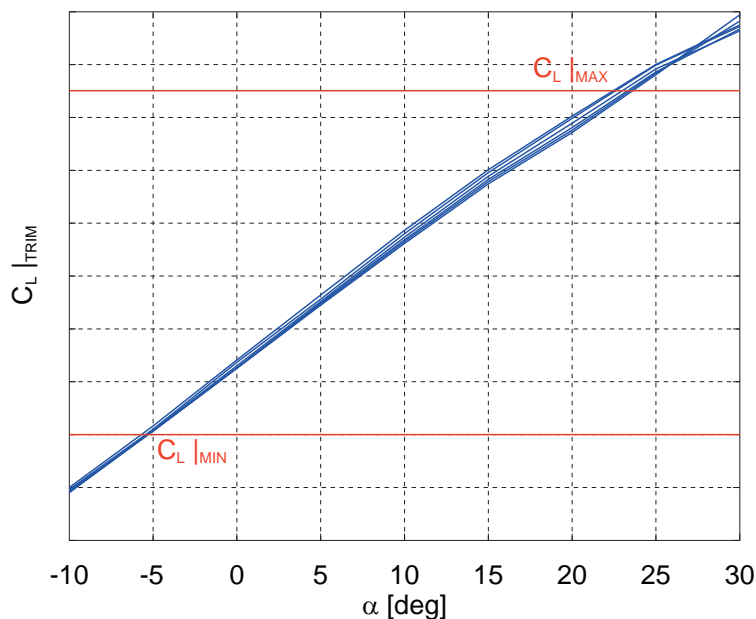


図6-17 トリム揚力曲線と迎角制限

6.8. フェーズ間誘導指令を円滑にするフェーダ

LIFLEX誘導則および速度制御則には、フェーズの切り替え時などに発生するコマンドの不連続やステップ状のコマンドを連続的なコマンドに変換するためのフェーダが組み込まれている。ここでは、このフェーダについて説明する。

図6-18に使用しているフェーダの一般化したブロック線図を示す。なお、xxは縦誘導、速度制御、横誘導で次のように読み替える。

xx → AZ : 縦誘導
 SB : 速度制御
 BK : 横誘導

※イタリック体も同じ

Fxx1はフェーズ切り替え前の最後の誘導出力コマンド xx_{cp} とフェーズ切り替え後最初に計算されるフェーダ項を除く誘導出力コマンド xx_{ca} (フィードバック量とフィードフォワード量の和) より、以下の式によって計算される値である。また、TSxxはフェーズが切り替わった時の時間である。

$$F_{xx1} = -xx_{cp} + xx_{ca} \dots\dots\dots(6-15)$$

$f()$ はフェーズ切り替え時($tp_{xx}=0$)で1、フェーズ切り替えよりフェーディング時間(tf_{xx})経過以降に0となるような滑らかに変化する関数で、以下の式を用いている。

$$f(tp_{xx}) = \max\left(\frac{1}{\exp(4)-1} \left\{ \exp\left(\frac{4(tf_{xx}^2 - tp_{xx}^2)}{tf_{xx}^2 + 4tp_{xx}^2}\right) - 1 \right\}, 0\right) \dots\dots\dots(6-16)$$

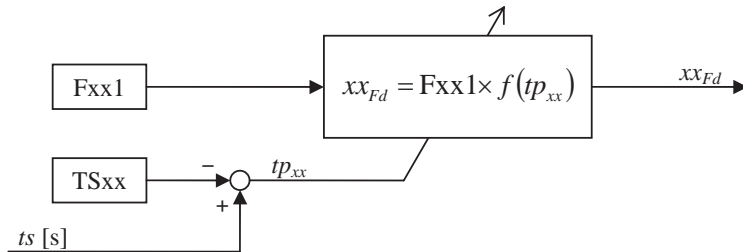


図6-18 フェーダブロック線図

7. 6DOFシミュレーション結果

ここで設計された基準軌道および誘導則を用いて行った6DOFシミュレーション結果について述べる。まず、主要なパラメータと計算条件を以下に示す。(前章で記述されている条件も再度列挙する。)

表7-1 シミュレーションの種類

滑走路座標系(直交座標系)を慣性系とした6自由度シミュレーション

表2-1 機体形状主要パラメータ

| | | | | |
|-------------|----------|--------|--------|----------------------------|
| 質量 | m | 33 | kg | |
| 胴体長 | LB | 1.6 | m | |
| 胴体幅 | WB | 0.866 | m | |
| 胴体高 | HB | 0.369 | m | |
| | | (脚収納時) | (脚出し時) | |
| X_B 慣性能率 | I_{XX} | 0.659 | 0.887 | $\text{kg}\cdot\text{m}^2$ |
| Y_B 慣性能率 | I_{YY} | 9.44 | 9.846 | $\text{kg}\cdot\text{m}^2$ |
| Z_B 慣性能率 | I_{ZZ} | 9.85 | 10.236 | $\text{kg}\cdot\text{m}^2$ |
| ZX_B 慣性乗積 | I_{XZ} | -0.21 | -0.135 | $\text{kg}\cdot\text{m}^2$ |
| X_B 重心 | X_{CG} | 0.880 | 0.871 | m |
| Y_B 重心 | Y_{CG} | 0 | | m |
| Z_B 重心 | Z_{CG} | 0 | 0.011 | m |

表2-2 空力モデルパラメータ

| 空力データ | LIFLEX 空力データ Ver.4.7 | | |
|------------|----------------------|---------------|--------------|
| 空力代表面積 | S | 1.002 | m^2 |
| 空力縦代表長さ | c | 1.6 | m |
| 空力横代表長さ | b | 1.0113 | m |
| 空力モーメント基準点 | X_{CM} | 1.04 (=65%LB) | m |
| | Y_{CM} | 0 | m |
| | Z_{CM} | 0 | m |

表7-2 外部環境条件

| | | |
|-------------|-------------------------------|----------|
| 定常風 | 無し | |
| 突風 | 無し | |
| 大気モデル | U.S. Standard Atmosphere 1976 | |
| 地表(海面上)温度 | 15 °C | (標準大気温度) |
| 地表(海面上)大気密度 | 1.225 kg/m^3 | (標準大気密度) |
| 地表(海面上)大気圧 | 101325 Pa | |
| 重力モデル | 9.80665 m/s^2 | (一定) |

表7-3 分離条件

| | | |
|----------|-----------|----------|
| 初期高度 | 1000 m | |
| 初期位置 | -1700 m | (滑走路端延長) |
| 初期速度 | 40 m/sEAS | (等価対気速度) |
| 初期経路角 | 0 deg | (水平飛行) |
| 初期方位角 | 0 deg | (滑走路方向) |
| 初期迎角 | 5 deg | |
| 初期横滑り角 | 0 deg | |
| 初期ロール角 | 0 deg | |
| 初期ロールレート | 0 deg | |
| 初期ピッチレート | 0 deg | |
| 初期ヨーレート | 0 deg | |

表3-1 誘導制御に対する要求

| 条件 | 値 | 備考 |
|---------------|--------------------------------|-----|
| 接地状態 | | |
| 位置 | $0 < X_E, -15 < Y_E < +15$ [m] | |
| (対地速度) | ($V_g < 36$ [m/s]) | 参考値 |
| 沈下率 | $dH/dt < -3$ [m/s] | |
| ピッチ角 | $0 < \Theta < 25$ deg | |
| ロール角 | $-10 < \Phi < +10$ deg | |
| 方位角 | $-8 < \Psi < +8$ deg | |
| 飛行状態 | | |
| 動圧 | $Dp < 2.83$ kPa | |
| 加重倍数(N_z) | $N_z < 3G$ | |
| 迎角 | $-10 < \alpha < 30$ deg | |
| 横滑り角 | $-10 < \beta < 10$ deg | |

表7-4 その他特記事項

・ シミュレーション終了は接地瞬間までとし、地上走行は行わない。

7.1. ノミナルケース

ノミナルシミュレーションの結果として表7-5に接地状態および飛行中の制限されているパラメタの最大値を示す。また、図7-1にノミナルシミュレーション結果ダイジェストを示す。その他の時歴データは付録7に付録する。

図7-1には誘導則を評価するための主要パラメタ（高度、高度変化率、速度、 ΔAz 、 δ_{SB} ）のみが示されている。ただし、ノミナルシミュレーションにおいては横運動に関する状態は0であるため、ここでは省略している。青い点線は基準量またはコマンドで、赤実線は実際の機体の動きを示している。赤く塗りつぶされた●は分離点および接地点を示し、塗りつぶされていない○はフェーズが切り替わった点を示す。

基準軌道計算時のオープンループシミュレーション結果と若干異なるのは、ダイブ1フェーズやプリフレアフェーズにおいて若干のフィードバック項の影響が現れているためである。ダイブ1フェーズでは経路角フィードバック制御を行っており、基準軌道計算時のオープンループコマンド ΔAz_{OFF} に加え、経路角が平衡滑空角になるまでに発生する経路角誤差から計算されるフィードバックコマンド ΔAz_{CFB} が影響するため、基準軌道計算時の軌道と若干ずれが生じる。また、ノミナルシミュレーションで参照する引き起こし時の基準軌道は、基準軌道計算で得られた軌道を多項式近似した軌道である

ため、その近似誤差により高度誤差が生じ、その分のフィードバックコマンドが発生するため、ここでも若干のずれが生じている。しかし、これらずれはごくわずかでありノミナルシミュレーションの結果としては問題ない結果であるとする。

表7-5 ノミナルシミュレーション結果

| 条件 | 変数 | 値 | 備考 |
|------------|----------|-----------|-----|
| 接地状態 | | | |
| 位置 | X_E | 416 m | 参考値 |
| | Y_E | 0 m | |
| (対地速度) | V_g | 33.7 m/s | |
| 沈下率 | dH/dt | 1.1 m/s | |
| ピッチ角 | θ | 13.34 deg | |
| ロール角 | ϕ | 0 deg | |
| 方位角 | ψ | 0 deg | |
| 飛行状態 | | | |
| 最大動圧 | Dp | 2.13 kPa | |
| 最大加重倍数(Nz) | Nz | 1.67 G | |
| 最大迎角 | α | 17.80 deg | |
| 最大横滑り角 | β | 0 deg | |

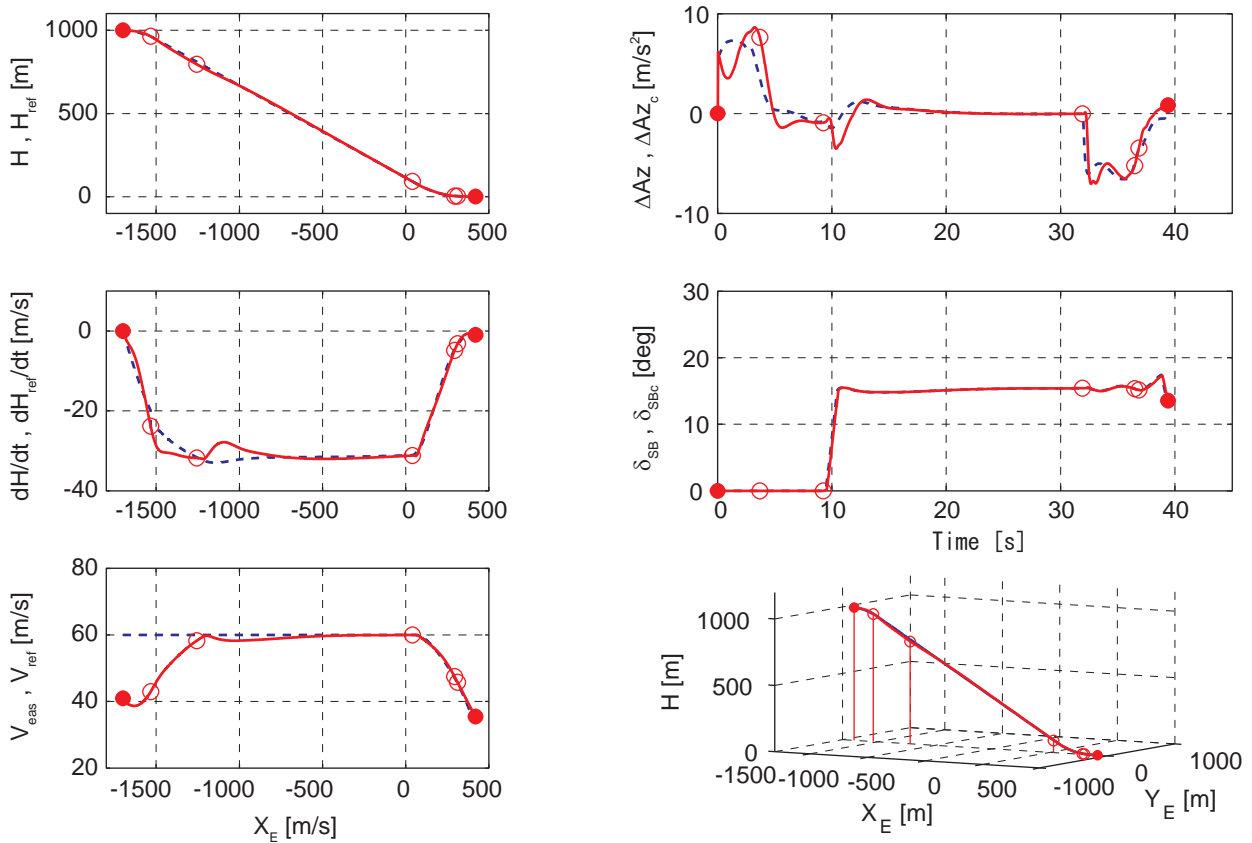


図7-1 ノミナルシミュレーション結果概要

7.2. オフノミナル代表ケース

オフノミナル代表ケースとして、表7-6に示すケースのシミュレーションを実施した。Case1～3は定常風に対する誘導則の耐性を評価するために、想定される最大の定常風を考えたケースである。Case4では分離位置を Y_E 方向に50m（想定される最大の Y_E 分離位置誤差）を与えることにより、横誘導の性能を評価する。Case5およびCase6は航法センサ誤差の最大を考えた場合で、接地状態に特に影響する誤差源の一つとして代表的に評価を行った。

表7-7にこれらのケースの結果をまとめる。なお、その他の詳細な時系列データに関しては付録8に示す。

追い風最大 (Case1) の場合にはノミナルよりも飛行時間が短く、向かい風最大 (Case2) の場合にはノミナルよりも飛行時間が短くなる。これは、動圧一定かつ経路角一定で飛行した場合、追い風時には相対的に対地速度が速くなり、向かい風時には対地速度が遅くなるためである。また、追い風時には引き起こし時の Δz 量が大きく、向かい風時には少なくなっている。さらに、追い風時にはスピードブレーキ舵角をノミナルよりも大きく開き、向かい風時にはスピードブレーキ舵角は小さく開き、速度制御開始からスムーズに速度一定を保っていることがわかる。これらは、5.5および5.6で述べられた、定常風に対する Δz_{CF} の補償およびノミナルスピードブレーキ舵角補償の効果であると考えられる。

表7-6 オフノミナルケース

| Case | 説明 | 値 |
|-------|-----------------------|---------------------------------|
| Case1 | 定常風追い風最大 | $V_{xWin} = +4.33$ m/s@高度 100m |
| Case2 | 定常風向かい風最大 | $V_{xWin} = -10.82$ m/s@高度 100m |
| Case3 | 定常風横風最大 | $V_{yWin} = +6.56$ m/s@高度 100m |
| Case4 | 分離位置横オフセット | $Y_{SEP_ERR} = 50$ m |
| Case5 | INS 高度計-3 σ 誤差 | $H_{INS_ERR} = -11$ m |
| Case6 | INS 高度計+3 σ 誤差 | $H_{INS_ERR} = +11$ m |

表7-7 オフノミナルシミュレーション結果

| 条件 | 変数 | 単位 | ノミナル | オフノミナル | | | | | | 備考 |
|---|------------|-----|-------|--------|-------|-------|--------|-------|-------|-----|
| | | | | Case1 | Case2 | Case3 | Case4 | Case5 | Case6 | |
| 接地状態 | | | | | | | | | | |
| 位置 (※ $\Delta X = X_E - X_{REFid}$) | X_E | m | 416 | 420 | 367 | 416 | 416 | 359 | 436 | |
| | Y_E | m | 0 | 0 | 0 | 1.71 | 0.045 | 0 | 0 | |
| | ΔX | m | 23.0 | 20.7 | 2.3 | 24.4 | 22.5 | -34.5 | 43.0 | |
| (対地速度) | V_g | m/s | 33.7 | 37.5 | 28.7 | 33.3 | 33.8 | 39.3 | 32.1 | 参考値 |
| 沈下率 | dH/dt | m/s | 1.1 | 0.9 | 0.60 | 1.1 | 1.1 | 1.2 | 0.81 | |
| ピッチ角 | θ | deg | 13.34 | 13.19 | 13.99 | 13.38 | 13.31 | 11.10 | 15.50 | |
| ロール角 | ϕ | deg | 0 | 0 | 0 | -3.76 | 0.12 | 0 | 0 | |
| 方位角 | ψ | deg | 0 | 0 | 0 | -5.52 | -0.053 | 0 | 0 | |
| 飛行状態 | | | | | | | | | | |
| 動圧最大 | Dp | kPa | 2.13 | 2.10 | 2.20 | 2.14 | 2.13 | 2.13 | 2.13 | |
| 加重倍数最大 | Nz | G | 1.67 | 1.74 | 1.57 | 1.67 | 1.68 | 1.69 | 1.72 | |
| 迎角最大 | α | deg | 17.80 | 16.60 | 16.83 | 18.0 | 17.7 | 15.4 | 18.9 | |
| 横滑り角最大 | β | deg | 0 | 0 | 0 | 0.21 | 0.12 | 0 | 0 | |

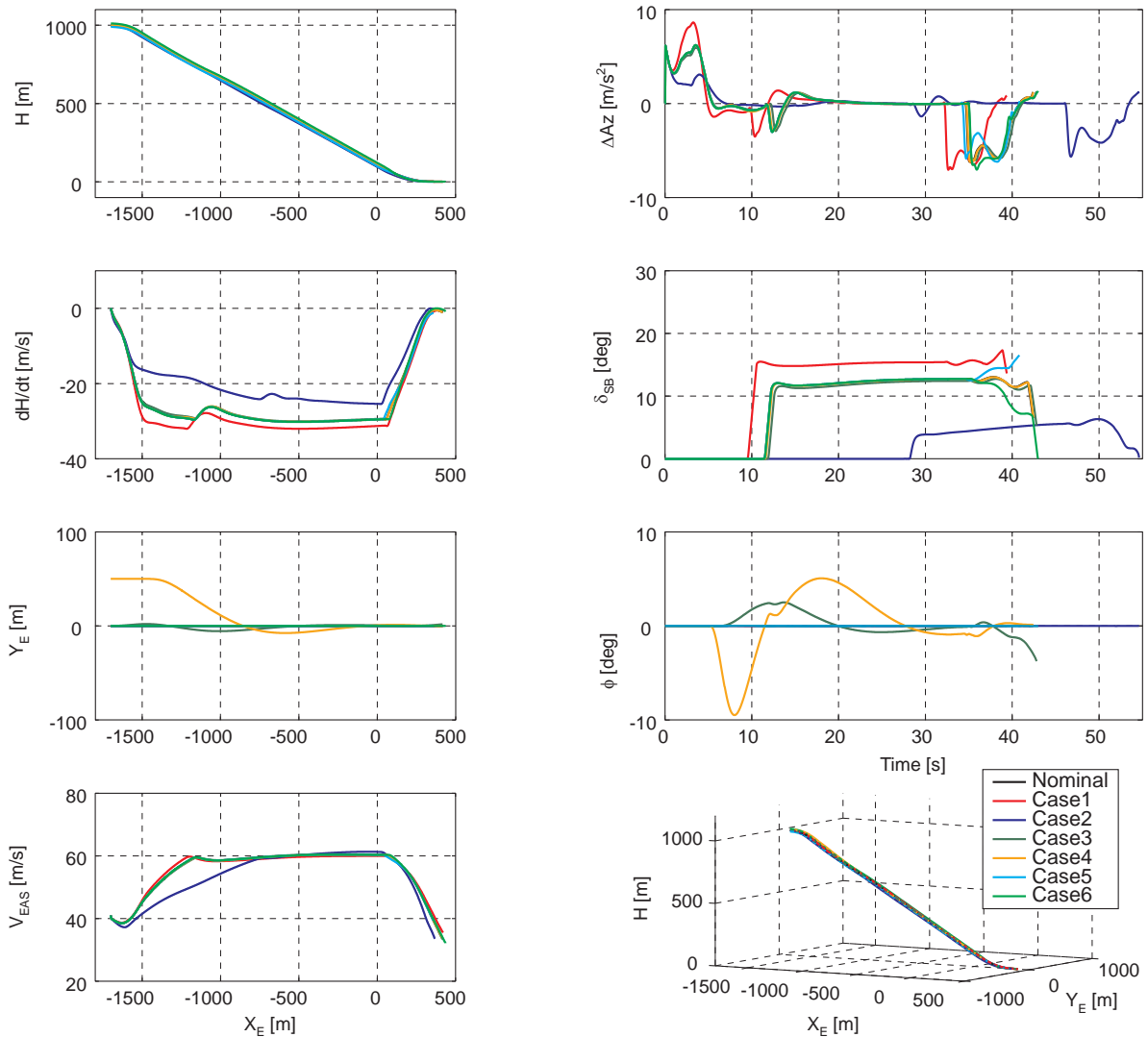


図7-2 オフノミナルケースシミュレーション結果概要

図7-2のCase3とCase4で横誘導が約5秒頃まで行われていない。これは、分離直後でまだ十分に加速されていない状況で横の誘導を積極的に行うと、分離直後の姿勢制御が不安定となり飛行は単につながりケースを回避するため、等価対気速度が45m/sを超えるまで横誘導を行っていないためである。

表7-7の接地状態で接地位置 X_E は要求条件を満足しているが、最大と最小で約100mもばらついてしまう結果となっている。5.4で説明したように、LIFLEX誘導則では基準軌道をダイブ1フェーズからダイブ2フェーズに切り替わるタイミングで機体の現状位置より平行移動させる処理を行っている。この処理は分離後直後に飛行破綻するケースを軽減するために追加された処置であるが、基準軌道を機体の現在位置によって平行に移動（変更）させる。その結果 X_E 方向の着陸接地点を制御できなくなってしまうためこの結果のようにばらつく結果となっている。しかしながらLIFLEXでは滑走路長が約1kmあり、この程度のばらつきであれば問題ないと判断した。

ただし、本来の目的である宇宙往還機誘導則の性能評価という立場からは、この X_E のばらつきをそのまま誘導則の性能であるとするのは正確ではない。本来の宇宙往還機の誘導制御則としては、LIFLEX誘導制御則における分離直後から始まる軌道捕捉フェーズ（ダイブ1フェーズおよびダイブ2フェーズ）のようなフェーズは存在しない。すなわち、軌道捕捉フェーズは本実験のような着陸実験を行うために分離から平衡滑空状態まで飛行させるためのフェーズであり、自動着陸実験に特有のフェーズである。ここで、5.4で説明される基準軌道の変更は、軌道捕捉フェーズにおける飛行破綻ケースを軽減するために基準軌道をその時の機体の状況に応じて飛行させやすい軌道に変更しているといえる。この基準軌道変更は直接的に接地位置 X_E の分散を広げてしまうが、宇宙往還機誘導則には含まれない軌道捕捉フェーズにおける効果であるため、本来の誘導則性能評価と分離して考える必要がある。

表7-7の ΔX はそれぞれのケースにおいて再計算された基準軌道の接地点（ X_{ref-id} ）と実際の接地点の差を計算した値であ

る。基準軌道変更は5.4で説明されるように平衡滑空フェーズより前に行われ、その後の変更はない。また、平衡滑空フェーズ以降は本来の目的である宇宙往還機誘導則を模擬しているフェーズである。このことから、表7-7の ΔX のように基準軌道からの誤差を評価することによって、適切に誘導則の性能評価を行う事ができると考えた。実際に接地した位置と ΔX を比べるとわかるように、実際の接地した位置は定常風のケース (Case1,2) だけでも50mを超える分散を示しているが、 ΔX を考えた場合、その分散は23m程度となっている。ただし、INS誤差に対する分散 (Case5,6) に関しては ΔX で評価しても70m以上も分散する結果となっている。

図7-3は接地点付近の拡大図である。ただし、お互いのケースを容易に比較するため、それぞれのケースで基準軌道が同じ軌道 (滑走路座標系垂直面内で $[X_E, H]=[0, 150]$ を通る軌道) となるように基準軌道および実際の軌道を平行移動してプロットされている。(これで、 X_E の接地位置評価に関しては ΔX で評価することと同等となる。)

スケールの大きな図において、Case5とCase6は高度100m程度まで基準軌道に対して定常的にずれていることがわかる。これは、航法センサ誤差 (INS高度計誤差) の影響で、センサから出力される高度情報に誤差が含まれるため、誘導制御系で基準軌道に追従しているつもりでも、真の基準軌道とは航法センサ誤差分ずれるためである。この誤差に関しては、高度約100mより、高度計測をレーザー高度計に切り替えられるため、航法センサ誤差の影響が無くなり真の基準軌道へ軌道が収束し始めていることがわかる。

しかしながら、高度30m以下の拡大図では、Case6は基準軌道より数m下側を飛行し基準軌道接地点まで届かず、Case5では基準軌道接地点においても若干の高度があるにもかかわらず、経路角が浅く基準軌道接地点を大きく飛び越えていることがわかる。基準軌道よりも上空を飛行していたCase6に関しては、誤差を修正した結果、基準軌道より数m下側を飛行することとなり、そのまま引き起こし不足によって基準軌道接地点まで届かず、基準軌道よりも下側を飛行していたCase5では逆の理由により基準軌道接地点を大きく飛び越えたと考えられる。

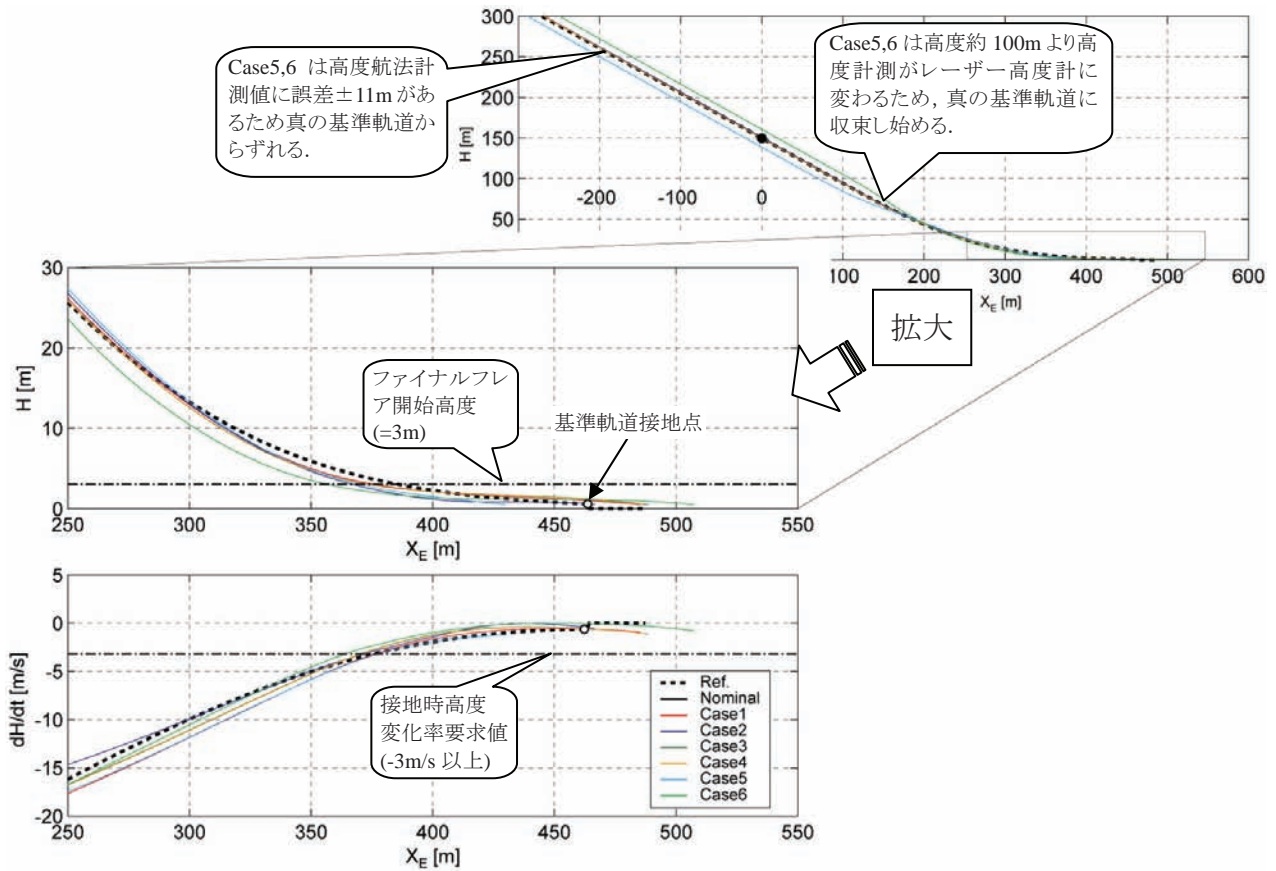


図7-3 接地点付近拡大 (基準軌道を [0,150] を通る軌道とした場合)

高度の誤差が修正されるのは高度計測がINSからレーザー高度計に切り替えることの出来る高度100m以下、この高度はちょうどプリフレアフェーズが開始される高度付近であり、そこから接地するまでの時間は図7-1にも示されるように10秒もない。他方、付録5図5-5に示されるように、プリフレアフェーズ中の高度ステップ応答特性では、応答の収束に10秒以上の時間を必要としていることが示されている。すなわち、現状の誘導則では高度100mからの定常誤差を取り除くための時間が不足しているといえる。

プリフレアフェーズの縦誘導則は図6-4に示されるように、基準軌道上を飛行するために必要なフィードフォワードと高度誤差および沈下率誤差を修正するためのPIDフィードバックより構成されている。高度誤差に対する収束時間をより早くするためには、PIDフィードバックゲインを増加させ応答性を向上することがまず考えられるが、その他の誤差に対する耐性を損なう恐れや安定余裕を減少させることになり、現状の設計方法ではこれ以上のゲイン増大を見込むことは出来ない。他方、状況に応じてフィードフォワード量を変更することも考えられるが、リアルタイムでフィードフォワード量を計算させるためにはさらに高度なロジックが必要となる。

LIFLEXでは X_E 方向の接地位置誤差よりも接地時の沈下率(dH/dt)を抑えることを重視して誘導制御則の設計が行われている。沈下率のばらつきは直接的に機体の損失を招くと考えられているためである。また、実際の試験で使用予定の滑走路は十分な距離が確保されており、 X_E 方向に対する制限は緩い。そのため、プリフレアフェーズ以降の誤差に対する対応は、モンテカルロシミュレーションによるゲイン調整を実施する(別報告2)こと以外は今後の課題とした。

8. まとめ

リフティングボディ飛行実験誘導制御系における基準軌道および誘導則の設計をおこない、ノミナルシミュレーション及びオフノミナルケースとして6ケースのシミュレーション結果を示した。

基準軌道設計では、機体運動モデルと制御則を拡大制御対象として考え、6DOFオープンループシミュレーションを用いて加速度フィードフォワードコマンドとなる ΔAz プロファイルを設計する課程で算出される軌道データを元に、6次関数で近似した基準軌道を設計した。この方法で設計された基準軌道は、機体モデルを考慮し設計されているため、実験機にとって追従しやすい軌道となっているばかりか、設計される ΔAz プロファイルをそのまま加速度フィードフォワードコマンド(ΔAz_{cFF})とすることによって、ノミナルケースをフィードバック無しでも飛行可能とすることができる。また、ダイブフェーズにおける飛行破綻ケースを削減するために、ダイブ1フェーズとダイブ2フェーズの切り替え時に、現状の飛行状態より基準軌道を平行移動するロジックを追加した。この効果については本稿のシミュレーション評価によって明確となっていないが、別報告¹⁾に反映されている。さらに、加速度フィードフォワードコマンド(ΔAz_{cFF})およびノミナルスピードブレーキ操舵(δ_{Sbc})に対して、風予測による補償ロジックを組み込んだ。この補償の効果により追い風および向かい風時において、速やかに適切な飛行状態に移行できていることをオフノミナル6DOFシミュレーションによって確認できた。

誘導則設計では、ALFLEX誘導制御則を参考に、PID制御構造またはPI制御構造を用いて縦誘導則、速度制御則、横誘導則を設計し、制御則と機体モデルを拡大制御対象として考え、MDM/MDP法を用いて各フェーズにおけるフィードバックゲインを設計した。これらの評価に対しても、代表ケースとして数ケースであるが、ノミナルおよびオフノミナルシミュレーションによって問題ないことを確認できた。なお、実験機の揚力特性を考慮した迎角リミッターに対する効果については、ここで実施したオフノミナルケースではリミッターが有効になるほどの ΔAz_c が必要にならなかったことから評価されていないが、別報告²⁾で報告されるモンテカルロシミュレーションに反映されている。

9. おわりに

以上、LIFLEXにおける基準軌道設計と誘導則設計について述べた。冒頭で述べられているように、LIFLEX誘導制御則設計はALFLEX誘導制御則設計をベースに行われている。しかしながら、当初の発展的な目標としては、まず既存技術であるALFLEX誘導制御則設計を用いて、LIFLEX用誘導制御則を設計し、その結果を踏まえて、更に高度な誘導制御則を適用し飛行実験によって実証することが期待されていた。しかし、予想以上のモデル化誤差に悩まされ、本稿で述べられている数点の改善策は適用できたが、誘導制御系設計の根本的な部分を見直すような高度な誘導制御則を提案するまでには至らず、更にLIFLEX計画自体も将来宇宙輸送研究計画の見直しによって実施するまでには至らなかった。

しかしながら、本設計で設計された誘導制御則に関しては、今後行われると予想される同様な自律誘導制御にたいして応用可能であり、さらに新たな誘導制御則を評価するためのベースとできる。現在、将来宇宙輸送系研究では、桁違いのコスト削減、安全性・信頼性向上を目指す再使用型輸送システムの実現に向け、様々な要素技術獲得の為の実証実験を検討している。LIFLEXのような小規模な飛行実験もその技術開発の1ステップとして位置づけられる。今回設計された誘導制御則に関しても、今後実施される将来宇宙輸送技術研究の土台の一つとして有効活用していきたいと考える。

10. 参考文献

- 1) 濱田吉郎, 牧緑, 二宮哲次郎, 「リフティングボディ飛行実験 (LIFLEX) 誘導制御系—飛行制御系設計—」, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-10-006, 2010.
- 2) 元田敏和, 塚本太郎, 南吉紀, 濱田吉郎, 「リフティングボディ飛行実験 (LIFLEX) 誘導制御系—システム評価と飛行制御パラメタの最適化—」, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-10-007, 2010.
- 3) NAL/NASDA ALFLEXグループ, 「小型自動着陸実験機の飛行シミュレーションモデル」, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1252, 1994.
- 4) NAL/NASDA HOPE共同研究チーム ALFLEXサブグループ, 「小型自動着陸実験 (ALFLEX) システム設計」, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1313, 1996.
- 5) NAL/NASDA HOPE共同研究チーム ALFLEXサブグループ, 「小型自動着陸実験 (ALFLEX)」, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1369, 1998.
- 6) LIFLEXチーム, 「リフティングボディ飛行実験 (LIFLEX) システム開発」, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-10-004, 2010.
- 7) 川戸博史, 渡辺重哉, 藤井謙司, 「リフティングボディ型再突入機 遷音速, 超音速および極超音速風洞試験」, 航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-1468, 2003.
- 8) 安藤嘉則, 鈴木正之, 「特異摂動法と特異摂動システムにおけるロバスト制御の動向」, システム/制御/情報 Vol. 42, No.12 pp.653-660, 1998.
- 9) Yoshinori Minami, Taro Tsukamoto, “A Subscale Flight Experiment for the Approach and Landing of Lifting Body Re-entry Vehicle”, AIAA/AHI 14th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, CANBERA, AUSTRALIA, 2006, AIAA-2006-8120.
- 10) Y. Miyazawa, “Design with Multiple-Delay-Model and Multiple Design Point Approach”, Journal of Guidance, Control and Dynamics, vol.18, No.3, pp508-515, May-June, 1995.
- 11) H. Kawato, S. Watanabe, Y. Yamamoto, K. Fujii, “Aerodynamic Design of a Lifting-Body type Reentry Vehicle”, 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies December 2003, Norfolk, Virginia, AIAA 2003-7059.

付録

- 付録1. 接地速度の設計
- 付録2. 平衡滑空角・速度の設計
- 付録3. 3DOFによる基準軌道計算
- 付録4. 機体線形モデルと拡大線形モデル
- 付録5. 安定解析結果 (ステップ応答)
- 付録6. 基準軌道計算結果
- 付録7. ノミナルシミュレーション結果
- 付録8. オフノミナルシミュレーション結果
- 付録9. 分離シーケンス
- 付録10. 地上走行ドラッグシュート放出およびブレーキシーケンス

付録1. 接地速度の設計

接地速度は、機体の空気力および姿勢角(迎角)の関係より、接地時に尻スリ角制限(接地時の下エレボン後縁の高度制限)を満足する速度とする必要がある。ここでは、接地速度を次のように設定した。

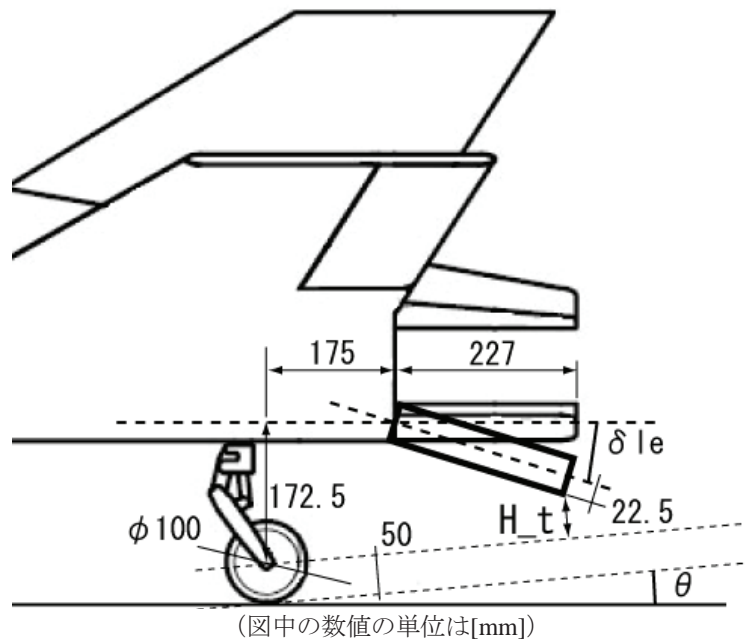
付録図1-1に接地時のエレボン後縁の高度 (H_t : [mm]) の定義図をしめす。機体が水平飛行していると仮定すると姿勢角 θ は迎角 α と一致する。このとき、下エレボン後縁の高度は以下の式で計算できる。

$$H_t = \frac{\cos \alpha \cdot (172.5 - 227 \cdot \sin \delta_{le} - 22.5 \cdot \cos \delta_{le}) - \sin \alpha \cdot (175 + 227 \cdot \cos \delta_{le} - 22.5 \cdot \sin \delta_{le}) + 50}{\sin \alpha} \quad \dots\dots(5-1)$$

さらに、接地衝撃吸収のため主脚オレオが最大50mmストロークすると考えると、50mmストロークしたときのエレボン後縁の高度は、

$$H_t = \frac{\cos \alpha \cdot (122.5 - 227 \cdot \sin \delta_{le} - 22.5 \cdot \cos \delta_{le}) - \sin \alpha \cdot (175 + 227 \cdot \cos \delta_{le} - 22.5 \cdot \sin \delta_{le}) + 50}{\sin \alpha} \quad \dots\dots(5-2)$$

となる。



付録図1-1 接地時のエレボン後縁の高度

接地の瞬間、機体が水平飛行していると仮定すると、揚力と重力が釣り合っていると考えられるので、以下の式が成り立つ。

$$\frac{1}{2} \rho_0 V_{TAS}^2 S C_L(\alpha, \delta_e)_{TRIM(\delta_{SB})} - mg_0 = 0 \quad \dots\dots(5-3)$$

無風であること、大気は標準対気、重力加速度は標準重力加速度であることを仮定すると、

$$\frac{1}{2} \rho_0 V_g^2 S C_L(\alpha, \delta_e)_{TRIM(\delta_{SB})} - mg_0 = 0 \quad \dots\dots(5-4)$$

となる。ここで、 $\rho_0=1.225\text{kg/m}^3$ 、 $g_0=9.80665\text{m/s}^2$ 、 S :代表面積、 V_{TAS} :真対気速度、 V_g :対地速度、 C_L :揚力係数である。

式中 $\square_{\text{TRIM}(\delta_{SB})}$ はスピードブレーキ舵角が δ_{SB} のときのトリム状態, ここでは回転運動が釣り合っている ($C_m=0$) 状態を示している. また, 下エレボンの舵角は, 式(5-4)から得られるエレベータ操舵角 δ_e より

$$\delta_{le} = \delta_e + \delta_{SB} \quad \dots\dots\dots(5-5)$$

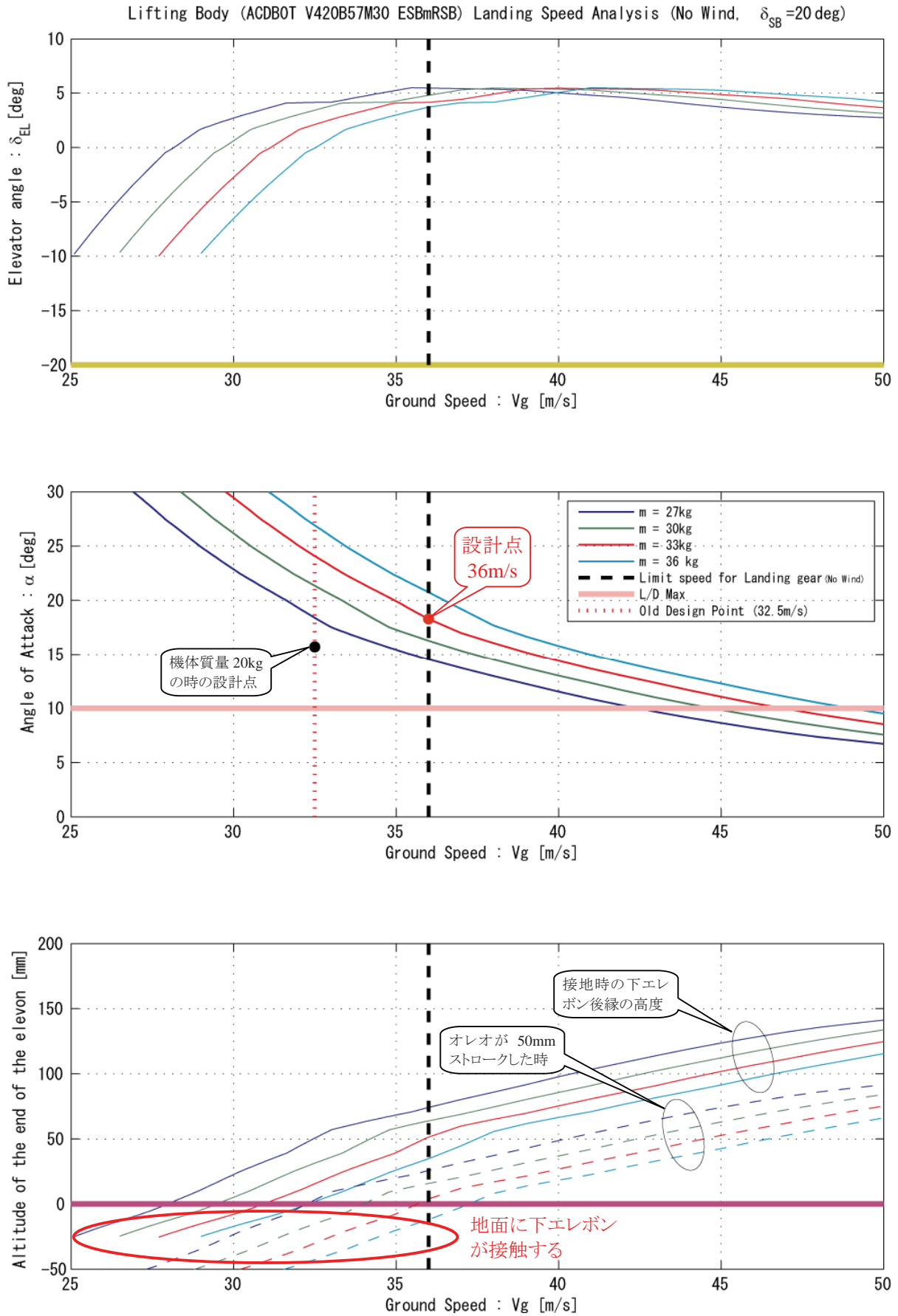
で計算でき, この計算結果を式(5-2)に代入することにより, 接地時の下エレボン後縁の高度を計算することができる.

付録図1-2は機体が接地時に水平飛行していると仮定した場合, 揚力と重力の釣り合いから算出される対地速度 (= 対気速度と仮定) と迎角の関係, 及びその時のエレボン舵角とエレボン後縁の高度が示されている. 下図の点線は, 接地時に主脚が50mmストロークした場合のエレボン後縁の高度である. 機体の質量を33kgとすると, 図にも示されているように, 接地速度を35m/s以下にした場合, 主脚がフル・ストロークしたときにエレボン後縁が地面と接触する. その為, この設計では接地速度を36m/sとした. なおスピードブレーキは全開の状態でも接地できることおよび, 機体の重心位置が57.5%LBまで下がっても接地できることを想定し, スピードブレーキ舵角を $\delta_{SB}=20\text{deg}$, 重心位置を57.5%として計算されている. また, 空力誤差として15%の C_L 誤差を考慮し, 15%低い C_L データベースを用いて計算を行っている.

(補足)

飛行力学・軌道制御の理想としては経路角安定の観点より, 最大L/D以下となる迎角で接地することが望ましい. LIFLEXの空力特性と質量33kgを前提とすると, 付録図1-2の中央の図より, その接地速度は47m/s以上となる. 他方, LIFLEXのような無推力かつ低L/D機体で接地直前のように浅い飛行経路角で飛行するためには, 空気力 (揚力と抗力) と重力の力の釣り合いより必ず減速を伴う. これは, 平衡滑空よりプリフレアとファイナルフレアを行って接地するまでに速度が減速するということになる. その為, 接地速度を47m/sとすると, 平衡滑空速度は非常に大きくなり, その速度に耐えられるだけの構造強度が必要になりまた更に重量が増加する. このように重量増加の発散ループに陥ることもあり, 本設計では大迎角での接地を許容した設計とした.

また, 本来であれば脚やタイヤの使用速度制限を考慮する必要がある. LIFLEXの脚は模型飛行機用の脚を流用しており, 一般的に運用されている大型模型飛行機の数として36m/sを仮定し開発を進めてきたがその値は確かではなく, 当初の計画では実際に走行試験などで確認することが予定されていた. しかし, LIFLEXでは度重なる質量増の結果 (当初の質量は20kg), 模型用脚での水平着陸は困難であるとの結論に達し, ミッション自体を上空での模擬着陸&パラシュートによる回収に変更したため, ここでは脚の制限を考慮していない.



付録図1-2 接地時の速度に対するエレボン舵角 (上), 迎角 (中) およびエレボン後縁の高度 (下)

付録2. 平衡滑空角・速度の設計

ここでの平衡滑空とは、(対地) 経路角 (γ_g) 一定および等価大気速度 (V_{EAS}) 一定状態での滑空飛行とする。本基準軌道設計では、平衡滑空状態における経路角および等価大気速度を以下に示すプロセスにより決定した。

まず、対気経路角一定および等価対気速度一定の平衡状態は縦面内の機体の縦面内の質点運動方程式を考え以下の式を解くことにより得られる。

機体の垂直面内の質点運動方程式は以下の式で与えられる。

$$m \frac{dV_g}{dt} = -D|_{TRIM} - mg \sin \gamma_g = -\frac{\rho V_{TAS}^2 S}{2} C_D(\alpha, \delta_{SB})|_{TRIM} - mg \sin \gamma_g \quad \dots\dots\dots(5-6)$$

$$mV_g \frac{d\gamma_g}{dt} = L|_{TRIM} - mg \cos \gamma_g = \frac{\rho V_{TAS}^2 S}{2} C_L(\alpha, \delta_{SB})|_{TRIM} - mg \cos \gamma_g \quad \dots\dots\dots(5-7)$$

ここで、 $\square|_{TRIM}$ はトリム状態、すなわち回転運動が釣り合っている ($C_m=0$) 状態を示している。

経路角一定の直線飛行であるので (5-7) より、

$$\frac{d\gamma_g}{dt} = \frac{\rho V_{TAS}^2 S}{2mV_g} C_L(\alpha, \delta_{SB})|_{TRIM} - \frac{g \cos \gamma_g}{V_g} = 0 \quad \dots\dots\dots(5-8)$$

次に、動圧速度一定の条件は動圧一定より、

$$\frac{1}{2} \rho_0 V_{EAS}^2 = \frac{1}{2} \rho V_{TAS}^2 = const$$

両辺を時間で微分すると

$$\frac{1}{2} \frac{d\rho}{dt} V_{TAS}^2 + \rho V_{TAS} \frac{dV_{TAS}}{dt} = 0$$

ここで、

$$\frac{d\rho}{dt} = \frac{d\rho}{dh} \frac{dh}{dt} = \frac{d\rho}{dh} V_g \sin \gamma_g = -\left(\frac{g}{R} + a\right) \frac{\rho}{T} V_g \sin \gamma_g$$

なので、

$$\frac{dV_{TAS}}{dt} = -\frac{1}{2\rho} \left(\frac{d\rho}{dh}\right) V_{TAS} V_g \sin \gamma_g = \frac{1}{2} \left(\frac{g}{R} + a\right) \frac{1}{T} V_{TAS} V_g \sin \gamma_g$$

ここで、無風とすると $V_{TAS}=V_g$ なので、

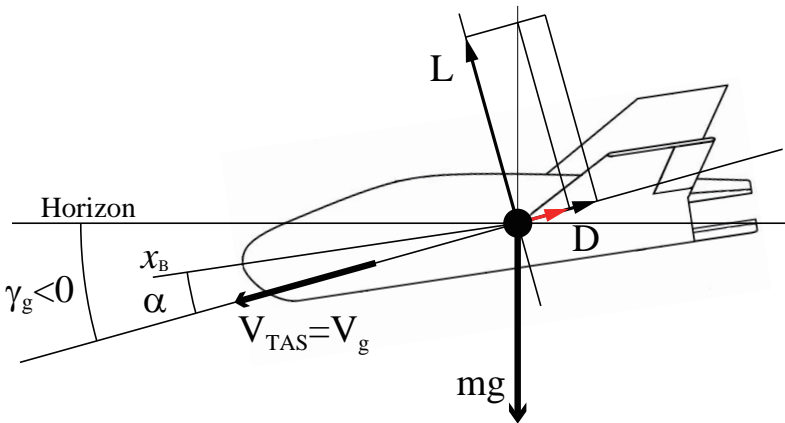
$$\frac{dV_g}{dt} = \frac{dV_{TAS}}{dt} = \frac{1}{2} \left(\frac{g}{R} + a\right) \frac{1}{T} V_{TAS}^2 \sin \gamma_g \quad \dots\dots\dots(5-9)$$

となり、質点の運動方程式より、

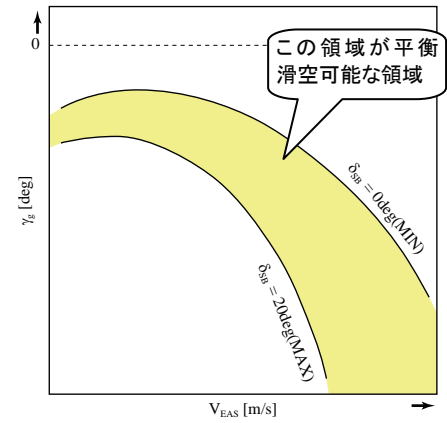
$$\frac{dV_{TAS}}{dt} = -\frac{\rho V_{TAS}^2 S}{2m} C_D(\alpha, \delta_{SB})|_{TRIM} - g \sin \gamma_g = \frac{1}{2} \left(\frac{g}{R} + a\right) \frac{1}{T} V_{TAS}^2 \sin \gamma_g \quad \dots\dots\dots(5-10)$$

ただし、 $V_g=V_{TAS}$ で各パラメタは以下の通り。

- T : 大気温度 (= T_0+ah | T_0 高度 0m の温度 [K], h は高度 [m])
- R : ガス定数 (=287.05 [Nm/kgK])
- a : 気温減率 (= -0.0065 [K/m])
- g : 重力加速度 (= -9.80665 [m/s²])



付録図2-1 動圧一定平衡滑空状態（無風）



付録図2-2 V- γ 線図（風・誤差無し）

付録図2-1にこのときの力のつり合い状態を示す。

上記の平衡滑空を行うことができる経路角 γ_g と等価対気速度 V_{EAS} の関係は式(5-8)と式(5-10)を解くことによって得られる。スピードブレーキ操舵角 δ_{SB} 最小0degと最大20degにおける平衡滑空状態の経路角 γ_g と等価対気速度 V_{EAS} は速度-経路角(V- γ)線図上にプロットすると付録図2-2のようになる。スピードブレーキ操舵角は最小の0degから最大20degまで連続的に操舵可能であるので、この機体の平衡滑空状態を維持できる対地経路角と等価対気速度は付録図2-2の $\delta_{SB}=0deg$ の時のV- γ 曲線と $\delta_{SB}=20deg$ のときのV- γ 曲線に囲まれた領域となる。

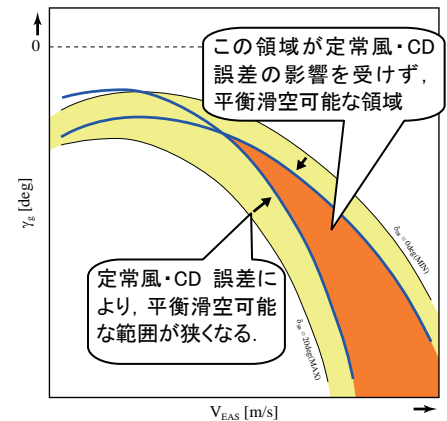
ここで、飛行する外部環境条件として最大向かい風と最大追い風を考え、さらに空力モデル化誤差として抗力係数誤差を考える。

機体が対気経路角一定および等価対気速度一定で飛行していた場合、向かい風の時、対地経路角は風の影響により深い経路角となる。また、追い風時には、その逆で対地経路角は浅い経路角となる。その為、 $\delta_{SB}=0deg$ の時のV- γ 曲線は向かい風最大時に無風の時よりも深い経路角となってしまう、 $\delta_{SB}=20deg$ のときのV- γ 曲線は追い風時に無風の時よりも浅い経路角となる。その為、定常風に影響されず平衡滑空を行うことのできる範囲が狭くなる。

さらに、空力誤差として C_D 誤差を考えた場合、 $+C_D$ 誤差の時は $\delta_{SB}=0deg$ の時のV- γ 曲線を経路角の深い方向へ、 $-C_D$ 誤差の時には $\delta_{SB}=20deg$ の時のV- γ 曲線を経路角の浅い方向へ移動させるため、 C_D 誤差の影響を受けずに平衡滑空を行うことのできる範囲を狭くする。

付録図2-3は上記のメカニズムを説明している。上記のように定常風と C_D 誤差を考えた場合、これらの影響を受けずに平衡滑空を行うことのできる対地経路角と等価対気速度は付録図2-3に示される領域に限られる。

LIFLEXでは、定常風、考慮すべき抗力係数 C_D 誤差そして動圧制限として付録表2-1に示される値を考慮して平衡滑空状態を設定している。また、このときのV- γ 線図を付録図2-4に示す。



付録図2-3 V- γ 線図（定常風・ C_D 誤差有り）

付録表2-1 平衡滑空状態設計条件

| 設計条件 | 値 |
|----------------|--|
| 定常風 | 最大向かい風 :10.82m/s @ 高度 100m 最大追い風 :4.33m/s @ 高度 100m |
| 抗力係数誤差 | ±15% |
| 等価対気速度制限(動圧制限) | 68m/s 以下 |

付録図2-4において、赤い実線および点線はを $\delta_{SB}=0\text{deg}$ 示し、青い実線および点線は $\delta_{SB}=20\text{deg}$ を示している。また、それぞれ点線は誤差無し且つ風無し、細い実線は最大定常風を考慮した場合、太い実線はさらにCD誤差±15%を考慮した場合である。黒点線は機体構造やアクチュエータ特性により制限される動圧制限を示し、LIFLEXでは黄色で示された領域が平衡滑空設定可能領域となる。

黒太線で描かれた曲線は、スピードブレーキ舵角13deg（風、空力誤差なし）での平衡状態V- γ 曲線である。付録図2-4より明らかなように、機体はスピードブレーキ舵角13degをノミナルにすることにより、想定される定常風および空力モデル化誤差を許容し、最も浅い経路角で且つ遅い等価対気速度で着陸進入することが出来る。

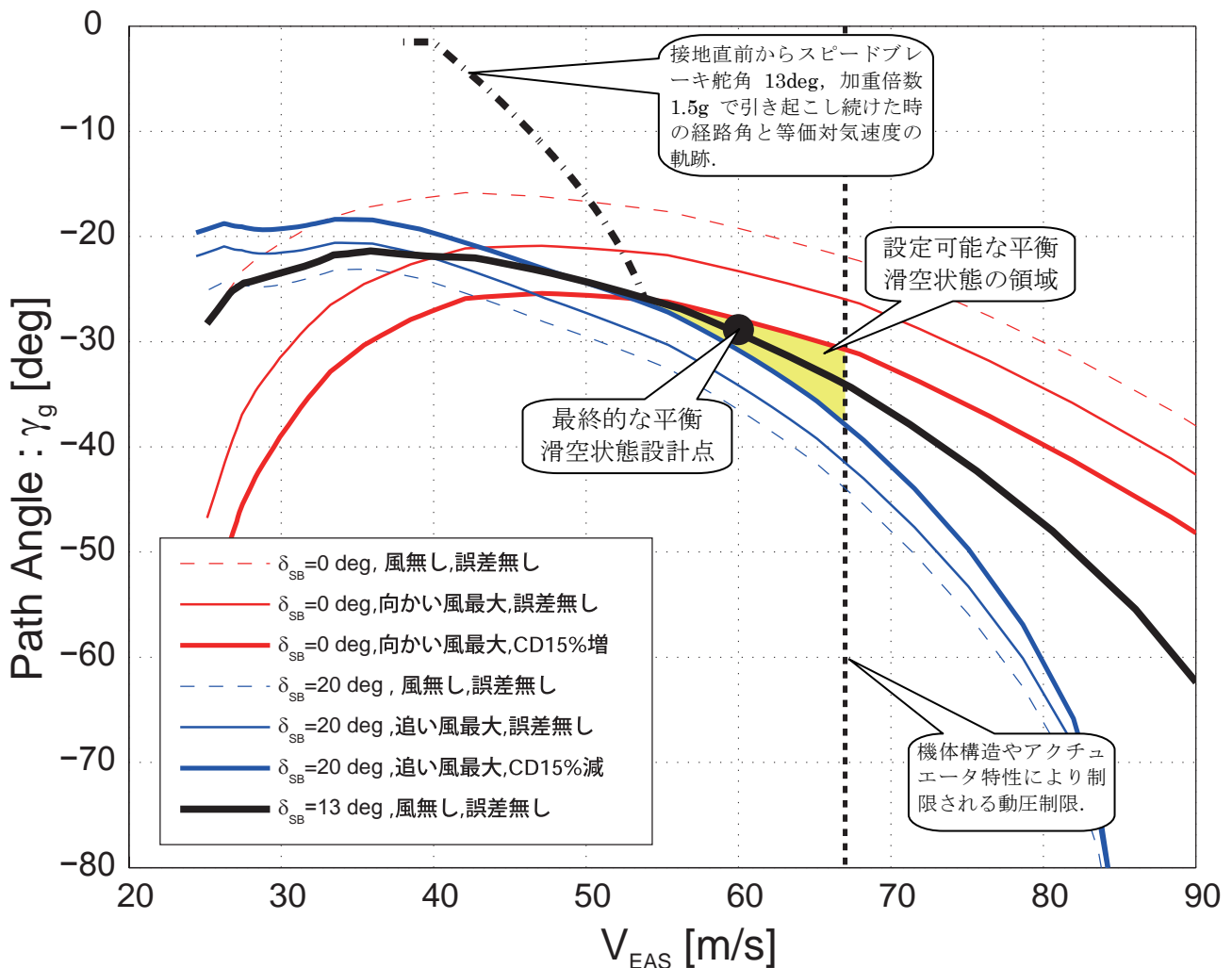
次に、表3-1で要求される接地条件、すなわち接地対地速度36m/s緩滑空経路角-0.75°、ノミナル引き起こし加重倍数1.5g、スピードブレーキ舵角13°を条件にして、接地状態から機体の垂直平面内運動微分方程式を逆時間に積分した時の経路角と等価対気速度の軌跡が太い一点鎖線である。ただし、ここでの引き起こしは機体の姿勢が瞬時に変更でき、ステップ状の加速度を得られると仮定している。

平衡滑空飛行状態から要求される接地条件で着陸するためには、この曲線が平衡滑空領域を通過する必要がある。そこで、ここでは実際の加速度の動的遅れを考慮し、平衡滑空における経路角および等価対気速度を

平衡滑空経路角：-29deg

平衡滑空等価対気速度：60m/s

とした。



付録図2-4 V- γ (等価対気速度—経路角) 線図

付録3. 3DOFによる基準軌道計算

本文では6DOFによる基準軌道計算について示したが、ここでは3DOFによる基準軌道計算について説明する。

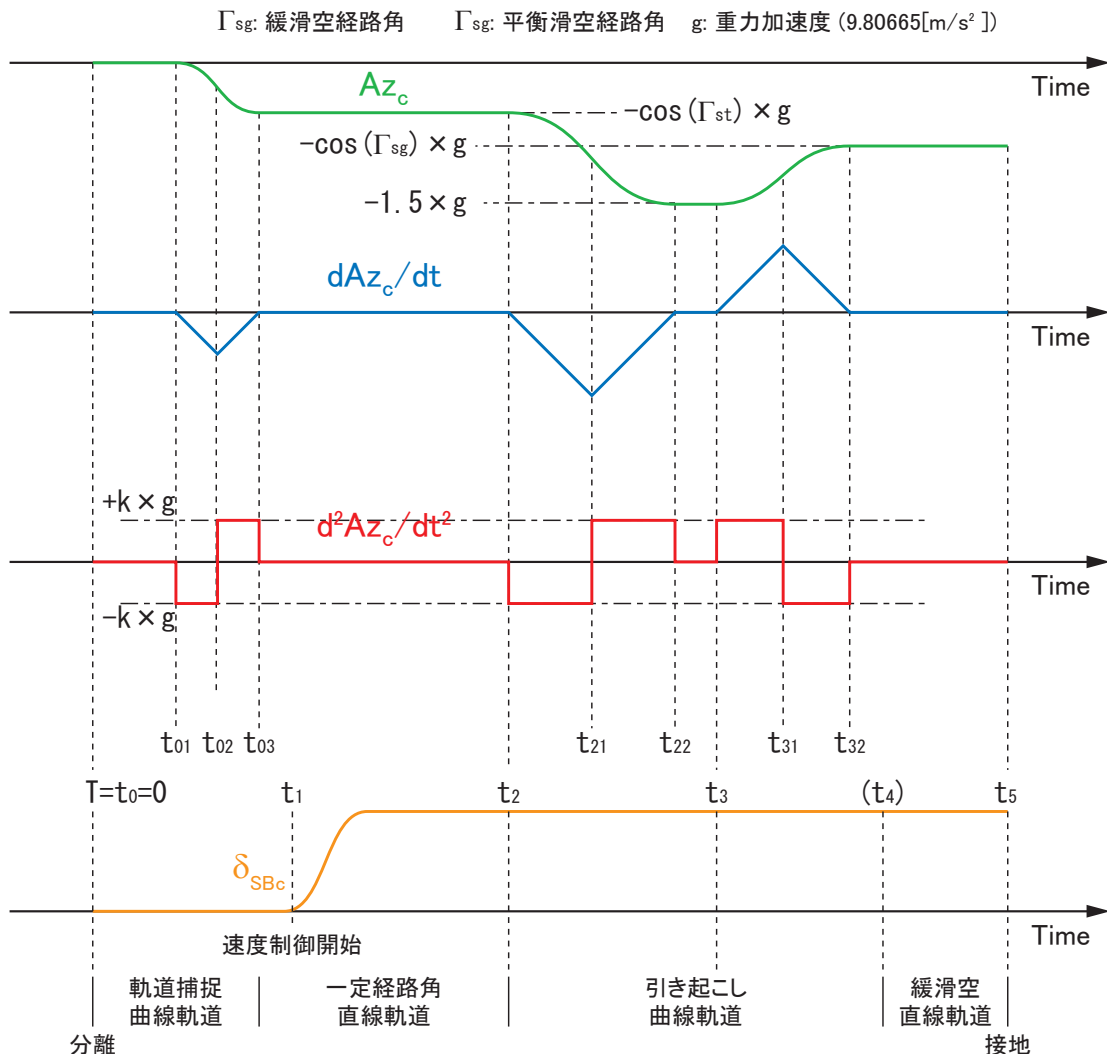
付録3.1. 加速度プロファイルの設計

3DOFによる基準軌道計算では加速度プロファイルを付録図3-1のように定義する。簡易的な軌道計算では、縦の加速度は単純にバンバン制御、もしくはピッチング運動と縦の加速度の遅れモデルを考慮したバンバン制御によって考えられることが多い。さらに、問題の設定によっては、バンバン型の加速度コマンド (Az_{com}) による軌道は最適制御における軌道とほとんど変わらないという報告もある。しかし本誘導制御系の制御対象であるリフティングボディ実験機は飛行性能が悪く、スケールも小さい。そのため接地付近における数mの誤差が機体損失に大きく影響すると考えられるため、ノミナル軌道に対しても出来るだけその加速度コマンドに追従しやすい軌道を設計する必要があると考えられる。よって、本基準軌道設計では付録図3-1に示されるように、加速度コマンドが滑らかに変化するように、加速度コマンドの二階微分を基準軌道計算の入力コマンドとして考えた。

$$\dot{Az}_c = \frac{dAz_c}{dt} \dots\dots\dots(5-11)$$

$$\ddot{Az}_c = \frac{d^2Az_c}{dt^2} = kg \dots\dots\dots(5-12)$$

ただし、 g : 重力加速度 (=9.80665m/s²)



付録図3-1 準軌道設計における加速度コマンド

付録3.2. 質点モデル縦面内運動方程式

機体の縦面内の質点運動方程式は以下の様に示される。

$$\dot{V}_g = -\frac{\rho V_{TAS}^2 S}{2m} C_D(\alpha, \delta_{SB})|_{TRIM} - g \sin \Gamma_g \quad \dots\dots\dots(5-13)$$

$$m V_g \dot{\Gamma}_g = m A z_c = \frac{\rho V_{TAS}^2 S}{2} C_L(\alpha, \delta_{SB})|_{TRIM} - m g \cos \Gamma_g \quad \dots\dots\dots(5-14)$$

ここで、 V_g , Γ_g は対地速度、地表面に対する経路角であり、 ρ , V_{TAS} , m , S , g は大気密度、真対気速度、機体質量、空力代表面積（主翼面積）、重力加速度（ $=9.80665[\text{m/s}^2]$ ）である。また、 C_D , C_L は抗力係数、揚力係数で迎角 α とスピードブレーキ舵角 δ_{SB} の関数、 $\square|_{TRIM}$ は機体がトリム飛行（回転モーメント 0 の飛行）していることを表す。

機体が縦の加速度コマンド (Az_c) に遅れなく追従できると仮定した場合、

$$A z_c = \frac{\rho V_{TAS}^2 S}{2m} C_L(\alpha, \delta_{SB})|_{TRIM} - g \cos \Gamma_g \quad \dots\dots\dots(4-5)$$

であり、

$$C_L(\alpha, \delta_{SB})|_{TRIM} = \frac{2m}{\rho V_{TAS}^2 S} \Delta A z_c \rightarrow \alpha_{Azc} = \alpha = C_L^{-1} \left(\frac{2m}{\rho V_{TAS}^2 S} \Delta A z_c, \delta_{SB} \right) \Bigg|_{TRIM} \quad \dots\dots\dots(4-6)$$

$$\text{但し, } \Delta A z_c = A z_c + g \cos \Gamma_g$$

のように、加速度コマンド Az_c とスピードブレーキ舵角 δ_{SB} に対する迎角 α_{Azc} が計算でき、さらにこれを使って $C_D|_{TRIM}$ も計算できる。なお、 $C_L^{-1}|_{TRIM}$ は $C_L|_{TRIM}$ の α に対する逆関数を表す。

スピードブレーキ舵角コマンドに対する操舵の応答に関しては、以下の伝達関数で示される 2 次遅れモデルと仮定する。

$$\frac{\delta_{SB}}{\delta_{SBc}} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad \dots\dots\dots(4-7)$$

ここで、各パラメタ ω_n , ζ は以下の値とした。

$$\omega_n = 4 [\text{rad/s}], \quad \zeta = 0.8 [-]$$

基準軌道計算では、縦の加速度コマンドの二階微分を入力コマンド (kg) で与えることを考えると、基準軌道は以下の連立微分方程式を数値的に解くことによって計算できる。

$$\dot{V}_g = -\frac{\rho V_{TAS}^2 S}{2m} C_D(\alpha_{Azc}, \delta_{SB})|_{TRIM} - g \sin \Gamma_g \quad \dots\dots\dots(4-8)$$

$$\dot{\Gamma}_g = \frac{\Delta A z_c}{V_g} - \frac{g \cos \Gamma_g}{V_g} \quad \dots\dots\dots(4-9)$$

$$\dot{H} = V_g \sin \Gamma_g \quad \dots\dots\dots(4-9)$$

$$\dot{\delta}_{SB} = d \delta_{SB} \quad \dots\dots\dots(4-10)$$

$$d \dot{\delta}_{SB} = -\omega_n^2 \delta_{SB} - 2\zeta\omega_n d \delta_{SB} + \omega_n^2 \delta_{SBc} \quad \dots\dots\dots(4-11)$$

$$\dot{A z_c} = d A z_c \quad \dots\dots\dots(4-12)$$

$$d \dot{A z_c} = k \times g \quad \dots\dots\dots(4-13)$$

$$\text{但し, } \alpha_{Azc} = C_L^{-1} \left(\frac{2m}{\rho V_{TAS}^2 S} \Delta A z_c, \delta_{SB} \right) \Bigg|_{TRIM}, \quad \Delta A z_c = A z_c + g \cos \Gamma_g, \quad V_{TAS} = V_g \text{ (無風)}$$

付録3.3. 基準軌道計算結果

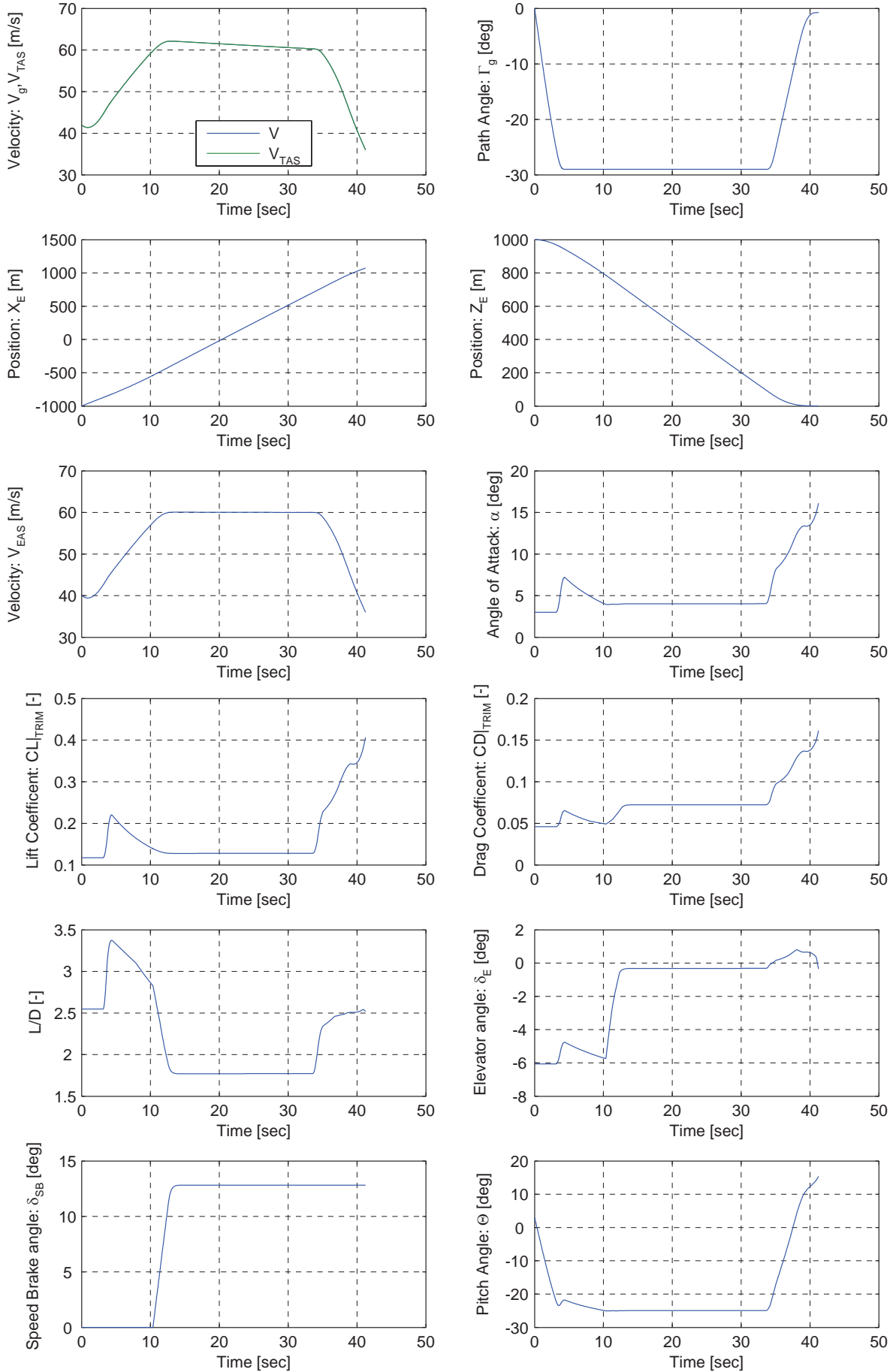
付録表3-1に、基準軌道計算における設計変数と拘束条件を示す。また、付録表4-4および付録図3-2、付録図3-3に基準軌道計算結果を示す。

付録表3-1 基準軌道計算における設計変数と拘束条件

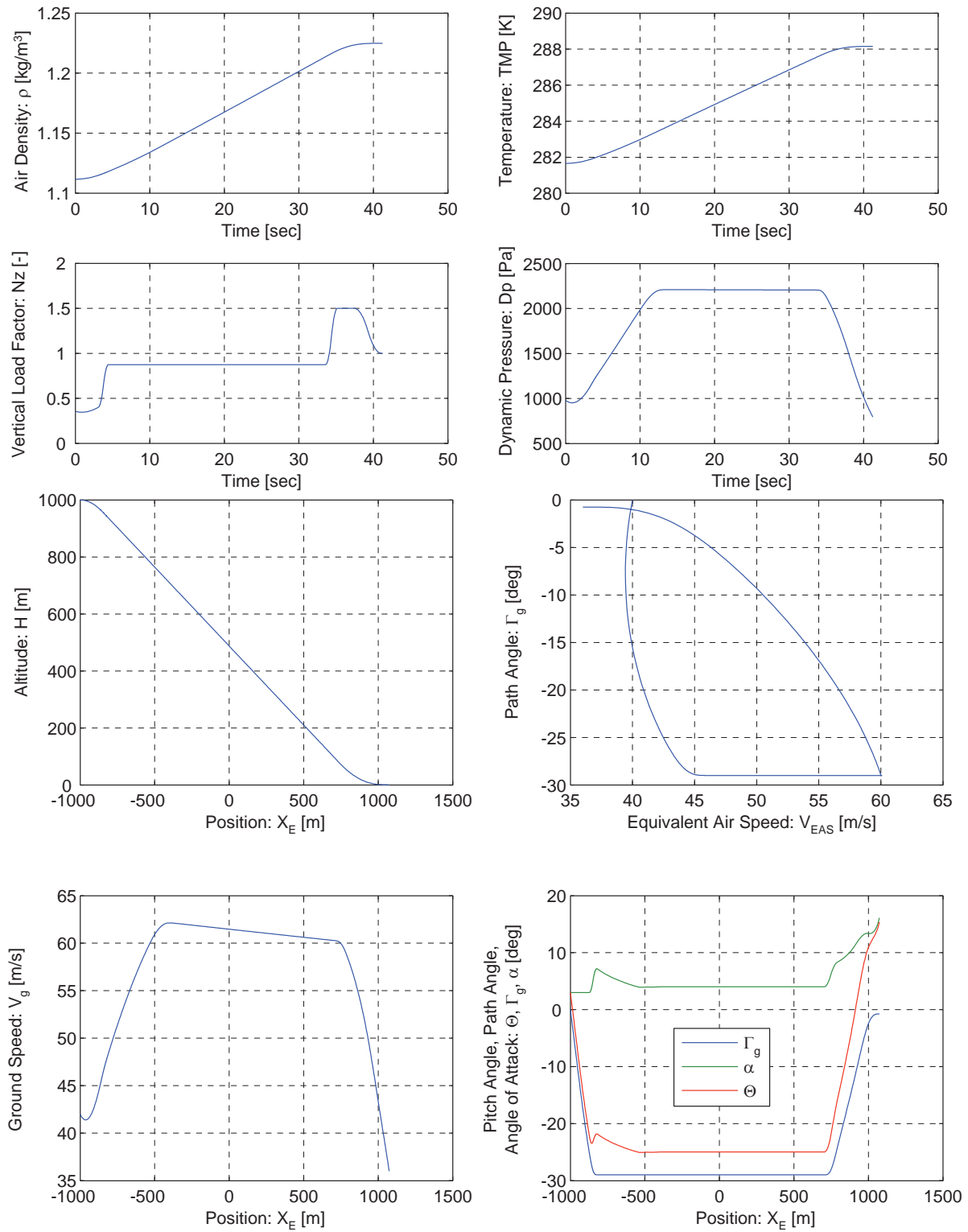
| | | |
|--------|---|---|
| 設計変数 | 加速度コマンド二階微分値(絶対値) ^{※1} : $k = 1$ スピードブレーキ操舵角 δ_{SBc} コマンド切り替え時間: $t_{01}, t_{02}, t_{03}, t_1, t_2, t_{21}, t_{22}, t_3, t_{31}, t_{32}$ | ※1 加速度コマンド二階微分値は固定として計算を行っている。 |
| 等式拘束条件 | $t = t_0 = 0$ [s] の時 (分離条件) ^{※2} $H = 1000$ m $V_g = 40$ m/s $\Gamma_g = 0$ deg $\alpha = 3$ deg, $dA_{z_c} = 0$ $\delta_{SB} = 0$ deg, $d\delta_{SB} = 0$ $t = t_{03}$ の時 $\Gamma_g = \Gamma_{st} = -29$ deg ^{※2} $A_{z_c} = -g \cos \Gamma_{st}$, $dA_{z_c} = 0$ $t = t_2$ の時 $V_{EAS} = 60$ m/s, $\dot{V}_{EAS} = 0$ $t = t_{22}$ の時 $A_{z_c} = -1.5g$, $dA_{z_c} = 0$ $t = t_{32}$ の時 $\Gamma_g = \Gamma_{sg} = -0.75$ deg $A_{z_c} = -g \cos \Gamma_{sg}$, $dA_{z_c} = 0$ $H = 0$ m ($t = t_5$)の時 $V_g = 36$ m/s | ※2 初期迎角を3degとし、 $t=t_{01}$ まで迎角一定飛行としている。 |
| 不等式拘束 | 加速度: $k \geq 0$ スピードブレーキ: $\delta_{SBc} \geq 0$ 時間: $t_{01} \leq t_{02} \leq t_{03} \leq t_2 \leq t_{21} \leq t_{22} \leq t_3 \leq t_{31} \leq t_{32}$ | |

表3-1 設計パラメタ計算結果

| 設計パラメタ | | 単位 | 計算結果 | 捕捉 |
|--------------|----------------|-----|-------|-------------------------|
| スピードブレーキ操舵角 | δ_{SBc} | deg | 12.82 | |
| 迎角一定飛行終了時刻 | t_{01} | s | 3.11 | |
| 迎角一定→経路角一定 | t_{02} | s | 3.76 | |
| | t_{03} | s | 4.44 | |
| 速度制御開始時刻 | t_1 | s | 10.34 | このとき $V_{EAS}=57.5$ m/s |
| 引き起こし開始時刻 | t_2 | s | 33.58 | このとき $H=96.5$ m |
| 直線飛行→一定加重倍数 | t_{21} | s | 34.38 | |
| | t_{22} | s | 35.17 | |
| 一定加重倍数飛行終了時刻 | t_3 | s | 37.44 | |
| 一定加重倍数→緩滑空 | t_{31} | s | 39.26 | |
| | t_{32} | s | 41.09 | |



付録図3-2 3DOFによる基準軌道計算結果 (その①)



付録図3-3 3DOFによる基準軌道計算結果 (その②)

付録4. 機体線形モデルと拡大線形モデル

付録表4-1 機体線形モデルと拡大線形モデル (分離時)

縦モデル

| Time | 0 | U_0 [m] | W_0 [m] | Q_0 [rad/s] | Θ_0 [rad] | δ_{E0} [rad] | δ_{SB0} [rad] | | | | | | | |
|---|--|------------------------------------|-----------|---------------|------------------|---------------------|----------------------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|
| X_{E0} | -1700 | 42.01 | 2.20 | 0 | 0.05236 | -0.1058 | 0 | | | | | | | |
| Z_{E0} | -1000 | u | w | q | θ | δ_{e0} | δ_{sb0} | | | | | | | |
| 線形機体縦モデル | u | -5.632e-2 | -6.322e-3 | -2.202e+0 | -2.968e-1 | 2.066e-1 | -1.293e+0 | | | | | | | |
| | w | -1.226e-1 | -9.045e-1 | 4.201e+1 | -1.555e-2 | -1.057e+1 | 7.999e+0 | | | | | | | |
| | q | -8.719e-3 | 1.664e-1 | -2.747e+0 | 0 | -2.027e+1 | 1.415e+1 | | | | | | | |
| | q | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | | | | | | | |
| | az | -1.212e-1 | -8.703e-1 | 0 | 0 | -1.057e+1 | 8.056e+0 | | | | | | | |
| $\frac{A_{LON}}{C_{LON}} \frac{B_{LON}}{D_{LON}}$ | q | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | | | | | | | |
| | V_{TAS} | 9.986e-1 | 5.234e-2 | 0 | 0 | 0 | 0 | | | | | | | |
| $\frac{A_{LON}}{C_{LON}} \frac{B_{LON}}{D_{LON}}$ | dh/dt | 5.234e-2 | -9.986e-1 | 0 | 4.207e+1 | 0 | 0 | | | | | | | |
| | 特性根 | -4.6261, 0.9902, -0.0357 ± 0.0229i | | | | | | | | | | | | |
| 線形機体縦拡大モデル | dlye | -2.0e+1 | 0 | 0 | 4.776e-1 | 0 | 0 | -1.475e+1 | 0 | -2.098e+0 | 1.371e+0 | 2.523e-2 | 9.532e-1 | |
| | dlys | 0 | -2.0e+1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.323e+0 | |
| | u | 8.265e+0 | -5.174e+1 | -5.632e-2 | -6.322e-3 | -2.30e+0 | -2.968e-1 | 0 | 3.048e+0 | 0 | 4.336e-1 | -2.833e-1 | -5.213e-3 | 1.514e+0 |
| | w | -4.230e+2 | 3.20e+2 | -1.226e-1 | -9.045e-1 | 4.706e+1 | -1.555e-2 | 0 | -1.560e+2 | 0 | -2.219e+1 | 1.450e+1 | 2.667e-1 | -4.996e-1 |
| | q | -8.106e+2 | 5.662e+2 | -8.719e-3 | 1.664e-1 | 6.931e+0 | 0 | 0 | -2.989e+2 | 0 | -4.252e+1 | 2.779e+1 | 5.112e-1 | 5.981e-1 |
| | q | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | iH | 0 | 0 | 5.234e-2 | -9.986e-1 | 0 | 4.207e+1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | dly_1s | 0 | 0 | 0 | 0 | 4.776e-1 | 0 | 0 | -2.148e+2 | 0 | -2.098e+0 | 1.371e+0 | 2.523e-2 | 9.532e-1 |
| | lpf1 | -4.228e+2 | 3.222e+2 | -1.212e-1 | -8.703e-1 | 5.048e+0 | 0 | 0 | -1.559e+2 | -1.759e+1 | -1.801e+2 | 1.449e+1 | 2.667e-1 | -5.781e-1 |
| | lpf2 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | iA | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | -1.065e+0 | 0 | 6.745e-3 | 0 |
| | vg | 0 | 0 | 9.986e-1 | 5.234e-2 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | h | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | dh/dt | 0 | 0 | 5.234e-2 | -9.986e-1 | 0 | 4.207e+1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | γ | 0 | 0 | 1.244e-3 | -2.374e-2 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 特性根 | 0, -214, -20, -5.483e-2, 7.455e-4, -9.822 ± 15.10i, -5.659 ± 7.494i, -0.6937 ± 0.5330i | | | | | | | | | | | | | |

横モデル

| Time | 0 | V_0 | P_0 | R_0 | Φ_0 | $\delta_{\Delta 0}$ | δ_{R0} | | | | | | | |
|---|--------|--|-----------|-----------|-----------|---------------------|--------------------|--------|--------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|
| Y_{E0} | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | | | | | | | |
| Ψ_0 | 0 | v | p | r | ϕ | $\delta_{\alpha 0}$ | $\delta_{\beta 0}$ | | | | | | | |
| 線形機体横方向モデル | v | -3.817e-1 | 2.202e+0 | -4.201e+1 | 2.968e-1 | -9.326e-1 | 1.604e+0 | | | | | | | |
| | p | -5.661e+0 | -3.689e+0 | 2.740e+0 | 0 | 4.320e+1 | 5.118e+1 | | | | | | | |
| | r | 4.436e-2 | -1.039e-2 | -3.954e-1 | 0 | 3.245e+0 | -2.272e+0 | | | | | | | |
| | ϕ | 0 | 1.0e+0 | 5.241e-2 | 0 | 0 | 0 | | | | | | | |
| | ay | -3.817e-1 | 0 | 0 | 0 | -9.326e-1 | 1.604e+0 | | | | | | | |
| $\frac{A_{LAT}}{C_{LAT}} \frac{B_{LAT}}{D_{LAT}}$ | p | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | | | | | | | |
| | r | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | | | | | | | |
| $\frac{A_{LAT}}{C_{LAT}} \frac{B_{LAT}}{D_{LAT}}$ | ϕ | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | | | | | | | |
| | 特性根 | -1.161, -4.015e-2, -1.632 ± 3.277i | | | | | | | | | | | | |
| 線形機体横拡大モデル | dlya | -2.0e+1 | 0 | 0 | -7.616e-2 | -7.870e-1 | -1.333e-1 | 0 | 0 | 0 | -3.034e+1 | 1.323e+0 | 0 | 2.632e-1 |
| | dlyr | 0 | -2.0e+1 | 0 | -3.112e-2 | 8.240e-1 | -2.312e-1 | 0 | 0 | 0 | -1.894e+1 | 0 | 1.323e+0 | 0 |
| | v | -3.730e+1 | 6.415e+1 | -3.817e-1 | 2.181e+0 | -4.407e+1 | 5.433e-1 | 0 | 0 | 0 | 2.083e+0 | 1.233e+0 | -2.121e+0 | 2.454e-1 |
| | p | 1.728e+3 | 2.047e+3 | -5.661e+0 | 1.195e+0 | -5.437e+0 | 1.759e+1 | 0 | 0 | 0 | 2.280e+3 | -5.713e+1 | -6.769e+1 | -1.137e+1 |
| | r | 1.298e+2 | -9.088e+1 | 4.436e-2 | 1.660e-1 | 4.030e+0 | -9.298e-2 | 0 | 0 | 0 | 5.541e+1 | -4.291e+0 | 3.005e+0 | -8.540e-1 |
| | f | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 5.241e-2 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | iy | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 9.807e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | idy | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | lpf1 | -3.730e+1 | 6.415e+1 | -3.817e-1 | -2.111e-2 | -2.056e+0 | 2.466e-1 | 0 | 0 | -2.639e+1 | -3.532e+2 | 1.233e+0 | -2.121e+0 | 2.454e-1 |
| | lpf2 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | iap | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | -6.114e-2 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 6.114e-2 |
| | iry | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.137e+2 | 0 | 0 | 0 |
| | y | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | dy/dt | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | 特性根 | 0, 0, -20.34, -4.375, -12.66 ± 16.46i, -3.971 ± 9.275i, -0.5649 ± 0.8193i, -1.218 ± 1.630i | | | | | | | | | | | | |

付録表 4-2 機体線形モデルと拡大線形モデル (ダイブ2フェーズ開始付近)

縦モデル

| Time | 4.6 | U_0 [m] | 45.72 | W_0 [m] | 4.33 | Q_0 [rad/s] | -0.02231 | Θ_0 [rad] | -0.4071 | δ_{E0} [rad] | -0.0896 | δ_{SB0} [rad] | 0 | | | |
|--|--|------------------------------------|---|-----------|-----------|---------------|-----------|------------------|-----------|---------------------|-----------|----------------------|-----------|-----------|-----------|-----------|
| X_{E0} | -1515.3 | | | | | | | | | | | | | | | |
| Z_{E0} | -951.3 | u | -5.960e-2 | w | 1.537e-2 | q | -4.331e+0 | θ | -2.729e-1 | δ_{e0} | 9.136e-2 | δ_{sb0} | -1.625e+0 | | | |
| 線形機体縦モデル | | w | -1.969e-1 | -1.131e+0 | 4.572e+1 | 1.177e-1 | 0 | 0 | 0 | -1.362e+1 | 9.652e+0 | 0 | 0 | | | |
| | | q | -1.771e-2 | 1.715e-1 | -3.013e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | -2.60e+1 | 1.560e+1 | 0 | 0 | | | |
| | | q | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | | | |
| | | az | -1.723e-1 | -1.082e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | -1.357e+1 | 9.762e+0 | 0 | 0 | | | |
| $A_{LON} B_{LON}$ $C_{LON} D_{LON}$ | | q | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | | | |
| | | V_{TAS} | 9.955e-1 | 9.430e-2 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | | | |
| | | dh/dt | -3.960e-1 | -9.183e-1 | 0 | 4.027e+1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | | | |
| 特性根 | | -5.0307, 0.9364, -0.0546 ± 0.0196i | | | | | | | | | | | | | | |
| 線形機体縦拡大モデル | | dlye | -2.0e+1 | 0 | 0 | 0 | 3.987e-1 | 0 | 0 | -1.475e+1 | 0 | -1.752e+0 | 1.145e+0 | 2.020e-2 | 7.675e-1 | |
| | | dlys | 0 | -2.0e+1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.104e+0 | |
| | | u | 3.654e+0 | -6.499e+1 | -5.960e-2 | 1.537e-2 | -4.367e+0 | -2.729e-1 | 0 | 1.348e+0 | 0 | 1.601e-1 | -1.046e-1 | -1.846e-3 | 1.724e+0 | |
| | | w | -5.447e+2 | 3.861e+2 | -1.969e-1 | -1.131e+0 | 5.115e+1 | 1.177e-1 | 0 | -2.009e+2 | 0 | -2.386e+1 | 1.559e+1 | 2.751e-1 | -2.060e-1 | |
| | | q | -1.040e+3 | 6.238e+2 | -1.771e-2 | 1.715e-1 | 7.354e+0 | 0 | 0 | -3.835e+2 | 0 | -4.555e+1 | 2.977e+1 | 5.253e-1 | 2.736e+0 | |
| | | q | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | | iH | 0 | 0 | -3.960e-1 | -9.183e-1 | 0 | 4.027e+1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | | dly_1s | 0 | 0 | 0 | 0 | 3.987e-1 | 0 | 0 | -2.148e+2 | 0 | -1.752e+0 | 1.145e+0 | 2.020e-2 | 7.675e-1 | |
| | $A_{LON} B_{LON}$ $C_{LON} D_{LON}$ | | lpf1 | -5.426e+2 | 3.905e+2 | -1.723e-1 | -1.082e+0 | 5.409e+0 | 0 | 0 | -2.001e+2 | -1.759e+1 | -1.817e+2 | 1.553e+1 | 2.741e-1 | -3.676e-1 |
| | | | lpf2 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | | iA | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | -1.065e+0 | 0 | 6.745e-3 | 0 | |
| | | vg | 0 | 0 | 9.955e-1 | 9.430e-2 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | | h | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | | dh/dt | 0 | 0 | -3.960e-1 | -9.183e-1 | 0 | 4.027e+1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | | γ | 0 | 0 | 2.053e-3 | -2.168e-2 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | 特性根 | | 0, -213.9, -20, -0.8684, -4.491e-3, -6.151e-2, -1.261, -9.575 ± 15.81i, -5.459 ± 7.196i | | | | | | | | | | | | | |

横モデル

| Time | 4.6 | V_0 | 0 | P_0 | 0 | R_0 | 0 | Φ_0 | 0 | δ_{A0} | 0 | δ_{R0} | 0 | | | |
|--|--|--------------------------------------|--|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|----------|---------------|-----------|---------------|-----------|-----------|-----------|----------|
| Y_{E0} | 0 | | | | | | | | | | | | | | | |
| Ψ_0 | 0 | v | -4.439e-1 | p | 4.331e+0 | r | -4.572e+1 | ϕ | 2.729e-1 | δ_{a0} | -1.133e+0 | δ_{r0} | 1.901e+0 | | | |
| 線形機体横方向モデル | | p | -7.243e+0 | -4.047e+0 | 3.020e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 5.631e+1 | 6.176e+1 | 0 | 0 | | | |
| | | r | 3.323e-2 | 8.471e-3 | -4.330e-1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 3.451e+0 | -2.322e+0 | 0 | 0 | | | |
| | | ϕ | 0 | 1.0e+0 | -4.312e-1 | 9.622e-3 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | | | |
| | | ay | -4.439e-1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | -1.133e+0 | 1.901e+0 | 0 | 0 | | | |
| $A_{LAT} B_{LAT}$ $C_{LAT} D_{LAT}$ | | p | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | | | |
| | | r | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | | | |
| | | ϕ | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | | | |
| 特性根 | | -3.836e-2, -0.51244, -2.182 ± 5.420i | | | | | | | | | | | | | | |
| 線形機体横拡大モデル | | dlya | -2.0e+1 | 0 | 0 | -6.359e-2 | -6.571e-1 | -1.113e-1 | 0 | 0 | 0 | -2.534e+1 | 1.104e+0 | 0 | 2.197e-1 | |
| | | dlyr | 0 | -2.0e+1 | 0 | -2.599e-2 | 6.880e-1 | -1.931e-1 | 0 | 0 | 0 | -1.582e+1 | 0 | 1.104e+0 | 0 | |
| | | v | -4.533e+1 | 7.603e+1 | -4.439e-1 | 4.308e+0 | -4.778e+1 | 5.137e-1 | 0 | 0 | 1.349e+0 | 1.251e+0 | -2.099e+0 | 2.490e-1 | | |
| | | p | 2.252e+3 | 2.470e+3 | -7.243e+0 | 1.138e+0 | -2.472e+0 | 1.819e+1 | 0 | 0 | 2.403e+3 | -6.217e+1 | -6.819e+1 | -1.237e+1 | | |
| | | r | 1.380e+2 | -9.287e+1 | 3.323e-2 | 1.676e-1 | 3.432e+0 | -6.424e-2 | 0 | 0 | 5.071e+1 | -3.811e+0 | 2.564e+0 | -7.584e-1 | | |
| | | f | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | -4.312e-1 | 9.622e-3 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | | iay | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 8.599e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | | idy | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | $A_{LAT} B_{LAT}$ $C_{LAT} D_{LAT}$ | | lpf1 | -4.533e+1 | 7.603e+1 | -4.439e-1 | -2.268e-2 | -2.052e+0 | 2.408e-1 | 0 | 0 | -2.639e+1 | -3.540e+2 | 1.251e+0 | -2.099e+0 | 2.490e-1 |
| | | | lpf2 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | | iap | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | -6.114e-2 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 6.114e-2 | |
| | | iry | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.137e+2 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | | y | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | | dy/dt | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | 特性根 | | 0, 0, -20.02, -4.083, -12.70 ± 15.88i, -4.426 ± 10.57i, -1.560 ± 1.970i, -0.3845 ± 0.6920i | | | | | | | | | | | | | |

付録表 4-3 機体線形モデルと拡大線形モデル (平行滑空フェーズ開始付近)

縦モデル

| | | | | | | | | | | | | | | |
|--|-----------|--|-----------|---------------|------------------|---------------------|----------------------|--------|---------|-----------|-----------|----------|-----------|-----------|
| Time | 11.2 | U_0 [m] | W_0 [m] | Q_0 [rad/s] | Θ_0 [rad] | δ_{E0} [rad] | δ_{SB0} [rad] | | | | | | | |
| X_{E0} | -1210.0 | 62.27 | 5.65 | 0.08766 | -0.4854 | -0.0109 | 0.182131827 | | | | | | | |
| Z_{E0} | -759.0 | u | w | q | θ | δ_{e0} | δ_{sb0} | | | | | | | |
| 線形機体縦モデル | u | -1.158e-1 | -1.773e-1 | -5.648e+0 | -2.628e-1 | -3.391e+0 | -8.753e+0 | | | | | | | |
| | w | -1.017e-1 | -1.690e+0 | 6.227e+1 | 1.386e-1 | -3.055e+1 | 4.402e+0 | | | | | | | |
| | q | -3.187e-4 | 6.838e-2 | -4.180e+0 | 0 | -6.277e+1 | 5.982e+0 | | | | | | | |
| | q | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | | | | | | | |
| | az | -1.850e-1 | -1.598e+0 | 0 | 0 | -3.011e+1 | 5.174e+0 | | | | | | | |
| $\begin{matrix} A_{LON} B_{LON} \\ C_{LON} D_{LON} \end{matrix}$ | q | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | | | | | | | |
| | V_{TAS} | 9.959e-1 | 9.033e-2 | 0 | 0 | 0 | 0 | | | | | | | |
| | dh/dt | -4.665e-1 | -8.845e-1 | 0 | 5.244e+1 | 0 | 0 | | | | | | | |
| | 特性根 | -5.344, -0.5766, -7.776e-2, 1.284e-2 | | | | | | | | | | | | |
| 線形機体縦拡大モデル | dlye | -2.0e+1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | -7.398e-1 | 5.847e-1 | 7.455e-3 | 3.80e-2 | |
| | dlys | 0 | -2.0e+1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 5.847e-1 | |
| | u | -1.356e+2 | -3.501e+2 | -1.158e-1 | -1.773e-1 | -5.032e+0 | -2.628e-1 | 0 | 0 | -2.508e+0 | 1.982e+0 | 2.528e-2 | 5.247e+0 | |
| | w | -1.222e+3 | 1.761e+2 | -1.017e-1 | -1.690e+0 | 6.781e+1 | 1.386e-1 | 0 | 0 | -2.260e+1 | 1.786e+1 | 2.277e-1 | -1.413e+0 | |
| | q | -2.511e+3 | 2.393e+2 | -3.187e-4 | 6.838e-2 | 7.213e+0 | 0 | 0 | 0 | -4.643e+1 | 3.670e+1 | 4.679e-1 | -1.112e+0 | |
| | q | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | iH | 0 | 0 | -4.665e-1 | -8.845e-1 | 0 | 5.244e+1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | dly_1s | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.815e-1 | 0 | 0 | -2.0e+2 | 0 | -7.398e-1 | 5.847e-1 | 7.455e-3 | 3.80e-2 |
| | lpf1 | -1.205e+3 | 2.070e+2 | -1.850e-1 | -1.598e+0 | 5.466e+0 | 0 | 0 | 0 | -1.759e+1 | -1.802e+2 | 1.761e+1 | 2.245e-1 | -1.881e+0 |
| | lpf2 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | iA | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | -1.302e+0 | 0 | 8.243e-3 | 0 | |
| | vg | 0 | 0 | 9.959e-1 | 9.033e-2 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | h | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | dh/dt | 0 | 0 | -4.665e-1 | -8.845e-1 | 0 | 5.244e+1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | γ | 0 | 0 | 1.445e-3 | -1.593e-2 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | 特性根 | 0, -200, -20, -5.056, -0.7971, -9.080e-2, 2.031e-3, -8.661 ± 17.76i, -4.460 ± 6.443i | | | | | | | | | | | | |

横モデル

| | | | | | | | | | | | | | | |
|--|--------|--|-----------|-----------|-----------|---------------|---------------|--------|--------|-----------|-----------|-----------|-----------|----------|
| Time | 11.2 | V_0 | P_0 | R_0 | Φ_0 | δ_{A0} | δ_{R0} | | | | | | | |
| Y_{E0} | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | | | | | | | |
| Ψ_0 | 0 | v | p | r | ϕ | δ_{a0} | δ_{r0} | | | | | | | |
| 線形機体横方向モデル | v | -6.261e-1 | 5.648e+0 | -6.227e+1 | 2.628e-1 | -1.351e+0 | 2.690e+0 | | | | | | | |
| | p | -9.547e+0 | -5.610e+0 | 4.114e+0 | 0 | 1.392e+2 | 8.371e+1 | | | | | | | |
| | r | 5.278e-2 | -9.385e-2 | -6.049e-1 | 0 | 4.856e+0 | -6.880e-1 | | | | | | | |
| | ϕ | 0 | 1.0e+0 | -5.275e-1 | -4.624e-2 | 0 | 0 | | | | | | | |
| | ay | -6.261e-1 | 0 | 0 | 0 | -1.351e+0 | 2.690e+0 | | | | | | | |
| $\begin{matrix} A_{LAT} B_{LAT} \\ C_{LAT} D_{LAT} \end{matrix}$ | p | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | | | | | | | |
| | r | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | | | | | | | |
| | ϕ | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | | | | | | | |
| | 特性根 | -1.987, -6.040e-2, -2.420 ± 7.022i | | | | | | | | | | | | |
| 線形機体横拡大モデル | dlya | -2.0e+1 | 0 | 0 | -4.566e-2 | -3.916e-1 | -2.921e-1 | 0 | 0 | -1.880e+0 | 5.847e-1 | 0 | 2.921e-1 | |
| | dlyr | 0 | -2.0e+1 | 0 | -1.078e-2 | 4.421e-1 | -6.559e-2 | 0 | 0 | -9.964e+0 | 0 | 5.847e-1 | 0 | |
| | v | -5.405e+1 | 1.076e+2 | -6.261e-1 | 5.615e+0 | -6.399e+1 | 4.462e-2 | 0 | 0 | 2.426e+1 | 7.90e-1 | -1.573e+0 | 3.946e-1 | |
| | p | 5.570e+3 | 3.348e+3 | -9.547e+0 | 1.651e+0 | 2.164e+1 | 4.616e+1 | 0 | 0 | 1.096e+3 | -8.142e+1 | -4.894e+1 | -4.067e+1 | |
| | r | 1.942e+2 | -2.752e+1 | 5.278e-2 | 1.205e-1 | 1.601e+0 | 1.373e+0 | 0 | 0 | 2.273e+0 | -2.839e+0 | 4.023e-1 | -1.418e+0 | |
| | ϕ | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | -5.275e-1 | -4.624e-2 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | iay | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 8.225e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | idy | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | lpf1 | -5.405e+1 | 1.076e+2 | -6.261e-1 | -3.272e-2 | -1.718e+0 | -2.182e-1 | 0 | 0 | -2.639e+1 | -3.310e+2 | 7.90e-1 | -1.573e+0 | 3.946e-1 |
| | lpf2 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | iap | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | -2.776e-1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 2.776e-1 | |
| | iry | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 6.623e+1 | 0 | 0 | 0 | |
| | y | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | dy/dt | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | 特性根 | 0, 0, -22.61, -4.310, -0.7813, -0.415, -11.24 ± 14.15i, -4.306 ± 13.24i, -2.300 ± 2.758i | | | | | | | | | | | | |

付録表4-4 機体線形モデルと拡大線形モデル (平行滑空フェーズ中)

縦モデル

| Time | 25 | U_0 [m] | W_0 [m] | Q_0 [rad/s] | Θ_0 [rad] | δ_{E0} [rad] | δ_{SB0} [rad] | | | | | | | | |
|--|--|---|-----------|---------------|------------------|---------------------|----------------------|--------|---------|--------|-----------|-----------|----------|-----------|-----------|
| X_{E0} | -466.2 | 61.03 | 4.28 | 0.00001 | -0.4365 | -0.0056 | 0.223402144 | | | | | | | | |
| Z_{E0} | -341.4 | u | w | q | θ | δ_{e0} | δ_{sb0} | | | | | | | | |
| 線形機体縦モデル | u | -1.395e-1 | 2.815e-3 | -4.278e+0 | -2.693e-1 | -4.224e+0 | -9.011e+0 | | | | | | | | |
| | w | -2.002e-1 | -1.316e+0 | 6.103e+1 | 1.256e-1 | -3.252e+1 | 3.574e+0 | | | | | | | | |
| | q | -1.618e-2 | 2.308e-1 | -4.259e+0 | 0 | -6.530e+1 | 4.612e+0 | | | | | | | | |
| | q | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | | | | | | | | |
| | az | -1.956e-1 | -1.234e+0 | 0 | 0 | -3.215e+1 | 4.196e+0 | | | | | | | | |
| $A_{LON} B_{LON}$ $C_{LON} D_{LON}$ | q | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | | | | | | | | |
| | V_{TAS} | 9.976e-1 | 6.993e-2 | 0 | 0 | 0 | 0 | | | | | | | | |
| | dh/dt | -4.228e-1 | -9.062e-1 | 0 | 5.350e+1 | 0 | 0 | | | | | | | | |
| 特性根 | | -6.822, 1.281, -0.1571, -1.619e-2 | | | | | | | | | | | | | |
| 線形機体縦拡大モデル | dlye | -2.0e+1 | 0 | 0 | 0 | 1.820e-1 | 0 | 0 | 0 | 0 | -7.419e-1 | 5.863e-1 | 7.480e-3 | 3.811e-2 | |
| | dlys | 0 | -2.0e+1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 5.863e-1 | |
| | u | -1.689e+2 | -3.605e+2 | -1.395e-1 | 2.815e-3 | -3.509e+0 | -2.693e-1 | 0 | 0 | 0 | -3.133e+0 | 2.476e+0 | 3.159e-2 | 5.445e+0 | |
| | w | -1.301e+3 | 1.430e+2 | -2.002e-1 | -1.316e+0 | 6.695e+1 | 1.256e-1 | 0 | 0 | 0 | -2.413e+1 | 1.907e+1 | 2.433e-1 | -8.563e-1 | |
| | q | -2.612e+3 | 1.845e+2 | -1.618e-2 | 2.308e-1 | 7.626e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | -4.844e+1 | 3.829e+1 | 4.885e-1 | -2.156e-1 | |
| | q | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | iH | 0 | 0 | -4.228e-1 | -9.062e-1 | 0 | 5.350e+1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | dly_1s | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.820e-1 | 0 | 0 | -2.0e+2 | 0 | -7.419e-1 | 5.863e-1 | 7.480e-3 | 3.811e-2 | |
| | $A_{LON} B_{LON}$ $C_{LON} D_{LON}$ | lpf1 | -1.286e+3 | 1.678e+2 | -1.956e-1 | -1.234e+0 | 5.852e+0 | 0 | 0 | 0 | -1.759e+1 | -1.818e+2 | 1.885e+1 | 2.405e-1 | -1.235e+0 |
| | | lpf2 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | | iA | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | -1.302e+0 | 0 | 0 | 8.243e-3 | 0 |
| | vg | 0 | 0 | 9.976e-1 | 6.993e-2 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | h | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | dh/dt | 0 | 0 | -4.228e-1 | -9.062e-1 | 0 | 5.350e+1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | γ | 0 | 0 | 1.143e-3 | -1.631e-2 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| 特性根 | | 0, -200, -0.1383, -1.858e-3, -20, -8.618 ± 17.89i, -5.618 ± 6.633i, -1.405 ± 0.8399i | | | | | | | | | | | | | |

横モデル

| Time | 25 | V_0 | P_0 | R_0 | Φ_0 | δ_{A0} | δ_{R0} | | | | | | | | |
|--|------------|--|------------------------------------|-----------|-----------|---------------|---------------|-----------|--------|--------|-----------|-----------|-----------|-----------|----------|
| Y_{E0} | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | | | | | | | | |
| Ψ_0 | 0 | v | p | r | ϕ | δ_{a0} | δ_{r0} | | | | | | | | |
| 線形機体横・方向モデル | v | -6.113e-1 | 4.278e+0 | -6.103e+1 | 2.693e-1 | -1.345e+0 | 2.675e+0 | | | | | | | | |
| | p | -9.096e+0 | -5.720e+0 | 4.249e+0 | 0 | 1.377e+2 | 8.441e+1 | | | | | | | | |
| | r | 5.695e-2 | -1.612e-2 | -6.132e-1 | 0 | 5.277e+0 | -9.410e-1 | | | | | | | | |
| | ϕ | 0 | 1.0e+0 | -4.665e-1 | -4.631e-6 | 0 | 0 | | | | | | | | |
| | ay | -6.113e-1 | 0 | 0 | 0 | -1.345e+0 | 2.675e+0 | | | | | | | | |
| $A_{LAT} B_{LAT}$ $C_{LAT} D_{LAT}$ | p | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | | | | | | | | |
| | r | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | | | | | | | | |
| | ϕ | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | | | | | | | | |
| | 特性根 | | -1.297, -2.724e-2, -2.810 ± 5.871i | | | | | | | | | | | | |
| | 線形機体横拡大モデル | dlya | -2.0e+1 | 0 | 0 | -4.579e-2 | -3.927e-1 | -2.929e-1 | 0 | 0 | 0 | -1.885e+0 | 5.863e-1 | 0 | 2.929e-1 |
| dlyr | | 0 | -2.0e+1 | 0 | -1.081e-2 | 4.433e-1 | -6.577e-2 | 0 | 0 | 0 | -9.992e+0 | 0 | 5.863e-1 | 0 | |
| v | | -5.378e+1 | 1.070e+2 | -6.113e-1 | 4.245e+0 | -6.274e+1 | 5.150e-2 | 0 | 0 | 0 | 2.420e+1 | 7.883e-1 | -1.569e+0 | 3.938e-1 | |
| p | | 5.510e+3 | 3.376e+3 | -9.096e+0 | 1.50e+0 | 2.093e+1 | 4.589e+1 | 0 | 0 | 0 | 1.103e+3 | -8.077e+1 | -4.949e+1 | -4.034e+1 | |
| r | | 2.111e+2 | -3.764e+1 | 5.695e-2 | 2.154e-1 | 1.876e+0 | 1.484e+0 | 0 | 0 | 0 | 5.458e-1 | -3.094e+0 | 5.517e-1 | -1.545e+0 | |
| f | | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | -4.665e-1 | -4.631e-6 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| iay | | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 8.575e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| idy | | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| $A_{LAT} B_{LAT}$ $C_{LAT} D_{LAT}$ | | lpf1 | -5.378e+1 | 1.070e+2 | -6.113e-1 | -3.266e-2 | -1.714e+0 | -2.178e-1 | 0 | 0 | -2.639e+1 | -3.311e+2 | 7.883e-1 | -1.569e+0 | 3.938e-1 |
| | | lpf2 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | | iap | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | -2.776e-1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 2.776e-1 |
| | | iry | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 6.623e+1 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | | y | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| dy/dt | | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| 特性根 | | 0, 0, -22.19, -5.472, -0.7407, -0.4885, -10.82 ± 14.47i, -4.870 ± 12.11i, -1.670 ± 3.139i | | | | | | | | | | | | | |

付録表4-5 機体線形モデルと拡大線形モデル (プリフレアフェーズ開始付近)

縦モデル

| | | | | | | | | | | | | | | |
|--|--|-----------|-----------|---------------|------------------|---------------------|----------------------|---------|-----------|-----------|-----------|----------|-----------|-----------|
| Time | 33.5 | U_0 [m] | W_0 [m] | Q_0 [rad/s] | Θ_0 [rad] | δ_{E0} [rad] | δ_{SB0} [rad] | | | | | | | |
| X_{E0} | -14.3 | 60.28 | 4.23 | 0.00006 | -0.4364 | -0.0056 | 0.223402144 | | | | | | | |
| Z_{E0} | -90.7 | u | w | q | θ | δ_{e0} | δ_{sb0} | | | | | | | |
| 線形機体縦モデル | u | -1.411e-1 | 2.925e-3 | -4.229e+0 | -2.693e-1 | -4.222e+0 | -9.006e+0 | | | | | | | |
| | w | -2.027e-1 | -1.332e+0 | 6.028e+1 | 1.256e-1 | -3.251e+1 | 3.573e+0 | | | | | | | |
| | q | -1.638e-2 | 2.336e-1 | -4.310e+0 | 0 | -6.527e+1 | 4.611e+0 | | | | | | | |
| | q | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | | | | | | | |
| A _{LON} B _{LON} C _{LON} D _{LON} | az | -1.980e-1 | -1.248e+0 | 0 | 0 | -3.213e+1 | 4.195e+0 | | | | | | | |
| | q | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | | | | | | | |
| | V _{TAS} | 9.975e-1 | 6.998e-2 | 0 | 0 | 0 | 0 | | | | | | | |
| dh/dt | -4.227e-1 | -9.063e-1 | 0 | 0 | 5.284e+1 | 0 | 0 | | | | | | | |
| 特性根 | -6.860, 1.254, -0.1592, -1.661e-2 | | | | | | | | | | | | | |
| 線形機体縦拡大モデル | dlye | -2.0e+1 | 0 | 0 | 1.569e-1 | 0 | 0 | 0 | -7.116e-1 | 5.866e-1 | 7.336e-3 | 3.813e-2 | | |
| | dlys | 0 | -2.0e+1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 5.866e-1 | | |
| | u | -1.689e+2 | -3.603e+2 | -1.411e-1 | 2.925e-3 | -3.567e+0 | -2.693e-1 | 0 | 0 | -3.005e+0 | 2.477e+0 | 3.097e-2 | 5.444e+0 | |
| | w | -1.30e+3 | 1.429e+2 | -2.027e-1 | -1.332e+0 | 6.538e+1 | 1.256e-1 | 0 | 0 | -2.313e+1 | 1.907e+1 | 2.385e-1 | -8.566e-1 | |
| | q | -2.611e+3 | 1.845e+2 | -1.638e-2 | 2.336e-1 | 5.928e+0 | 0 | 0 | 0 | -4.645e+1 | 3.829e+1 | 4.788e-1 | -2.164e-1 | |
| | q | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | iH | 0 | 0 | -4.227e-1 | -9.063e-1 | 0 | 5.284e+1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | dly_1s | 0 | 0 | 0 | 1.569e-1 | 0 | 0 | -2.0e+2 | 0 | -7.116e-1 | 5.866e-1 | 7.336e-3 | 3.813e-2 | |
| | lpf1 | -1.285e+3 | 1.678e+2 | -1.980e-1 | -1.248e+0 | 5.040e+0 | 0 | 0 | 0 | -1.759e+1 | -1.808e+2 | 1.885e+1 | 2.357e-1 | -1.236e+0 |
| | lpf2 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | iA | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | -2.431e+0 | 0 | 1.539e-2 | 0 | |
| | vg | 0 | 0 | 9.975e-1 | 6.998e-2 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | h | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | dh/dt | 0 | 0 | -4.227e-1 | -9.063e-1 | 0 | 5.284e+1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | γ | 0 | 0 | 1.158e-3 | -1.651e-2 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| 特性根 | 0, -200, -0.1393, -1.873e-3, -20, -9.491 ± 17.03i, -6.071 ± 5.911i, -0.9368 ± 2.151i | | | | | | | | | | | | | |

横モデル

| | | | | | | | | | | | | | | |
|--|------------------------------------|--|-----------|-----------|-----------|---------------|---------------|--------|--------|-----------|-----------|-----------|-----------|----------|
| Time | 33.5 | V_0 | P_0 | R_0 | Φ_0 | δ_{A0} | δ_{R0} | | | | | | | |
| Y_{E0} | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | | | | | | | |
| Ψ_0 | 0 | v | p | r | ϕ | δ_{a0} | δ_{r0} | | | | | | | |
| 線形機体横方向モデル | v | -6.187e-1 | 4.229e+0 | -6.028e+1 | 2.693e-1 | -1.344e+0 | 2.674e+0 | | | | | | | |
| | p | -9.206e+0 | -5.788e+0 | 4.30e+0 | 0 | 1.377e+2 | 8.436e+1 | | | | | | | |
| | r | 5.760e-2 | -1.635e-2 | -6.205e-1 | 0 | 5.273e+0 | -9.396e-1 | | | | | | | |
| | ϕ | 0 | 1.0e+0 | -4.665e-1 | -2.738e-5 | 0 | 0 | | | | | | | |
| A _{LAT} B _{LAT} C _{LAT} D _{LAT} | ay | -6.187e-1 | 0 | 0 | 0 | -1.344e+0 | 2.674e+0 | | | | | | | |
| | p | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | | | | | | | |
| | r | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | | | | | | | |
| | ϕ | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | | | | | | | |
| 特性根 | -1.314, -2.756e-2, -2.843 ± 5.855i | | | | | | | | | | | | | |
| 線形機体横拡大モデル | dlya | -2.0e+1 | 0 | 0 | -4.848e-2 | -4.051e-1 | -3.496e-1 | 0 | 0 | -4.875e+0 | 5.866e-1 | 0 | 3.496e-1 | |
| | dlyr | 0 | -2.0e+1 | 0 | 3.032e-3 | 7.194e-1 | 5.664e-2 | 0 | 0 | -2.859e+0 | 0 | 5.866e-1 | 0 | |
| | v | -5.375e+1 | 1.070e+2 | -6.187e-1 | 4.156e+0 | -6.275e+1 | -3.519e-1 | 0 | 0 | 1.095e+0 | 7.883e-1 | -1.569e+0 | 4.698e-1 | |
| | p | 5.507e+3 | 3.374e+3 | -9.206e+0 | 6.305e-1 | -6.161e-1 | 4.336e+1 | 0 | 0 | 9.123e+2 | -8.077e+1 | -4.949e+1 | -4.813e+1 | |
| | r | 2.109e+2 | -3.759e+1 | 5.760e-2 | 2.421e-1 | 2.191e+0 | 1.897e+0 | 0 | 0 | 2.302e+1 | -3.093e+0 | 5.512e-1 | -1.843e+0 | |
| | f | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | -4.665e-1 | -2.738e-5 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | iay | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 8.575e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | idy | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | lpf1 | -5.375e+1 | 1.070e+2 | -6.187e-1 | -7.325e-2 | -2.468e+0 | -6.213e-1 | 0 | 0 | -2.639e+1 | -3.542e+2 | 7.883e-1 | -1.569e+0 | 4.698e-1 |
| | lpf2 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | iap | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | -3.130e-1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 3.130e-1 | |
| | iry | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.903e+2 | 0 | 0 | 0 | |
| | y | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | dy/dt | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | 特性根 | 0, 0, -20.55, -5.960, -0.6296, -1.669, -12.22 ± 1.597i, -4.330 ± 10.10i, -1.147 ± 3.825i | | | | | | | | | | | | |

付録表4-6 線形モデルと拡大線形モデル (緩滑空フェーズ開始付近)

縦モデル

| Time | 37.6 | U_0 [m] | | W_0 [m] | Q_0 [rad/s] | Θ_0 [rad] | δ_{E0} [rad] | δ_{SB0} [rad] | | | | | |
|--|--|-----------|-----------|-----------|---------------|------------------|---------------------|----------------------|-----------|-----------|----------|-----------|-----------|
| X_{E0} | 201.7 | 49.32 | | 10.35 | 0.13285 | 0.0348 | 0.0003 | 0.223402144 | | | | | |
| Z_{E0} | -9.2 | u | | w | q | θ | δ_{e0} | δ_{sb0} | | | | | |
| 線形モデル 機体縦 | u | -1.30e-1 | -2.784e-2 | -1.035e+1 | -2.970e-1 | -7.257e+0 | -4.495e+0 | | | | | | |
| | w | -2.075e-1 | -1.307e+0 | 4.932e+1 | -1.034e-2 | -2.191e+1 | 3.637e+0 | | | | | | |
| | q | -1.631e-2 | 1.242e-1 | -3.622e+0 | 0 | -3.950e+1 | 4.442e+0 | | | | | | |
| | q | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | | | | | | |
| $A_{LON} B_{LON}$ $C_{LON} D_{LON}$ | az | -3.297e-1 | -1.190e+0 | 0 | 0 | -1.996e+1 | 4.482e+0 | | | | | | |
| | q | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | | | | | | |
| | V_{TAS} | 9.787e-1 | 2.054e-1 | 0 | 0 | 0 | 0 | | | | | | |
| dh/dt | 3.479e-2 | -9.994e-1 | 0 | 4.965e+1 | 0 | 0 | 0 | | | | | | |
| 特性根 | -5.211, 0.4607, -0.2894, -1.988e-2 | | | | | | | | | | | | |
| 線形モデル 機体縦拡大 | dlye | -2.0e+1 | 0 | 0 | 2.238e-1 | 0 | 0 | 0 | -1.015e+0 | 8.369e-1 | 1.119e-2 | 5.440e-2 | |
| | dlys | 0 | -2.0e+1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 8.369e-1 | |
| | u | -2.903e+2 | -1.798e+2 | -1.30e-1 | -2.784e-2 | -8.727e+0 | -2.970e-1 | 0 | -7.367e+0 | 6.073e+0 | 8.120e-2 | 4.157e+0 | |
| | w | -8.765e+2 | 1.455e+2 | -2.075e-1 | -1.307e+0 | 5.422e+1 | -1.034e-2 | 0 | -2.225e+1 | 1.834e+1 | 2.452e-1 | -1.851e+0 | |
| | q | -1.580e+3 | 1.777e+2 | -1.631e-2 | 1.242e-1 | 5.217e+0 | 0 | 0 | -4.010e+1 | 3.306e+1 | 4.420e-1 | -1.568e+0 | |
| | q | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | iH | 0 | 0 | 3.479e-2 | -9.994e-1 | 0 | 4.965e+1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | dly_1s | 0 | 0 | 0 | 2.238e-1 | 0 | 0 | -2.0e+2 | 0 | -1.015e+0 | 8.369e-1 | 1.119e-2 | 5.440e-2 |
| | lpf1 | -7.982e+2 | 1.793e+2 | -3.297e-1 | -1.190e+0 | 4.466e+0 | 0 | 0 | -1.759e+1 | -1.782e+2 | 1.670e+1 | 2.233e-1 | -2.666e+0 |
| | lpf2 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | |
| | iA | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | -2.431e+0 | 0 | 1.539e-2 | 0 |
| | vg | 0 | 0 | 9.787e-1 | 2.054e-1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | h | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | dh/dt | 0 | 0 | 3.479e-2 | -9.994e-1 | 0 | 4.965e+1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| γ | 0 | 0 | 4.076e-3 | -1.942e-2 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| 特性根 | 0, -200, -9.696e-2, 1.046e-2, -20 -9.862 ± 15.60i, -5.989 ± 6.625i, -1.012 ± 1.555i | | | | | | | | | | | | |

横モデル

| Time | 37.6 | V_0 | | P_0 | R_0 | Φ_0 | δ_{A0} | δ_{R0} | | | | | | |
|--|---|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|---------------------|----------------|--------|-----------|-----------|-----------|-----------|----------|
| Y_{E0} | 0 | 0 | | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | | | | | | |
| Ψ_0 | 0 | v | | p | r | ϕ | $\delta_{\alpha 0}$ | $\delta_{r 0}$ | | | | | | |
| 線形モデル 機体横方向 | v | -6.009e-1 | 1.035e+1 | -4.932e+1 | 2.970e-1 | -1.293e+0 | 1.377e+0 | | | | | | | |
| | p | -1.226e+1 | -4.860e+0 | 3.529e+0 | 0 | 1.045e+2 | 5.418e+1 | | | | | | | |
| | r | 3.532e-2 | -1.320e-1 | -5.262e-1 | 0 | 3.308e+0 | -1.052e+0 | | | | | | | |
| | ϕ | 0 | 1.0e+0 | 3.481e-2 | 4.624e-3 | 0 | 0 | | | | | | | |
| $A_{LAT} B_{LAT}$ $C_{LAT} D_{LAT}$ | ay | -6.009e-1 | 0 | 0 | 0 | -1.293e+0 | 1.377e+0 | | | | | | | |
| | p | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | | | | | | | |
| | r | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | | | | | | | |
| | ϕ | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | | | | | | | |
| 特性根 | -1.222, -7.240e-3, -2.377 ± 11.11i | | | | | | | | | | | | | |
| 線形モデル 機体横拡大 | dlya | -2.0e+1 | 0 | 0 | -6.916e-2 | -5.779e-1 | -4.987e-1 | 0 | 0 | -6.954e+0 | 8.369e-1 | 0 | 4.987e-1 | |
| | dlyr | 0 | -2.0e+1 | 0 | 4.326e-3 | 1.026e+0 | 8.080e-2 | 0 | 0 | -4.079e+0 | 0 | 8.369e-1 | 0 | |
| | v | -5.171e+1 | 5.509e+1 | -6.009e-1 | 1.026e+1 | -5.148e+1 | -4.590e-1 | 0 | 0 | -3.373e+0 | 1.082e+0 | -1.153e+0 | 6.447e-1 | |
| | p | 4.181e+3 | 2.167e+3 | -1.226e+1 | 2.133e+0 | 8.318e+0 | 4.775e+1 | 0 | 0 | 9.478e+2 | -8.747e+1 | -4.534e+1 | -5.213e+1 | |
| | r | 1.323e+2 | -4.209e+1 | 3.532e-2 | 1.014e-1 | 2.466e+0 | 1.735e+0 | 0 | 0 | 1.871e+1 | -2.769e+0 | 8.807e-1 | -1.650e+0 | |
| | f | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 3.481e-2 | 4.624e-3 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | iay | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 9.662e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | idy | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | lpf1 | -5.171e+1 | 5.509e+1 | -6.009e-1 | -9.536e-2 | -2.160e+0 | -7.560e-1 | 0 | 0 | -2.639e+1 | -3.587e+2 | 1.082e+0 | -1.153e+0 | 6.447e-1 |
| | lpf2 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | iap | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | -3.130e-1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 3.130e-1 | |
| | iry | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.903e+2 | 0 | 0 | 0 | |
| | y | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | dy/dt | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1.0e+0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| 特性根 | 0, 0, -19.24, -0.7271, -2.502 ± 15.83i, -13.00 ± 14.56i, -1.220 ± 1.470i, -4.486 ± 0.9816i | | | | | | | | | | | | | |

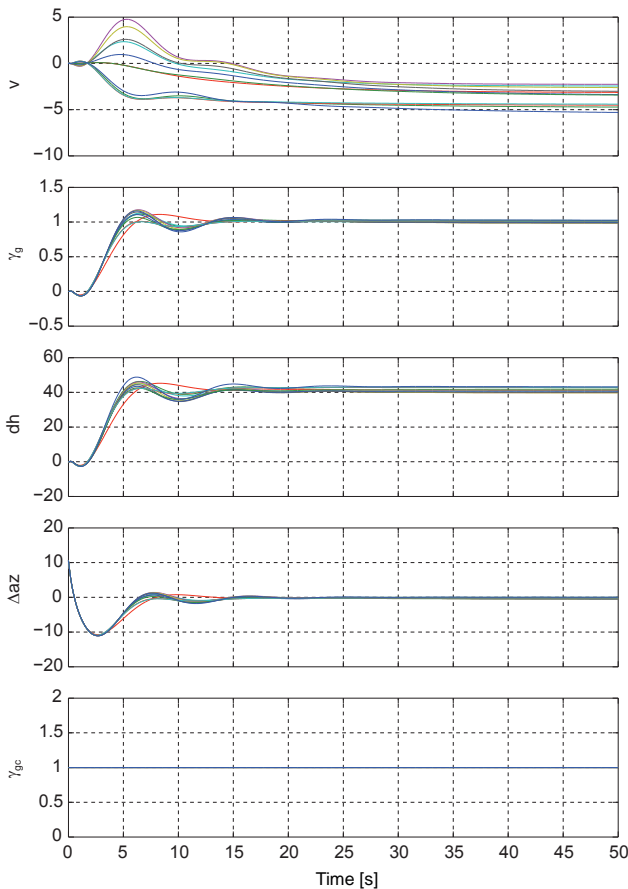
付録5. 安定解析結果 (ステップ応答)

ここで示される図は本文6.6節の基準軌道に対する安定解析結果で述べられているステップ応答シミュレーション結果である。シミュレーション線形モデルは本文6.5節において説明されている基準軌道上の設計点における機体ダイナミクスと制御則を組み合わせた拡大線形モデルであり、フィードバックループ構造は本文中図6-12～図6-14に示される構造となっている。また、各パラメタは全て平衡状態からの擾乱量であり、以下の表の定義となっている。

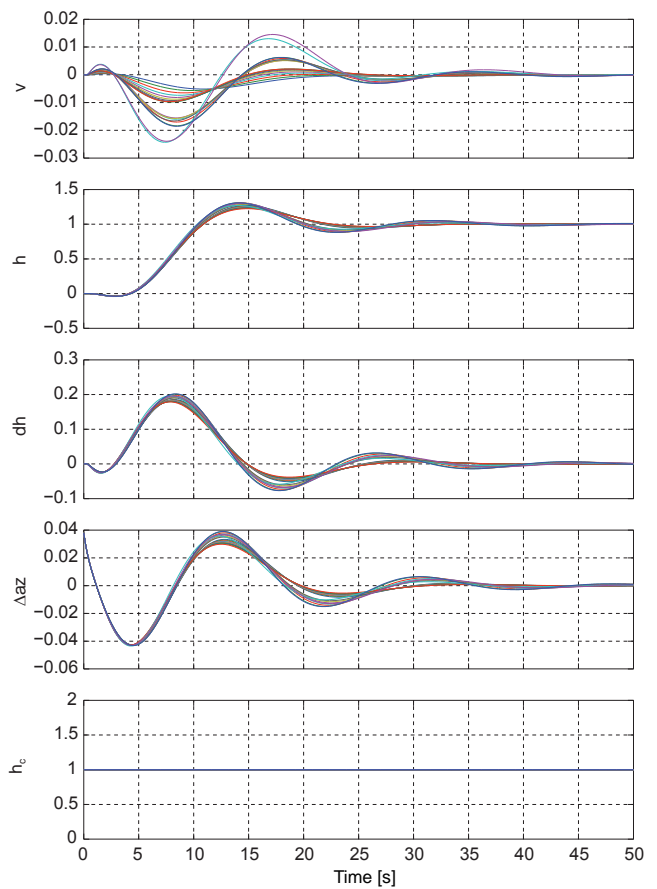
付録表5-1 ステップ応答 変数の説明

| | 変数 | 単位 | 説明 | 変数 | 単位 | 説明 |
|-----|---------------|---------------------|------------|--------|-------|-------|
| | | 縦運動と速度制御 | | | 横運動 | |
| 状態量 | v | [m/s] | 速度 | y | [m] | 横位置 |
| | γ_g | [deg] | 経路角 | dy | [m/s] | 横速度 |
| | h | [m] | 高度 | ϕ | [rad] | ロール角 |
| | dh | [m/s] | 高度変化率 | | | |
| | Δaz | [m/s ²] | 加速度 | | | |
| | δ_{sb} | [rad] | スピードブレーキ舵角 | | | |
| 指令 | h_c | [m] | 高度指令 | y_c | [m] | 横位置指令 |
| | γ_{gc} | [deg] | 経路角指令 | | | |
| | V_c | [m/s] | 速度指令 | | | |

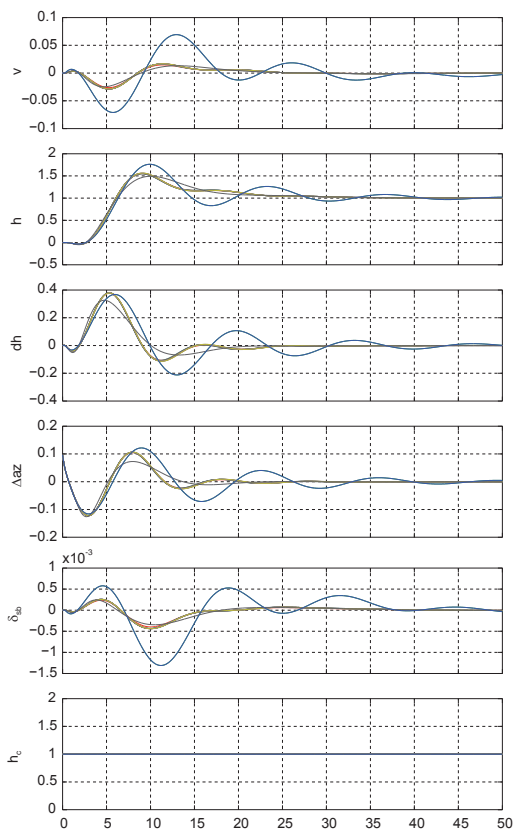
● 縦誘導と速度制御



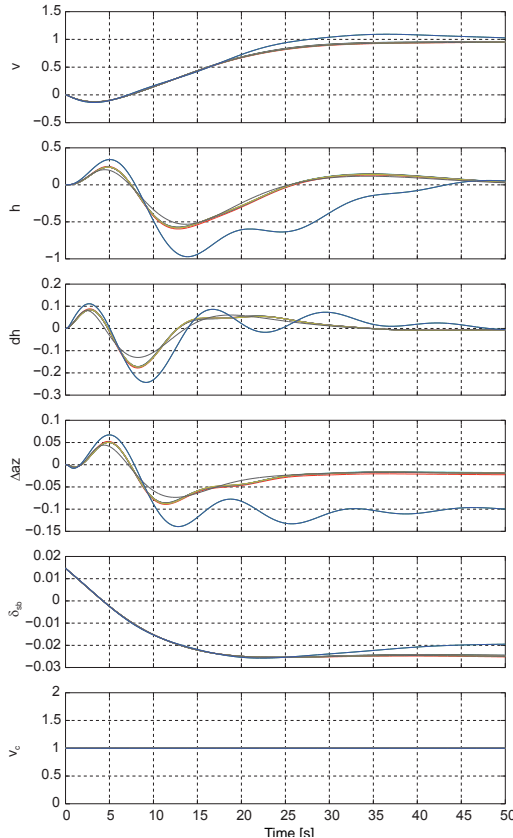
付録図5-1 縦誘導 (ダイブ1フェーズ) 経路角ステップ応答



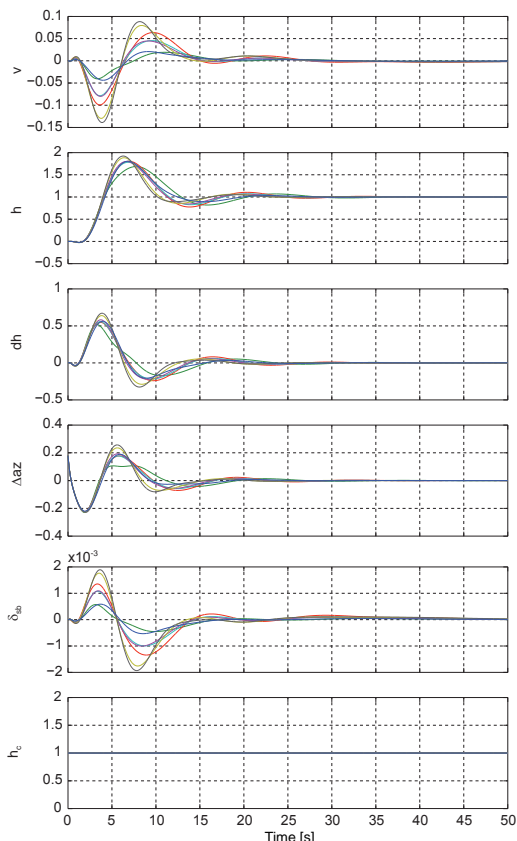
付録図5-2 縦誘導 (ダイブ2フェーズ) 高度ステップ応答



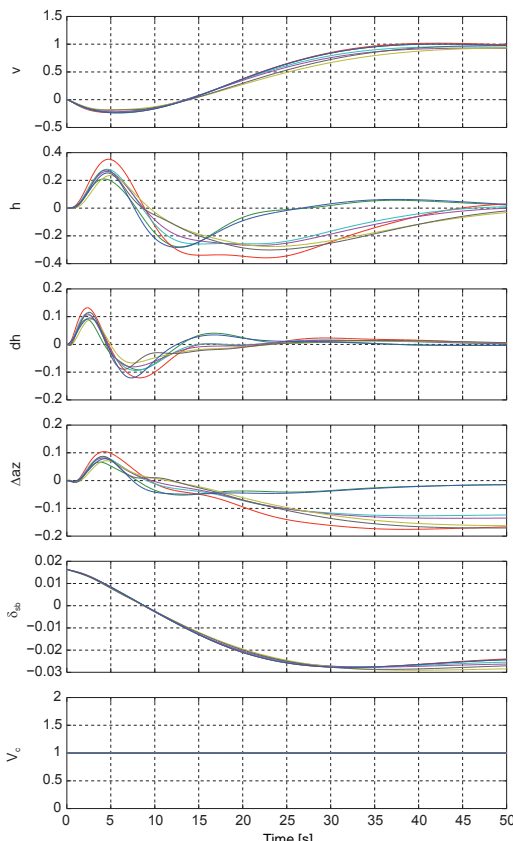
付録図5-3 縦誘導（平衡滑空フェーズ）
高度ステップ応答



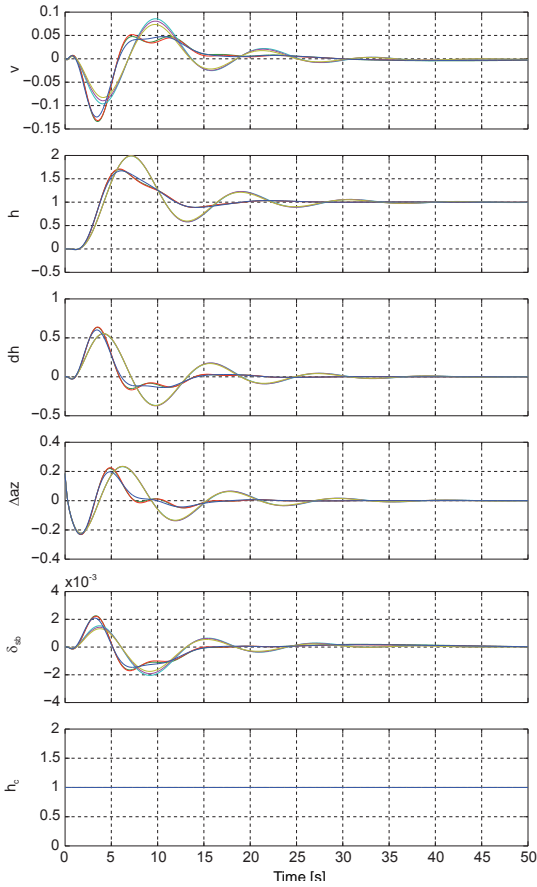
付録図5-4 縦誘導（平衡滑空フェーズ）
速度ステップ応答



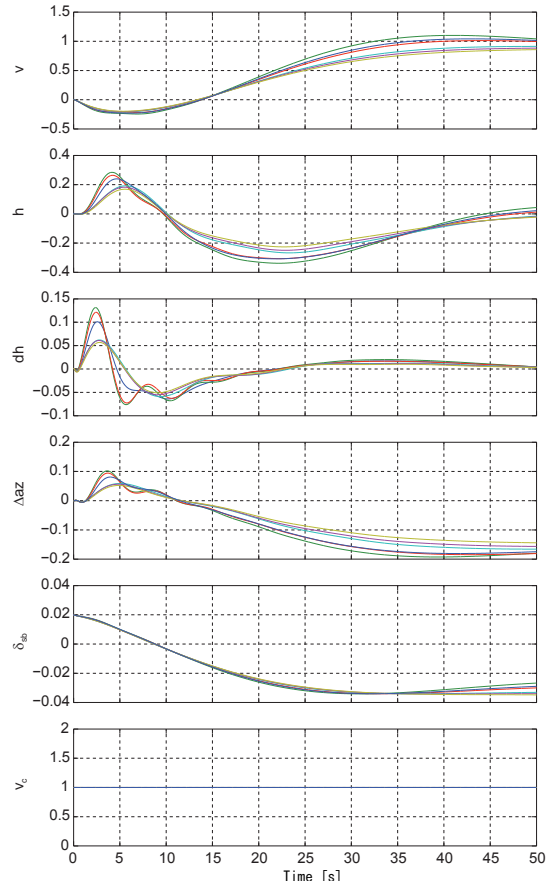
付録図5-5 縦誘導（プリフレアフェーズ）
高度ステップ応答



付録図5-6 縦誘導（プリフレアフェーズ）
速度ステップ応答

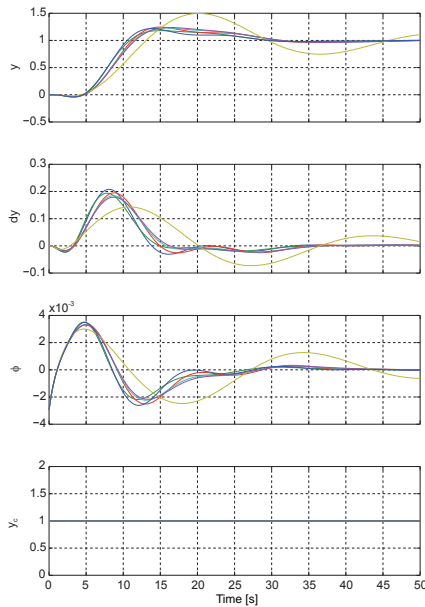


付録図5-7 縦誘導 (緩滑空フェーズ)
高度ステップ応答

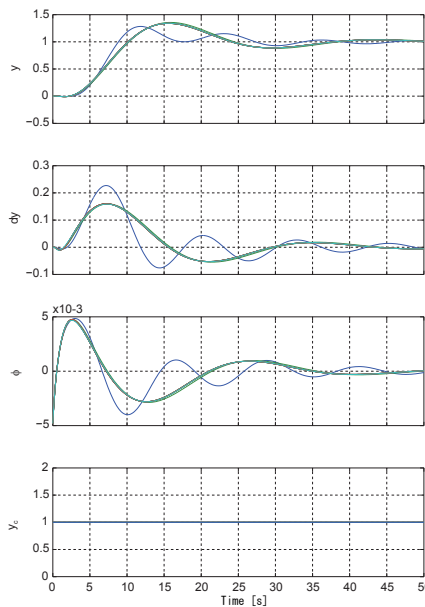


付録図5-8 縦誘導 (緩滑空フェーズ)
速度ステップ応答

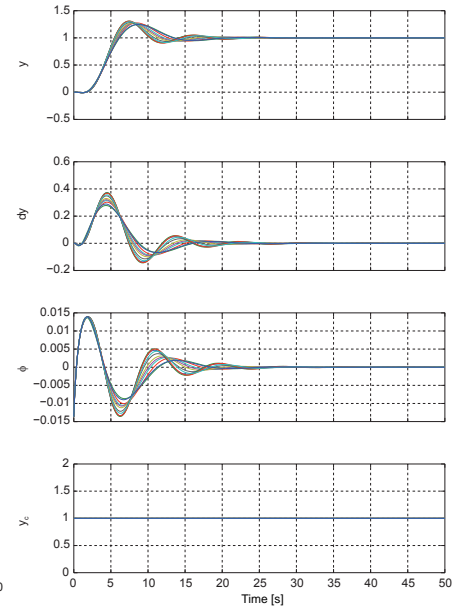
● 横誘導



付録図5-9 横誘導
(軌道補足フェーズ)
横ステップ応答



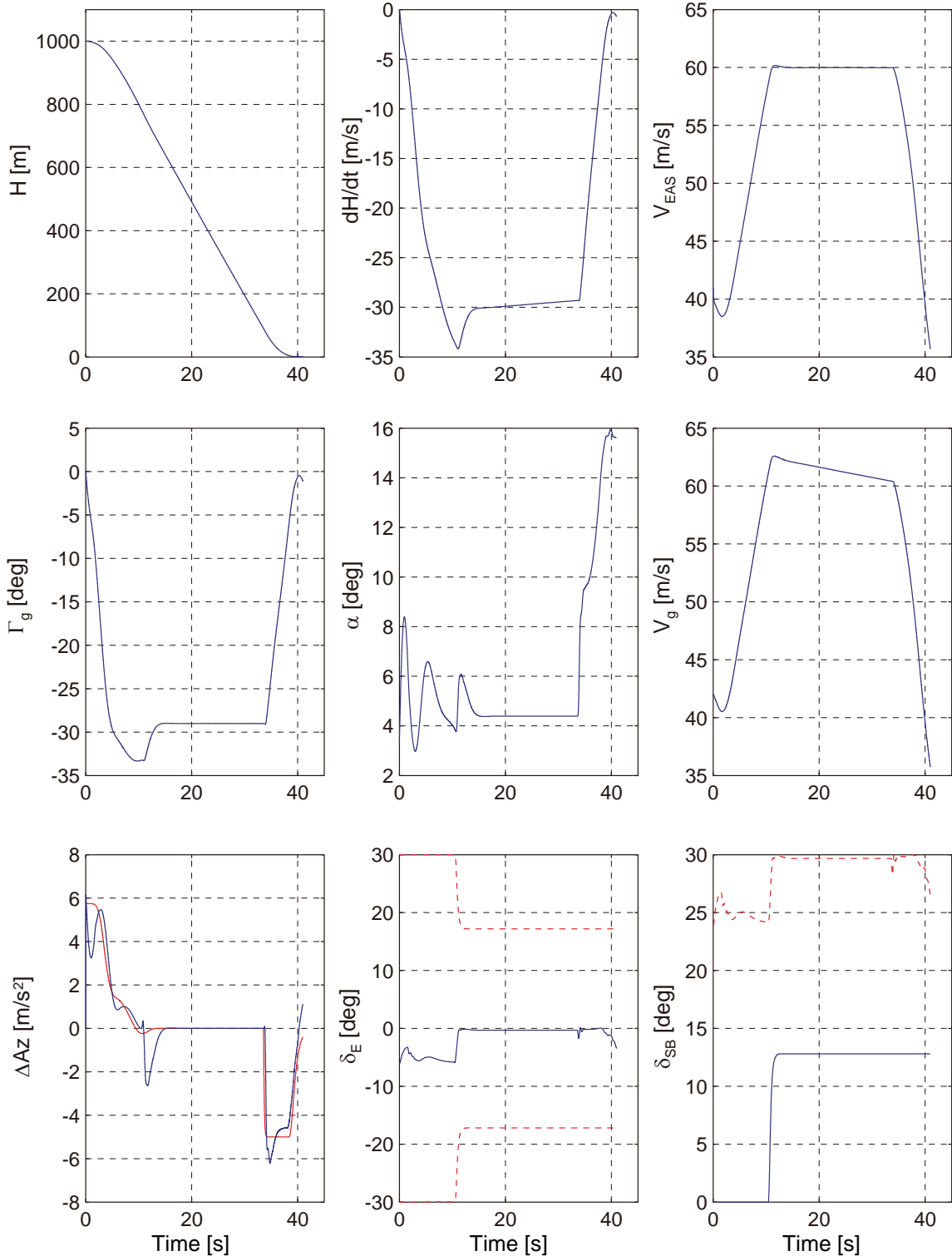
付録図5-10 横誘導
(平衡滑空フェーズ)
横ステップ応答



付録図5-11 横誘導
(プリフレアフェーズ以降)
横ステップ応答

付録6. 基準軌道計算結果

LIFLEX lbxsim Result M33kg 55%LB TG:60m/s, -29deg 09/08/06 GNCPv40e REF



付録図6-1 6DOF基準軌道計算結果

(補足)

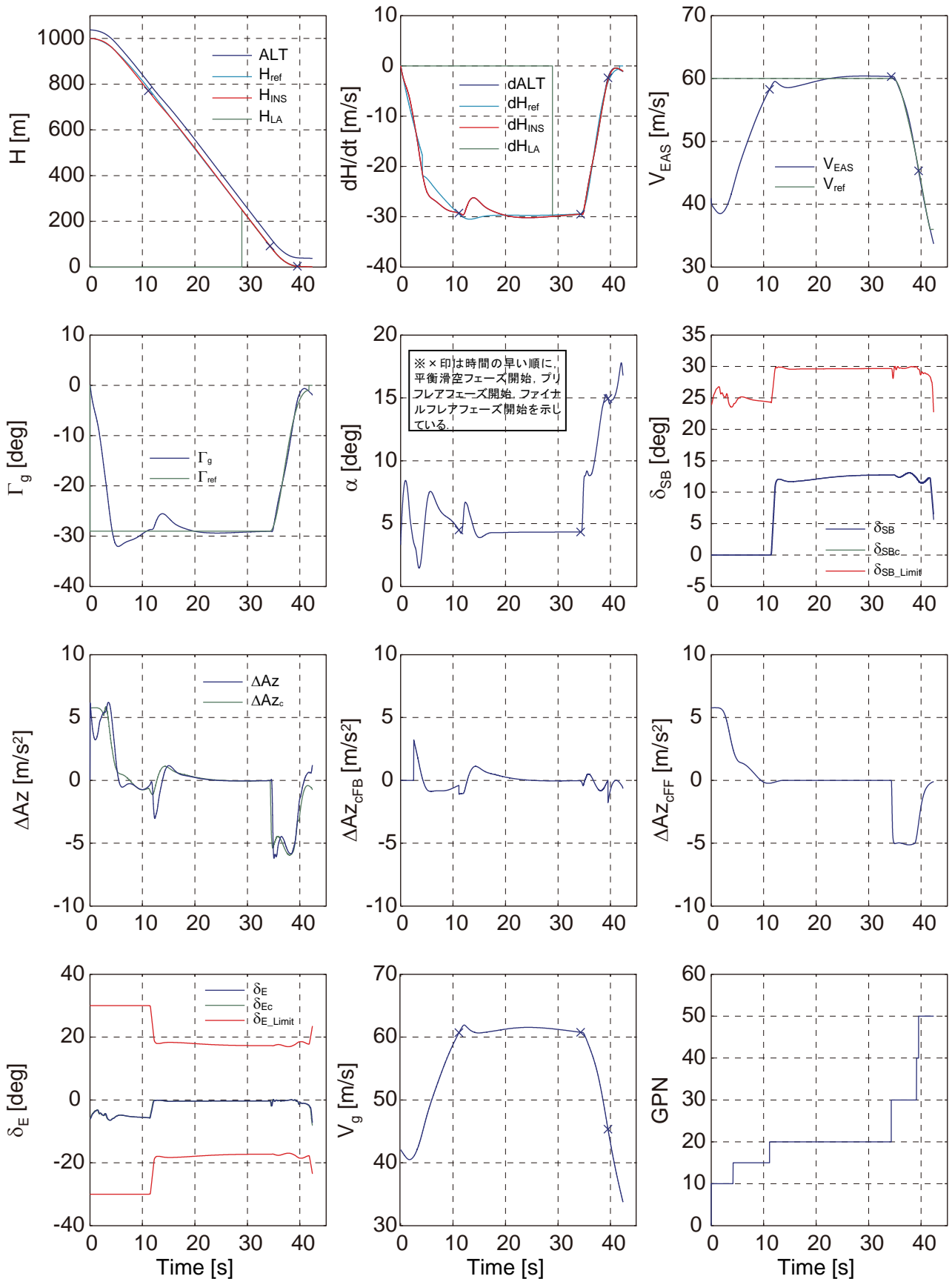
- ΔAZ の赤線は ΔAZ_{OFF} , 青線は実際の ΔAZ .
- δ_E と δ_{SB} の赤点線は操舵限界. δ_E と δ_{SB} はエレボン舵角による組み合わせ操舵の為, 下記の関係で制限される.

$$|\delta_E| + \delta_{SB} \leq 30\text{deg} = |\delta_{evMAX}|$$

但し, エルロン操舵(δ_A)=0の時

付録7. ノミナルシミュレーション結果

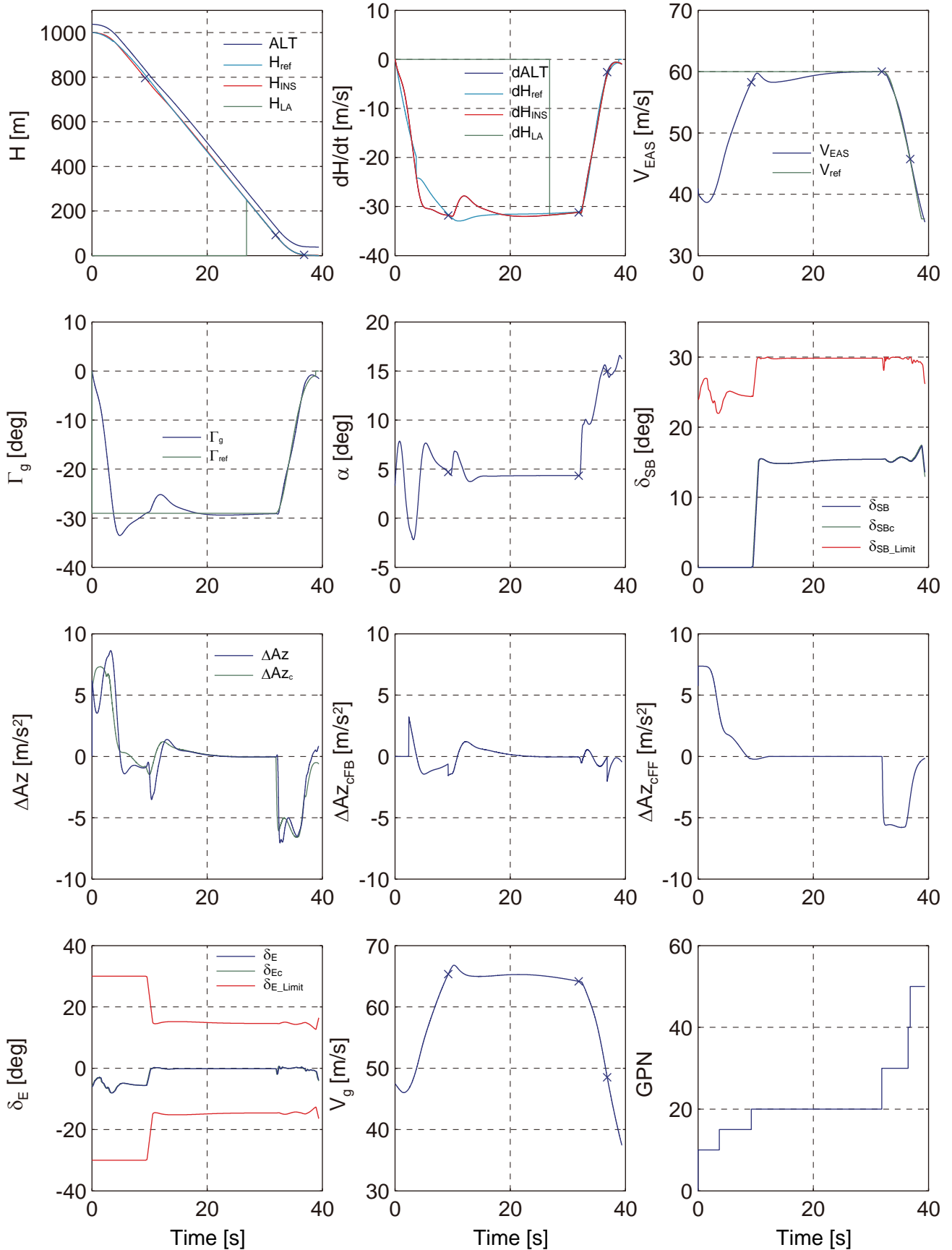
LIFLEX Ibxsim Result M33kg 55%LB TG:60m/s, -29deg 09/09/17 GNCPv44 NOM



付録図7-1 ノミナルシミュレーション結果

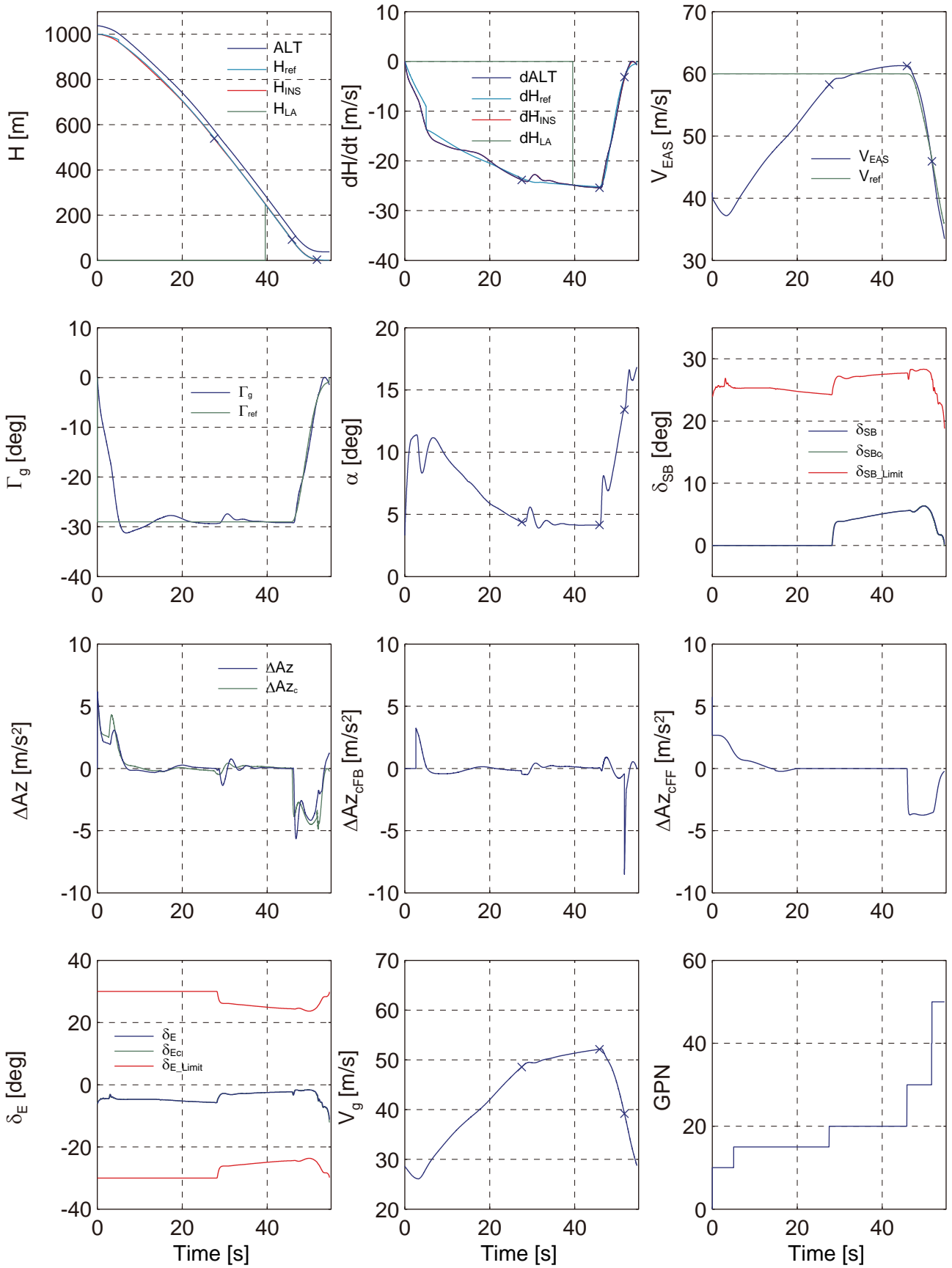
付録8. オフノミナルシミュレーション結果

LIFLEX Ibxsim Result M33kg 55%LB TG:60m/s, -29deg 09/09/17 GNCPv44 TW



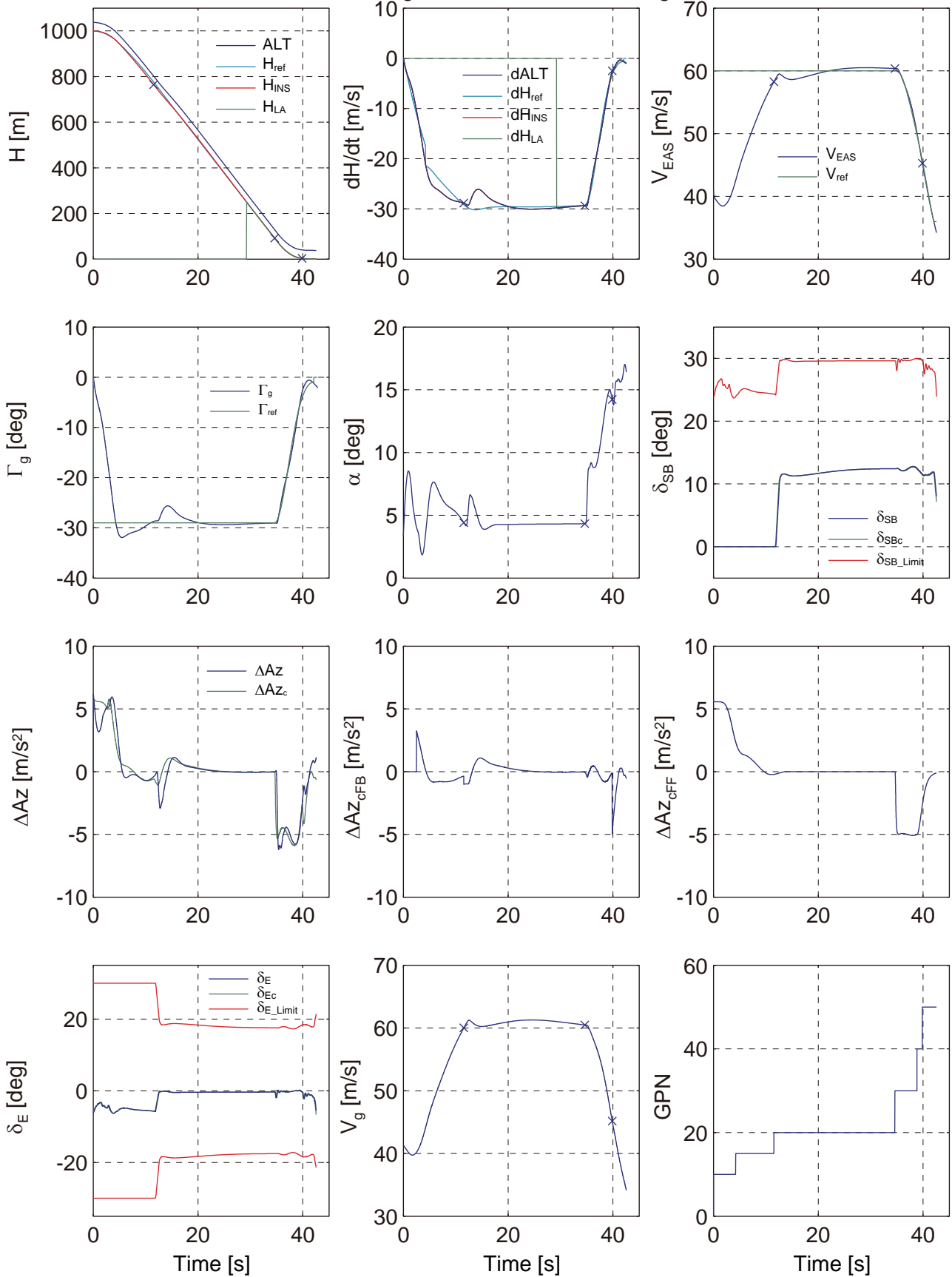
付録図8-1 オフノミナルシミュレーション結果 (Case1: 追い風最大)

LIFLEX lboxsim Result M33kg 55%LB TG:60m/s, -29deg 09/09/17 GNCPv44 HW

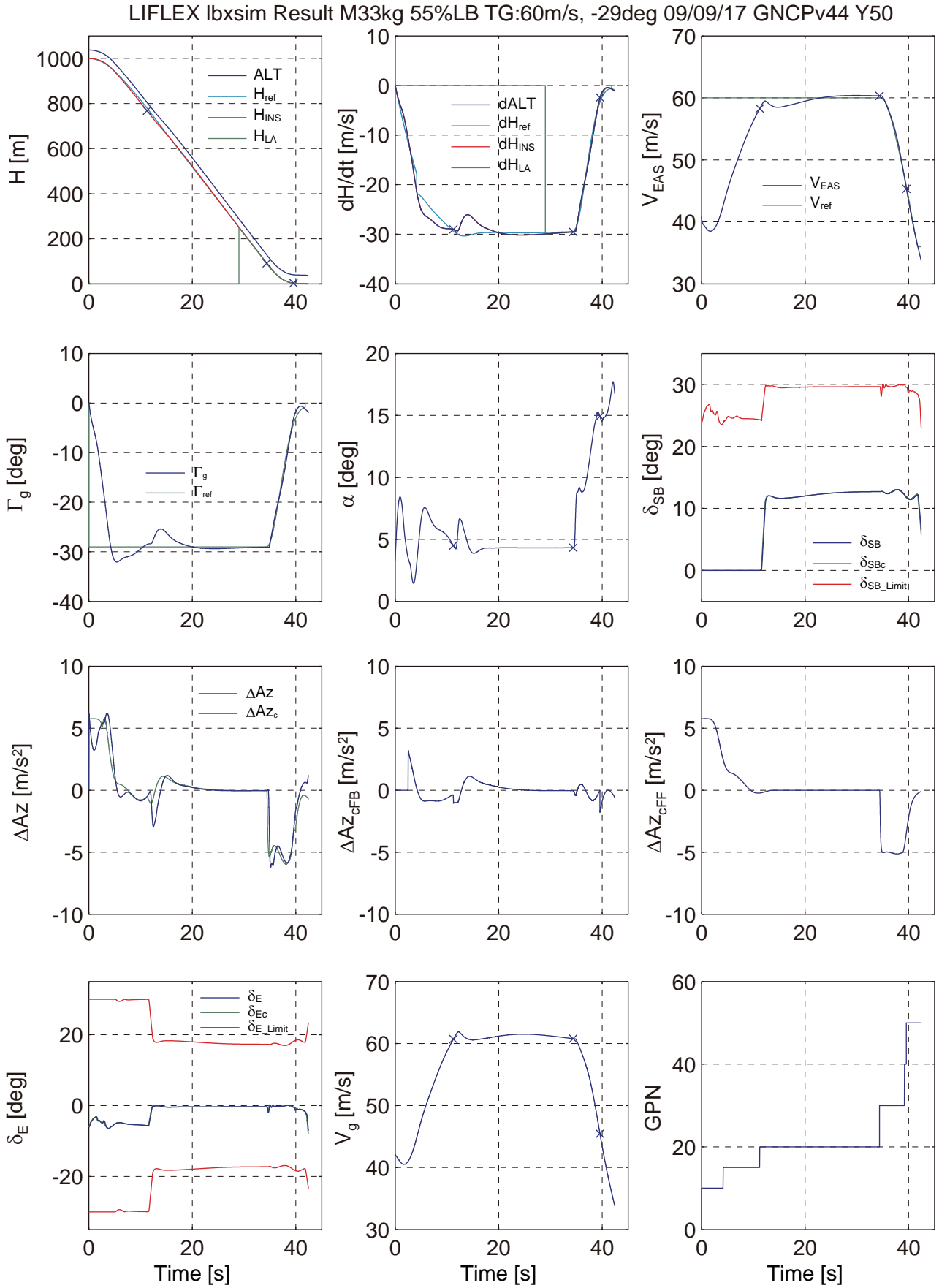


付録図8-2 オフノミナルシミュレーション結果 (Case2: 向かい風最大)

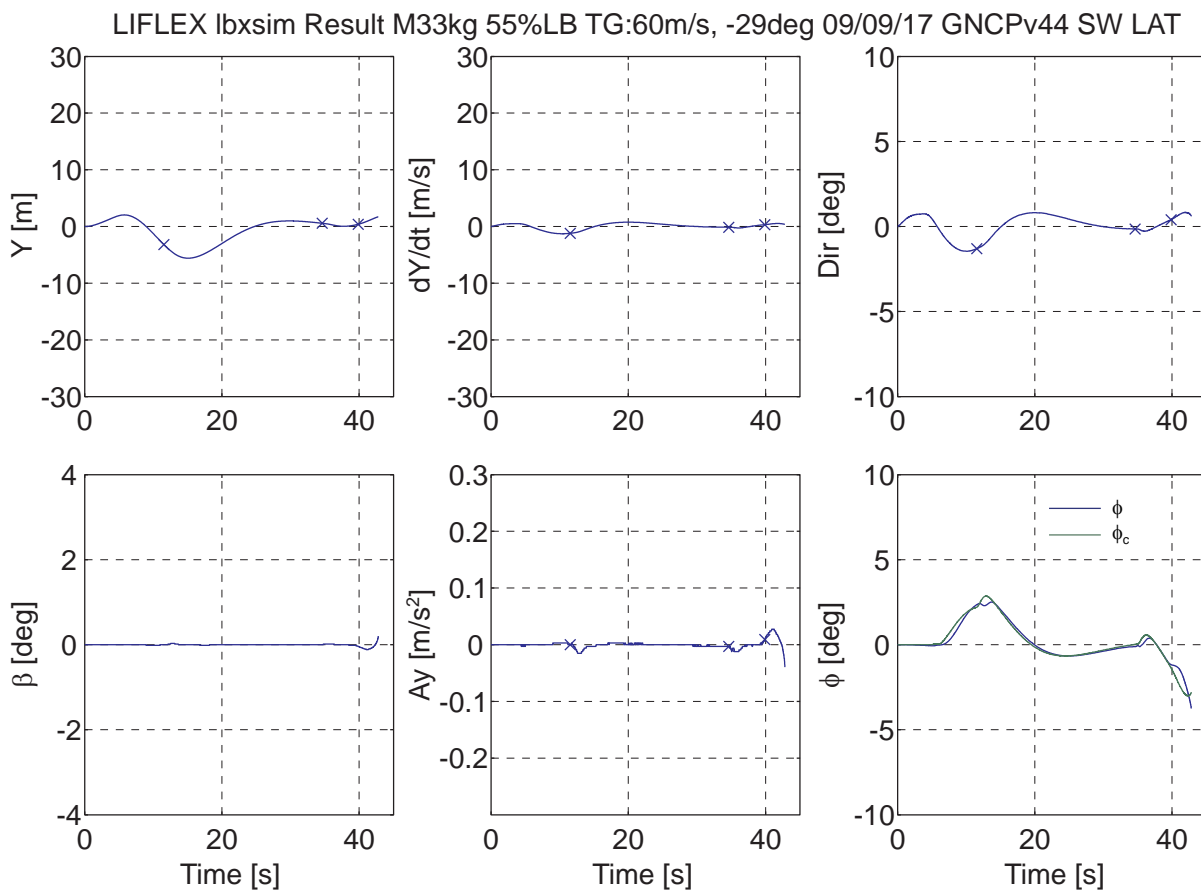
LIFLEX Ibxsim Result M33kg 55%LB TG:60m/s, -29deg 09/09/17 GNCPv44 SW



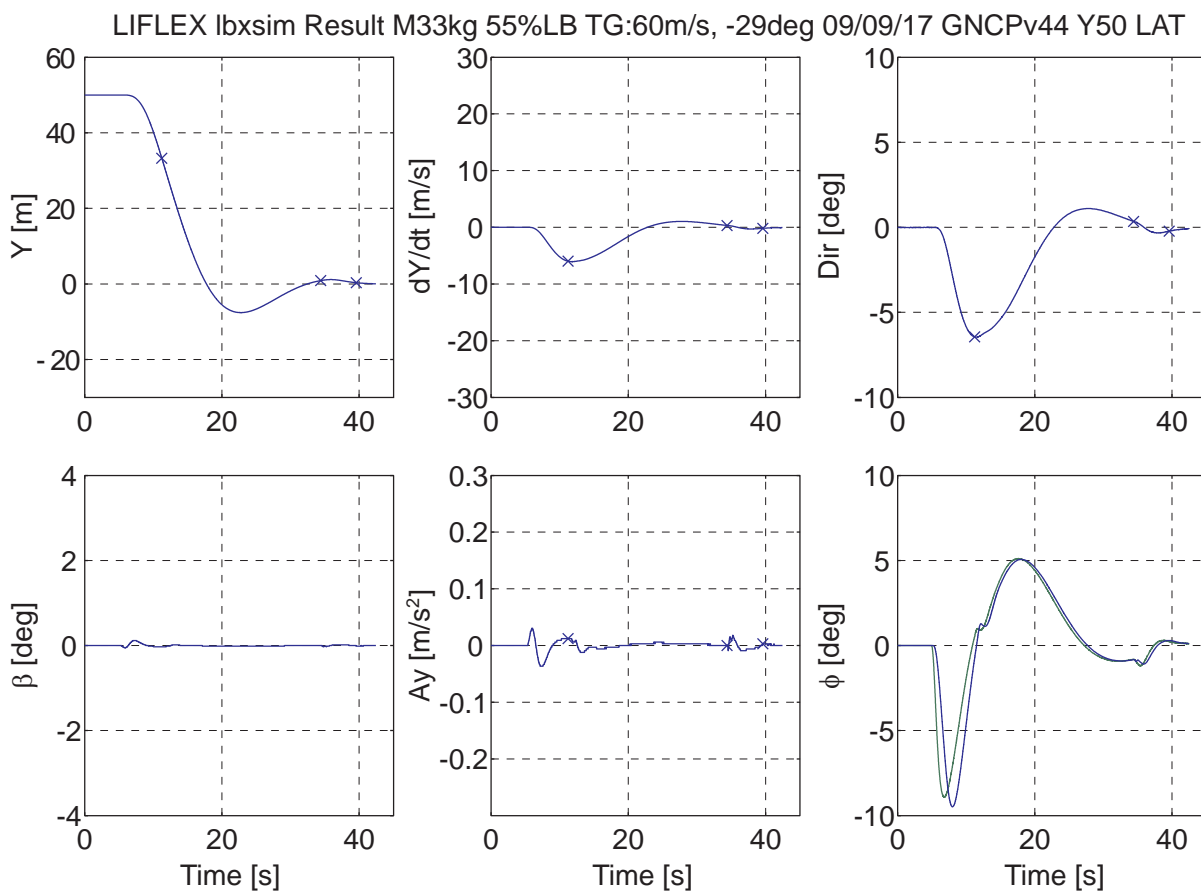
付録図8-3 オフノミナルシミュレーション結果 (Case3: 横風最大)



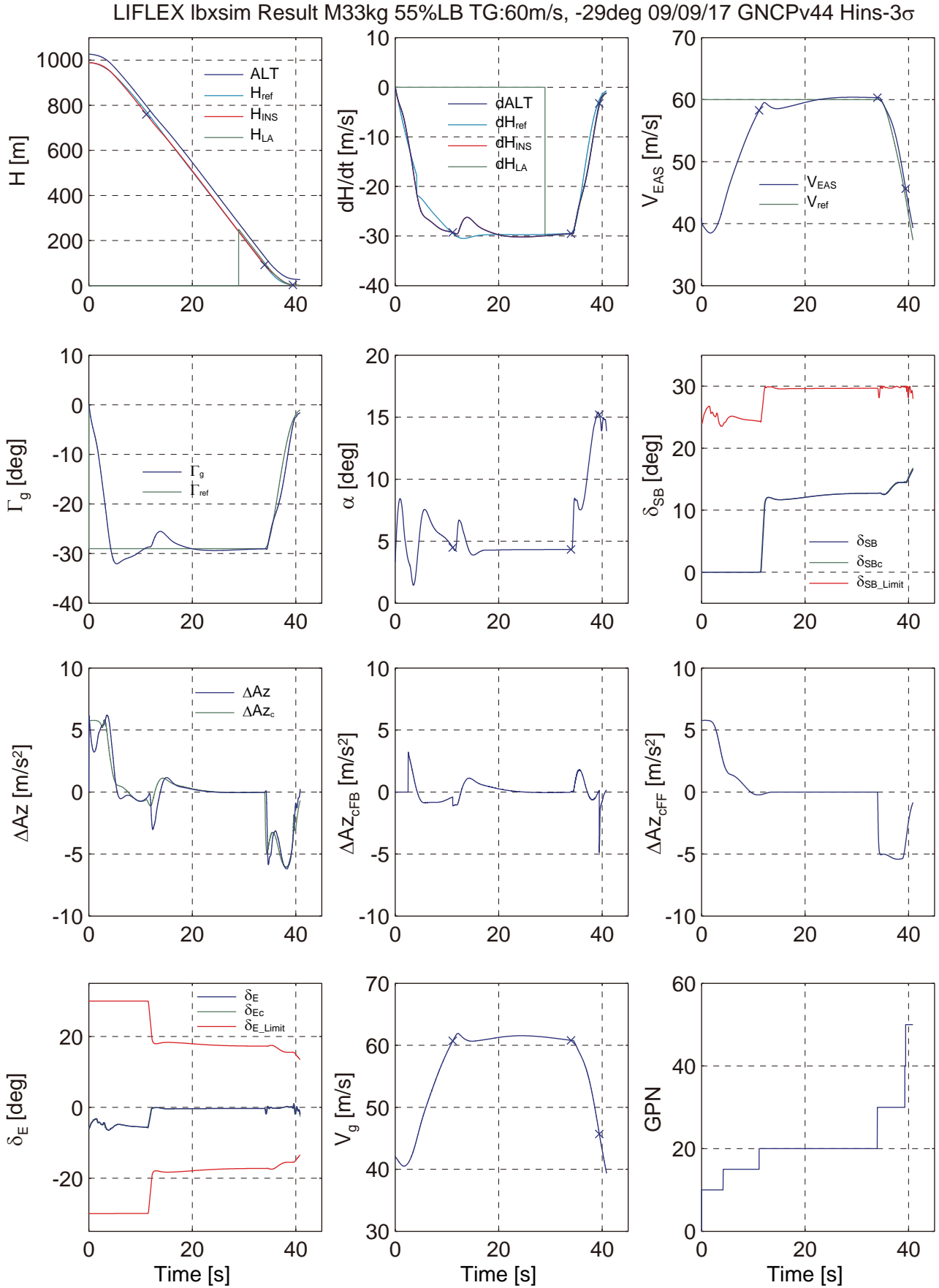
付録図8-4 オフノミナルシミュレーション結果 (Case4: 分離位置横50mオフセット)



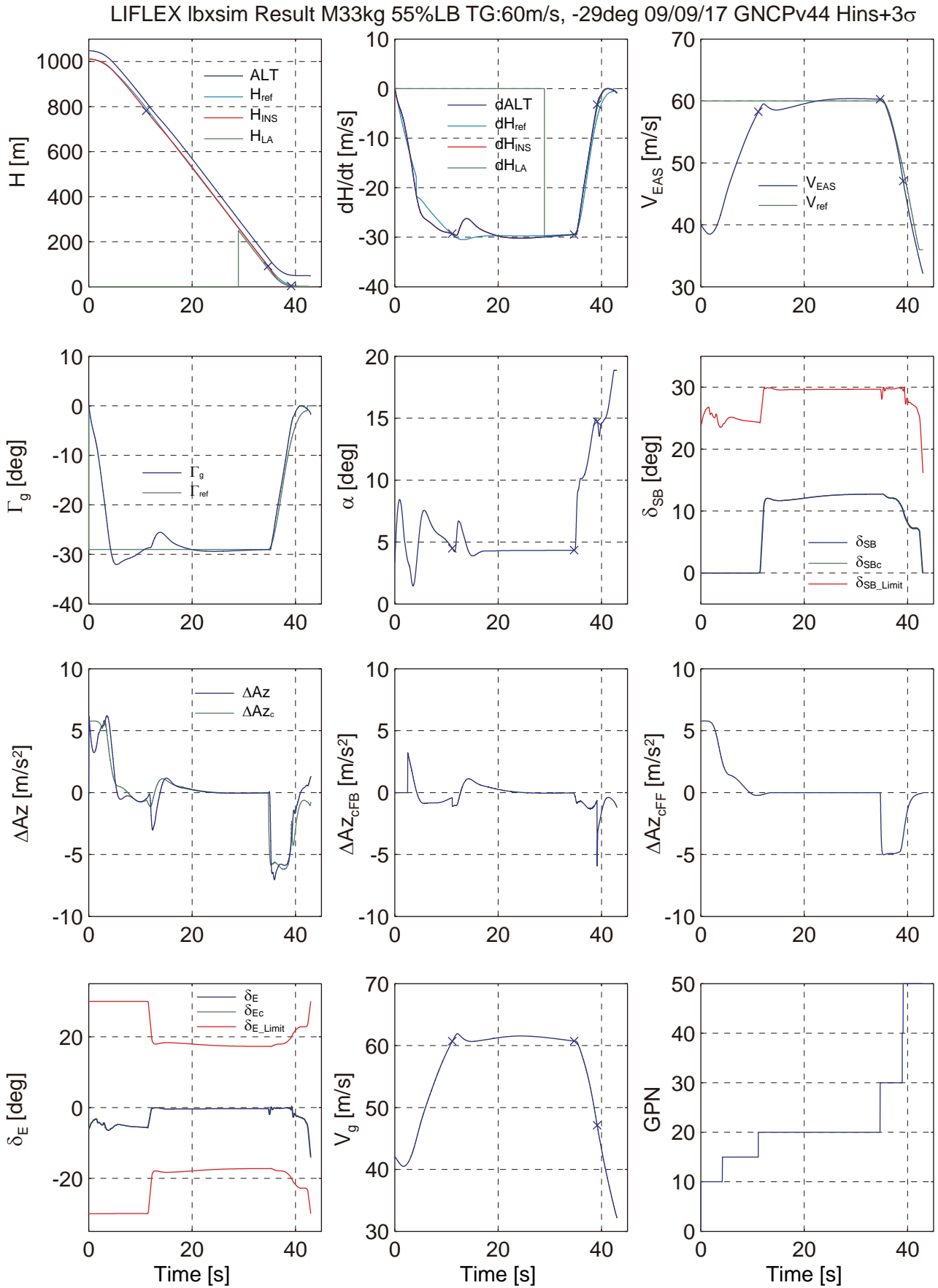
付録図8-5 オフノミナルシミュレーション結果 (Case3: 横風最大) 横パラメタ



付録図8-6 オフノミナルシミュレーション結果 (Case4: 分離位置横50mオフセット) 横パラメタ



付録図 8-7 オフノミナルシミュレーション結果 (Case5: 高度航法出力-3 σ 誤差)



付録図8-8 オフノミナルシミュレーション結果 (Case6: 高度航法出力+3σ誤差)

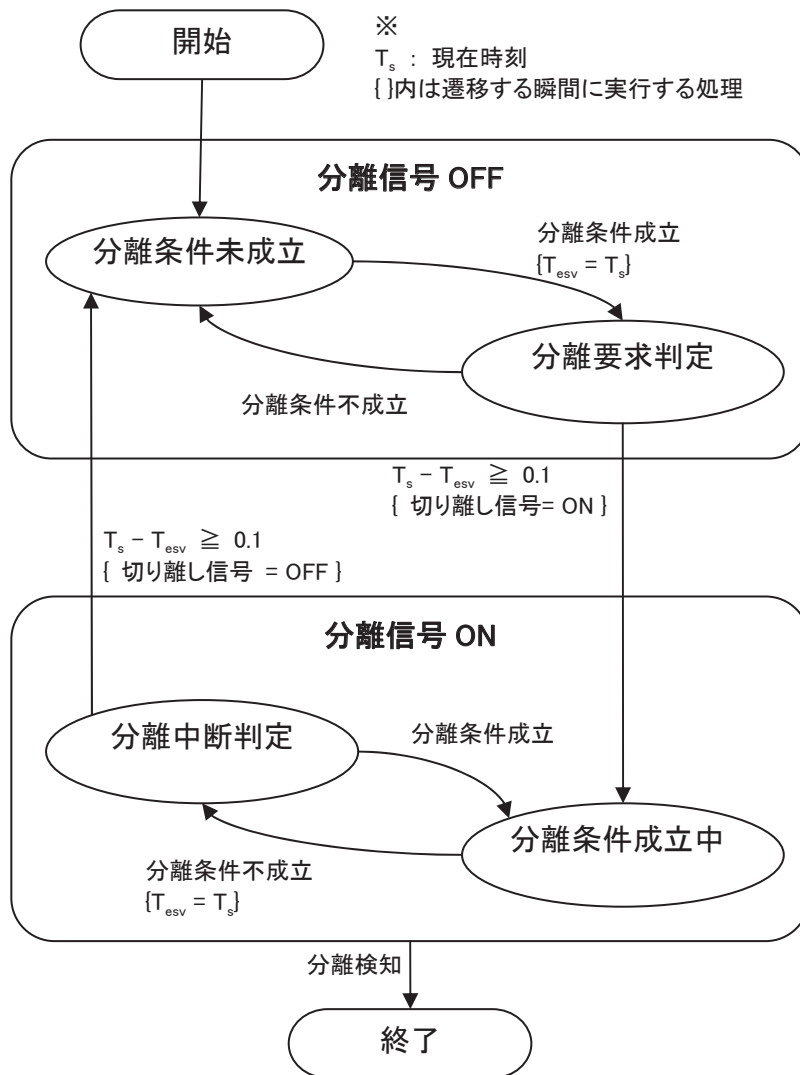
付録9. 分離シーケンス

分離判定では、懸吊飛行中に機体の飛行状態を監視し続け、全ての条件が満たされたときに機体から懸吊装置へ“切り離し指令”を出力する仕様となっている。但し、この判定には付録図9-1分離信号出力状態遷移図に示されるように、計測される状態量に対するノイズやチャタリング防止のため、分離条件を満足する時間が0.1s以上持続することを要求している。

実際の実験は懸吊装置が行う。懸吊装置は機体の“切り離し指令”と母機からの“分離許可指令”が同時に“分離”となった場合に分離機構を作動させ実験機を分離させる。よって、“分離許可指令”が無効の場合には実験機は“切り離し指令”を出力しても分離しない。その為、未分離の状態でも分離判定条件を逸脱した場合は、“切り離し指令”がOFFとなる。

付録表9-1 分離判定条件

| | | | | |
|-------|---|--------------------|---|-------|
| -1700 | < | 位置 x[m] | < | -1600 |
| -50 | < | 位置 y[m] | < | 50 |
| 950 | < | 高度 h[m] | < | 1050 |
| 35 | < | 等価対気速度 VEAS[m/s] | < | 45 |
| -0.09 | < | 方位角 χ [rad] | < | 0.09 |
| -0.09 | < | 経路角 γ [rad] | < | 0.09 |
| -0.09 | < | ロール角 ϕ [rad] | < | 0.09 |
| -0.09 | < | 迎角 α [rad] | < | 0.09 |
| -0.09 | < | 横滑り角 β [rad] | < | 0.09 |
| -0.17 | < | ロールレート p[rad/s] | < | 0.17 |
| -0.09 | < | ピッチレート q[rad/s] | < | 0.09 |
| -0.17 | < | ヨーレート r[rad/s] | < | 0.17 |



付録図9-1 分離信号出力状態遷移図

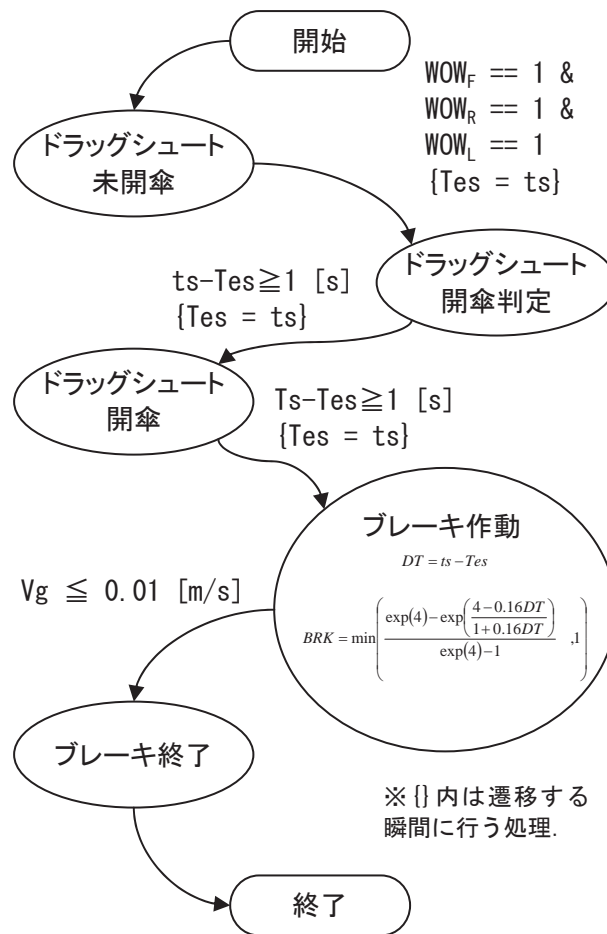
付録10. 地上走行ドラッグシュート放出およびブレーキシーケンス

地上走行におけるドラッグシュート放出とブレーキシーケンスの状態遷移図を付録図10-1に示す。

このシーケンスは誘導制御開始後ドラッグシュート未開傘状態となり、主脚および前脚の全ての接地センサーが接地状態(=1)を検知している状態からその先のシーケンスがスケジュールされた時刻通りに作動するシーケンスとなっている。

ブレーキの作動に関しては、ステップ上のブレーキ操作を行うのではなく、円滑なブレーキ操作を行うように誘導フェーズ間の不連続を回避するフェーダと同様な方法を用いている。

但し、LIFLEXでは地上走行を行う必要がなくなったため、ドラッグシュート放出およびブレーキシーケンス検討に関しては、この状態遷移ロジック案を検討したままで、図に示されている各パラメタ等は未検証となっている。



変数 :

WOW_X : 接地信号

X : F 前脚, R 右主脚, L 左主脚

ts : 時間

Vg : 対地速度

BRK : ブレーキ (0 : 開放, 1 : フルブレーキ)

付録図10-1 ドラッグシュートとブレーキシーケンス