

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

## JAXA Research and Development Report

---

高速飛行実証フェーズ II の実飛行データに基づく誘導制御系評価

鈴木 広一, 塚本 太郎, 富田 博史

2005年7月

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

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

高速飛行実証フェーズIIの実飛行データに基づく  
誘導制御系評価

Evaluation for Guidance and Control System of High Speed Flight  
Demonstrator Phase II Based on Actual Flight Data

鈴木 広一 塚本 太郎 富田 博史  
Hirokazu SUZUKI Taro TSUKAMOTO Hiroshi TOMITA

将来宇宙輸送系研究センター  
Future Space Transportation System Research Center

2005年7月  
July 2005

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



## 目 次

概 要 .....	1
記号, 略号, 添え字 .....	1
1. はじめに .....	2
2. 誘導制御系の概要 .....	3
2.1 誘導制御系の構成 .....	3
2.2 誘導制御則概要 .....	4
3. 誘導制御系評価 .....	7
3.1 飛行実験概要 .....	7
3.2 誘導制御系評価 .....	8
3.2.1 飛行評価 .....	8
3.2.2 設計モデル検証 .....	10
3.2.3 FCP 妥当性検証 .....	21
4. 結論 .....	22
5. おわりに .....	22
参考文献 .....	22
付録. A 3自由度の縦の線形モデルについて .....	23



# 高速飛行実証フェーズIIの実飛行データに基づく誘導制御系評価\*

鈴木 広一\*<sup>1</sup>, 塚本 太郎\*<sup>1</sup>, 富田 博史\*<sup>1</sup>

Evaluation for Guidance and Control System of High Speed Flight  
Demonstrator Phase II Based on Actual Flight Data \*

Hirokazu SUZUKI \*<sup>1</sup>, Taro TSUKAMOTO \*<sup>1</sup>, Hiroshi TOMITA \*<sup>1</sup>

## Abstract

This report describes post-flight evaluation of the guidance and control system of the High Speed Flight Demonstrator phase II, which was tested at the Esrange test site on July 1, 2005. The results of evaluation proved that the guidance and control system satisfied all requirements of the flight experiment. The flight simulation, which was based on the reference mathematical model used in development and design of the vehicle, showed some differences compared with the actual flight. Post-flight evaluation indicated the possibility that the model had errors. Except for the wind model, these errors were within permitted limits. For the wind model, the results could not show whether the wind was real or not. The post-flight evaluation also indicated that more careful construction of the mathematical model and more realistic flight simulation technology are required. Very important knowledge for future vehicle development was obtained in this study.

Key words: High Speed Flight Demonstrator, Guidance and Control, Actual Flight Data

## 概 要

本稿では、2003年7月1日にスウェーデン・エスレンジ実験場にて実施された、高速飛行実証フェーズIIの第1回実飛行データに基づき、実証機の誘導制御系に対する評価結果を報告する。実飛行データによる評価の結果、誘導制御系は課せられた要求条件を全て満足したことが明らかとなった。ただし設計モデルに基づく飛行シミュレーションと実飛行には、若干の相違が認められた。この原因について検討したところ、実証機設計開発で使用した基準となる数学モデルに対し、実際には誤差が存在した可能性があることが分かった。これらの誤差は、風を除き設計開発で想定した誤差の範囲内であった。風については、実際に想定した誤差を超える風に遭遇したのか、あるいは計測器の観測誤差によるものなのか、明らかにはならなかった。また、一部の故障が即飛行破綻に繋がらないよう、故障モードに対する検証や、より忠実に実環境を表現する数学モデルの構築およびシミュレーション技術の必要性が明らかとなった。本稿で実施した解析によって、宇宙往還機のみならず、今後のシステム開発に対し、その設計評価に対して有益な知見が得られた。

## 記 号

		$g$	重力加速度
		$g_0$	海面上重力加速度
		$G_{phase}$	誘導フェーズ
		$H, h$	高度
		$I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}$	機体各軸周りの慣性モーメント
		$I_{xz}$	機体xz平面に対する慣性乗積
		$M$	マッハ数
		$m$	機体質量
		$nz$	機体垂直方向荷重倍数
$a_y, a_z$	機体Y, Z軸方向加速度		
$C_D$	抗力係数		
$C_L$	揚力係数		
$C_m$	ピッチングモーメント係数		
$C_s$	音速		
$DP$	動圧		
$DP1$	引き起こし判定動圧		

\* 平成17年3月9日受付 (received 9 March, 2005)

\* 1 将来宇宙輸送系研究センター 高速飛行実証チーム  
(Future Space Transportation System Research Center)

$P$	大気圧
$p, q, r$	機体各軸周りの角速度
$P_s$	静圧
$P_t$	総圧
$r_E$	地球半径
$S$	代表面積
$T$	大気温度
$U, V, W$	速度成分
$V_e$	対地速度
$V_T$	真対気速度
$v$	重心位置の慣性速度
$X, Y$	誘導座標系(エスレンジ実験場の中心に座標原点を置き、北向きにX軸、東向きにY軸を採った座標系)
$\alpha$	迎え角
$\beta$	横滑り角
$\delta\alpha, \delta e, \delta r$	エルロン, エレベータ, ラダー舵角
$\Phi, \Theta, \Psi$	オイラー角
$\gamma$	経路角
$\kappa$	比熱比
$\rho$	大気密度
$\sigma$	バンク角

## 略号

ADC	Air Data Computer
ADS	Air Data System
DGPS	Differential GPS
EAS	Equivalent Air Speed
FCC	Flight Control Computer
FCP	Flight Control Program
GPS	Global Positioning System
HAC	Heading Alignment Cylinder
INS	Inertial Navigation System

## 添え字

a	対気系
c	コマンド
LH	局所水平座標系
nav	航法系
win	風成分

## 1. はじめに

宇宙航空研究開発機構(JAXA)の前身である航空宇宙技術研究所(NAL)と宇宙開発事業団(NASDA)は、将来の宇宙往還機開発に向けた基盤技術を蓄積するため高速飛行実証を実施した。本計画はフェーズIとフェーズIIから構成されている。フェーズIは、HOPE-XのTAEM

(Terminal Area Energy Management)フェーズから進入・着陸までの飛行技術の実証を目的として、キリバス共和国・クリスマス島のイーオン飛行場において平成14年10月から11月に掛けて実施された。<sup>1)</sup>フェーズIIは遷音速域の空力特性推定技術および誘導制御技術の蓄積を目的として、スウェーデン・エスレンジ実験場において平成15年7月に実施された。フェーズIIは世界的にも殆ど例を見ない、高層気球を用いた実験方式を採用したため、飛行実験は高層気球の打上げ技術に実績のあるフランス国立宇宙研究センター(CNES)との国際共同で実施した。<sup>2), 3)</sup>

図1.1にフェーズIIのミッションプロファイルを示す。実証機は、高層気球によりデータを取得する目標マッハ数に合わせて高度20~30kmまで上昇する。高層気球は高度を制御することはある程度可能であるが、水平面内については制御手段を持たない。打上げ当日の気象観測により、高層気球の上昇経路を予測することは可能であるが、設計段階において分離位置を予測することは不可能である。このような分離条件のもと、図1.2に示すような飛行禁止区域を回避するため、実証機は分離後適切な誘導制御を行いながら加速降下する。実証機は適切なタイミングにより引き起こしを行い、目標とするマッハ数に到達すると、要求された精度内にマッハ数を保持し、全機空力係数、機体表面圧力分布、舵面ヒンジモーメント等の空力特性データを取得する。ここで、実証機のマッハ数を一定に保持するためには、機体に作用する空力抵抗と、速度ベクトル方向の重力成分をほぼ釣り合った状態にする必要がある。実証機の降下に伴い大気密度が濃くなると、空力抵抗が増加する。そこで、空力抵抗と重力成分がほぼ釣り合った状態を維持するため、実証機の迎角を徐々に減少させて抗力係数を減少させる。この結果、一定マッハ数の下で迎角を連続的に変化させた $\alpha$ スweepデータが取得できる。一定マッハ数でのデータ取得後、実証機は最大荷重倍数数で急減速しつつ機動性を向上させ、回収区域へ向かって飛行する。高層気球からの分離点の不確定性を考慮し、実験エリアには直径3kmの円形をした複数の回収区域が設定されている(図1.2参照、各区域に付随する番号は優先順位を表す)。実証機は、飛行中適切なタイミングで自機の到達可能範囲内で最良の(優先順位の高い)回収区域を1点選定する。そして選択した回収区域の中心上空に到達できるように基準軌道を設定し、その軌道に沿って飛行を行う。途中の旋回飛行では、HAC(Heading Alignment Cylinder)と呼ばれる直径7kmの仮想の円筒を設定し、その表面に沿って飛行する。回収区域中心上空に到達した時点で回収系パラシュートを作動させ、機体下面のエアバッグを展開して着地する。分離から接地まで完全自律

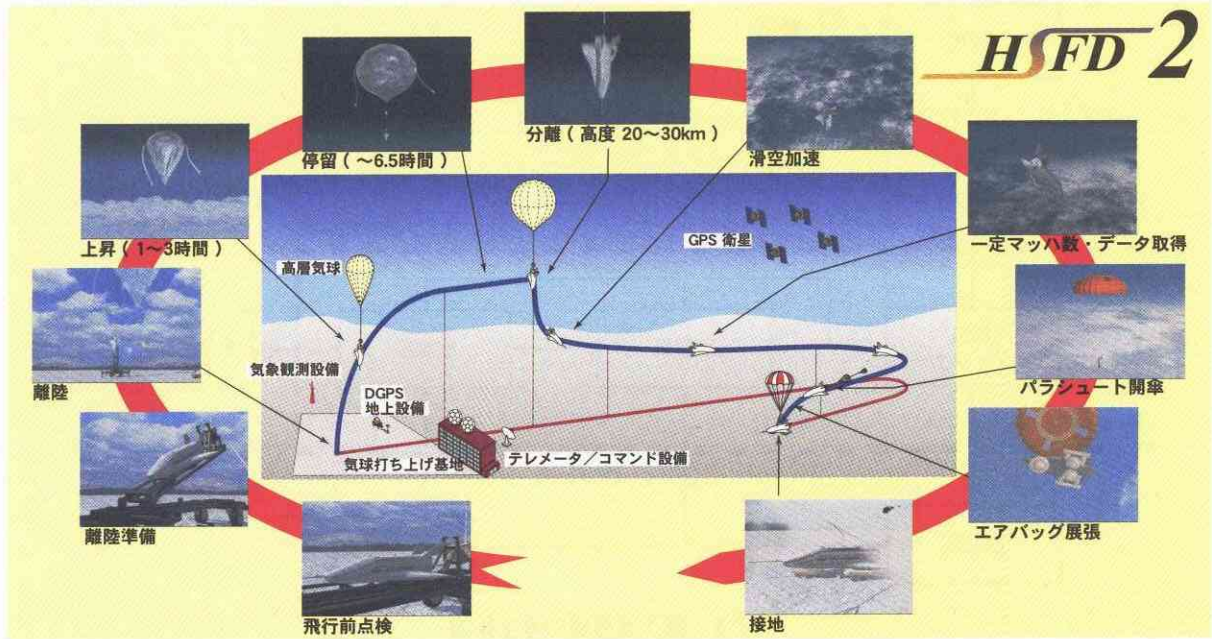


図1.1 高速飛行実証フェーズIIのミッションプロファイル

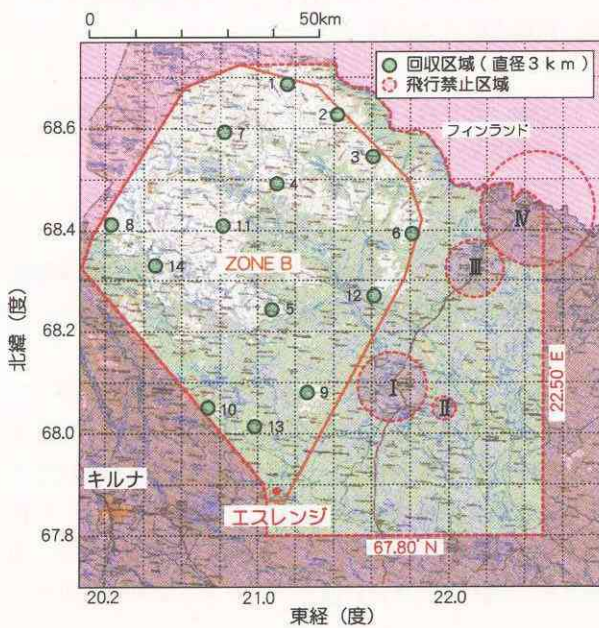


図1.2 エスレンジ実験場

飛行であり、緊急時の回収（パラシュート作動）コマンドもしくは非常措置（飛行中断、機体破棄）コマンド以外は地上からのコマンドは発信しない。

フェーズIIの誘導制御系には、加速降下から引き起こして目標とするマッハ数に到達する過程で、遷音速域での激しい動特性の変化に対応する他

- ・分離位置と回収区域が事前に設定できないため、誘導

- ・制御系の設計で基準となるノミナル軌道が存在しない
- ・空力特性データ取得で要求される飛行環境を高精度で実現する必要がある
- ・高い自律性が要求される

といった厳しい要求が課された。

本稿では、フェーズIIを対象に実飛行データに基づく誘導制御系評価の最終結果を報告する。フェーズIIの誘導制御系設計と飛行前評価に関する詳細は、参考文献4), 5)を参照されたい。ただし、本稿の理解を助けるため、誘導制御系の概要を続く第2章にまとめる。第3章では、平成15年7月1日に実施された飛行実験の概要について述べた後、実飛行データに基づく誘導制御系評価結果を述べる。最後の第4章において、結論を述べる。

## 2. 誘導制御系の概要

### 2.1 誘導制御系の構成

図2.1に航法誘導制御系の全体図を示す。本稿では、図中点線で囲まれた部分を誘導制御系と称する。誘導制御系は、航法系およびADS (Air Data System) インターフェースから入力される飛行情報に基づき、実証機の並進運動（誘導系）と回転運動（制御系）を制御する。この制御は、搭載計算機 (FCC) にインストールされた飛行制御プログラム (FCP) が誘導制御則の計算を実行し、制御舵面となるエレボン/ラダーを駆動するアクチュエータへの制御信号を生成することによって行われる。

本稿において実飛行データに基づいた評価を行うのは、



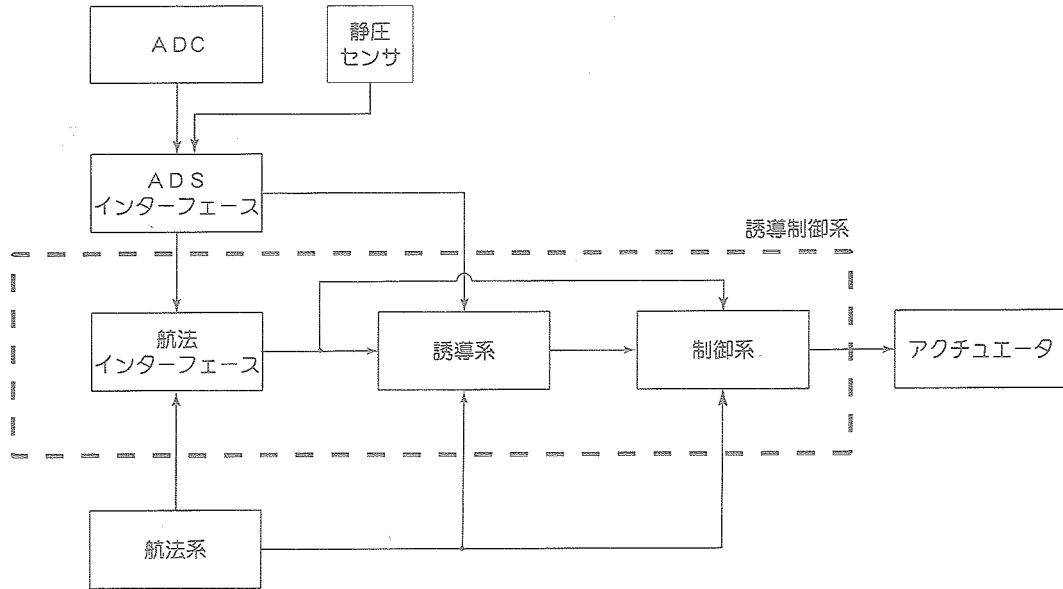


図 2.1 航法誘導制御系全体図

主に誘導制御系の部分であり、他に誘導制御系設計で用いた数学モデルについても一部対象としている。ADS、航法系およびアクチュエータ系の評価については、参考文献2)を参照されたい。

2.2 誘導制御則概要

本節では、FCCに搭載された誘導制御則の概要について述べる。実証機の全飛行は表 2.1 に示した5つの誘導フェーズと、機体回収に向けたシーケンス制御が行われる回収フェーズから構成されている。本稿では、回収フェーズを除いた5つの誘導フェーズによる飛行を対象としている。

誘導系は、各種飛行状態から並進運動を制御するためのコマンドとして、ピッチ角、ロール角、横加速度を制御系に出力する。制御系は、誘導系から入力される姿勢および加速度コマンドを実現するために必要なエレベータ、エルロン、ラダー舵角コマンドをアクチュエータへ

出力する。

以下、本節では後の実飛行データによる誘導制御系評価の理解を助けるため、

- ア) 加速、釣り合い投入フェーズにおける縦の誘導
- イ) 帰投フェーズにおける誘導
- ウ) 姿勢制御則の基本的な構成

の項目について誘導制御則の概要を述べる。誘導制御則の詳細については、参考文献4)を参照されたい。

- ア) 加速、釣り合い投入フェーズにおける縦の誘導
 

通常の航空機では、上昇・巡航・下降というように、ある状態を維持する飛行フェーズ（巡航）と、ある状態からある状態へ遷移する飛行フェーズ（上昇、下降）が存在する。実証機の誘導フェーズも維持（加速フェーズ、姿勢保持）、遷移（釣り合い投入フェーズ）、維持（一定マッ

表 2.1 誘導フェーズ構成と誘導則概要

誘導フェーズ	縦の誘導	横 / 方向の誘導
加速	一定ピッチ角（ $-80$ 度）で降下	飛行禁止区域を回避するよう飛行方位角制御
釣り合い投入	引き起こして一定迎え角（ $13$ 度付近）を保持して飛行することにより準静的な状態でマッハ数保持可能な飛行条件に投入	
一定マッハ数	一定マッハ数を保持し、 $\alpha$ スweep実施	分離位置に応じた仮想目標点に向かって飛行
減速	荷重倍数制限内での引き起こしを行って減速	縦面内の飛行保持
帰投	一定経路角で降下するための基準軌道を設定。この軌道に沿って降下。	目標回収点を選択し、適切な飛行状態で回収点に到達するよう、円弧と直線で構成した基準軌道を設定。この軌道に沿って飛行。

ハ数フェーズ, マッハ数保持), 遷移(減速フェーズ), 維持(帰投フェーズ, 経路角保持)といった飛行状態の構成から成る。本実証機で最も重要な要求はマッハ数保持であり, このためには釣り合い投入フェーズの遷移を如何にして決定するかが重要である。特に, 運動方程式の非線形性を考慮に入れて, 開始時の条件や遷移時の誘導則を考慮する必要がある。実証機では, 次のような考え方にに基づき, 加速, 釣り合い投入, 一定マッハ数フェーズの誘導則を設計した。

説明の都合上, 一定マッハ数フェーズの誘導則から述べる。高度 11km 以上の等温層(成層圏)では音速がほぼ一定であるので, マッハ数を保持することは対気速度を一定に保つことに等しい。機体の縦面内並進運動は, 次式で記述される。

$$\dot{v} = -g \sin \gamma - \frac{\rho(h)v^2 SC_D(M, \alpha)}{2m} \quad (2.1)$$

$$v \dot{\gamma} = -g \cos \gamma + \frac{\rho(h)v^2 SC_L(M, \alpha)}{2m} \quad (2.2)$$

$$\dot{h} = v \sin \gamma \quad (2.3)$$

ここで, 速度一定の飛行を考えると(2.1)式より

$$-mg \sin \gamma - \frac{1}{2} \rho(h) \cdot c_s(h)^2 M^2 SC_D(M, \alpha) = 0 \quad (2.4)$$

$C_s$ は音速(高度の関数)である。したがって, マッハ数  $M$  を目標マッハ数(本節では目標マッハ数 1.2 の場合を例にとる)に固定し, 高度  $h$  と経路角  $\gamma$  を与えれば, 上式を  $\alpha$  について解くことによって速度変化率が 0 になるような迎え角  $\alpha$  が定まる。即ち, ひとたびマッハ数が目標値になったならば, 上式を満たす迎え角  $\alpha$  を取り続けることによって目標マッハ数を維持することができる。

逆に迎え角を与えれば, 速度変化率が 0 になるような高度  $h$ , 経路角  $\gamma$  の組合せは  $h$ - $\gamma$  線図上で一本の曲線を与えるので, これが各点で一定マッハ数を維持するために取るべき迎え角の等高線となる。図 2.2 の青い一点鎖線は, このようにして描いた迎え角の等高線である。マッハ数保持フェーズでは基本的にはこの迎え角をコマンドとし, フィードバックにより誤差を補償すればよい。

釣り合い投入フェーズでは, 引き続き一定マッハ数フェーズにおいて  $\alpha$  スイープをできるだけ静定した状態から開始したいことから, 一定の迎え角を保持して経路の引き起こしを行うものとした。また, 10度以上の迎え角から  $\alpha$  スイープを実施するため, このときの迎え角を 13度 に設定している。釣り合い投入フェーズで 13度の一定迎え角で飛行し, 目標マッハ数に達した瞬間に, 迎え角 13度の等高線上に乗っていればスムーズにマッハ数保持に移行することができる。即ち, この迎え角 13度の等高線は釣り合い投入フェーズの終端でとるべき飛行条件を規定している。そこで, この線上の点を終端条件とするような, 迎え角 13度一定の一連の飛行軌道を描くと図 2.2 中の赤い点線のようにになる。加速フェーズで降下中の実証機が, いずれかの軌道に乗ることができれば, 一定迎え角 13度を保持することで自然に一定マッハ数フェーズの開始条件に達することができる。

一方, 分離高度を変えて  $-80$ 度一定のピッチ角で降下するシミュレーションを行うと, 図 2.2 の緑の実線の軌道が得られる。そこで, 加速と釣り合い投入の 2種類の軌道をうまく乗り換えることができればよいことになるが, ここで縦面内の運動の状態を一意に決定するには, 3つの状態量を指定することが必要であることに注意しなければならない(縦面内の 2次元運動の状態は位置, 速度各 2つの 4つの状態量を指定することで決定される。いまの場合は水平方向の位置が異なっても同じ状態とみなすので, 1つ減って 3つの状態量を指定すればよい。例えば高度, 経路角, マッハ数を指定すれば状態が一意に決まる)。従って, 単に  $\gamma, h$  が一致した点で軌道乗り換えることはできない。そこで二つの曲線群の交点で, さらにマッハ数も一致するようなポイントを探すと図 2.2 の黒い太線となる。この線を引き起こし判定線と呼ぶ。そうすると, 実験機を分離後ピッチ  $-80$ 度一定で降下させ, 引き起こし判定線を横切る瞬間に迎え角を 13度 に引き起こせば, スムーズに軌道に移行できる。

実際には瞬間的に迎え角を変化させることはできないため, その分の遅れを考慮して 3次元 3自由度のシミュレーションを行って適切な引き起こしタイミングを求めた。そして得られたデータを多項式近似することによって, 引き起こし判定線を作成した。なお, 大気密度等の誤差の影響を排除するため, 引き起こし判定線を動圧一

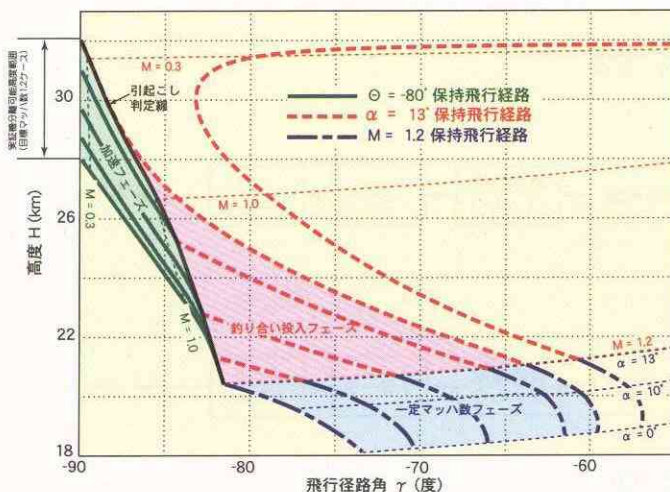


図 2.2 縦誘導則の設計について

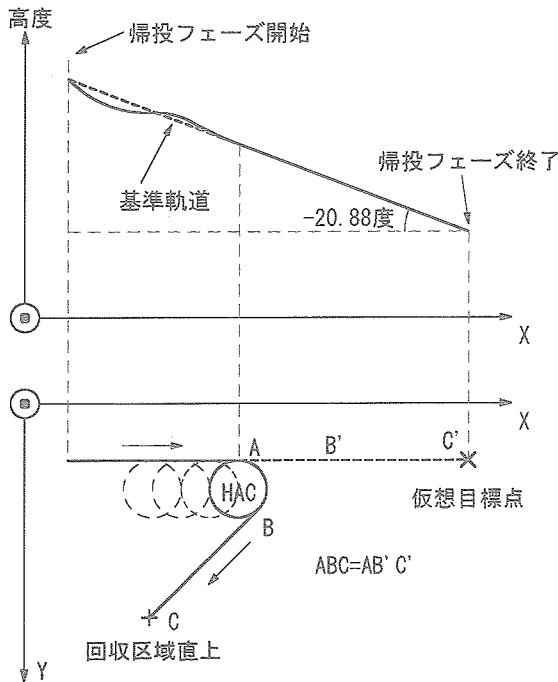


図 2.3 帰投フェーズの誘導側について

マッハ数線図上に変換し、それを引き起こし判定動圧  $DP1$  として引き起こしの判定を行っている。

ここで決定された迎え角は、座標変換によりピッチ角コマンドに変換される。一方、分離から釣り合い投入フェーズまでは、飛行禁止区域を回避するため横/方向系の誘導を行っている。そのため縦と横/方向の運動が干渉し、縦の運動のみを考慮した迎え角のコマンド変換

では、一定マッハ数飛行を行うために必要な飛行環境を十分な精度で実現できなかった。このため、迎え角コマンドをピッチ角コマンドに変換する際には、横/方向の運動の影響を考慮している。また、オイラー角の特異点を避けるため、ピッチ角には $-80$ 度の下制限を課している。

イ) 帰投フェーズの誘導

実証機回収のため、帰投フェーズではその終了時点において所定の位置、速度を達成しなければならない。この要求を達成するため、帰投フェーズの誘導は、誘導終了時の目標高度を設定し(平面内位置は回収点直上)、ここから経路角一定の基準軌道を作成する。経路角一定の軌道を追従することによって、最終的には平衡滑空状態に落ち着くものと期待でき、速度の要求に応えることが出来る。この経路角は、次のように設定した。マッハ数  $0.45$  以下の低速では空力特性は一定である。揚力曲線のフロントサイド側での飛行を要求して迎え角上限を  $12$  度、誘導終了時の EAS 制限から迎え角下限を  $6$  度とした(これ以下だと平衡滑空時 EAS が制限値を超過する)。一定経路角は、両迎え角の揚抗比に対応する経路角の中間値 ( $-20.88$  度) を採用した。

帰投フェーズへ移行すると、縦の誘導則は現在の高度から一定経路角で飛行する基準軌道を設定し、誘導終了時目標高度になるまでの飛行レンジを予測(飛行レンジ = 現在高度 /  $\tan$  (一定経路角) として算出)する。同時に横の誘導は帰投フェーズ開始時の飛行方位と自機位置

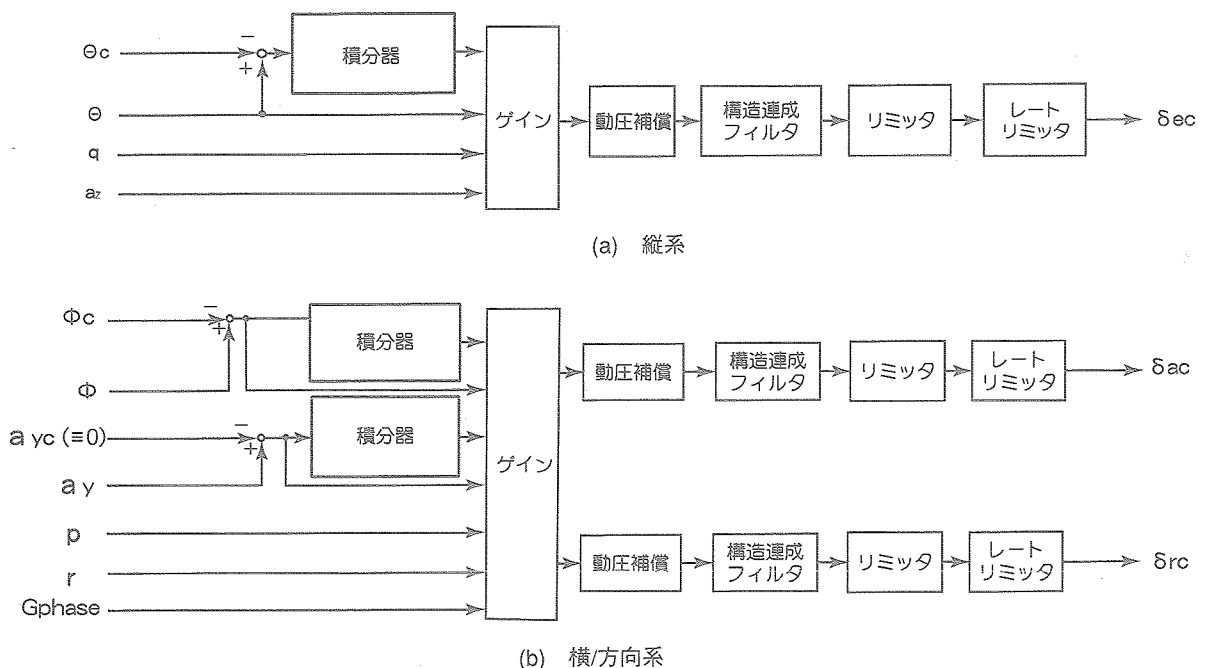


図 2.4 姿勢制御則概要

を基に、各回収区域への最短飛行距離を計算し、到達可能で地上条件の最も良い回収区域を選び出す(回収区域は予め地上調査が行われ、優先順位が付けられている)。選択された回収区域に対し、推定された飛行レンジで到達するよう飛行経路を構成する必要があるが、これをできるだけ簡単に実現するため、以下のようなロジックを考案した。

実証機は、帰投フェーズ開始後、横/方向の安定性が確保できるマッハ数0.75まで直進する。その後適切な位置に到達したところでHACと呼ばれる仮想的な円柱にそって旋回し、その後再び直進して目標点に向かう。このHACの位置を前後にずらすことによって飛行レンジを連続的に調節することができる。実証機は、最初の直進飛行中、時々刻々その瞬間に旋回を開始した場合の飛行レンジと残りの予測レンジとを比較して、両者が一致したときに旋回を開始する。図2.3にこの様子を示す。

ウ) 姿勢制御則の基本的な構成

縦、横/方向系ともにコマンド追従のサーボ系を構成し、動圧補償を考慮した。またマッハ数0.9を超える速度域では、マッハ数に対するゲインスケジュールを併用している。詳細については、参考文献4)を参照されたい。図2.4に姿勢制御則の概要図を示す。

3. 誘導制御系評価

3.1 飛行実験概要

飛行実験は、平成15年7月1日にスウェーデン・エスレンジ実験場にて実施された。目標マッハ数は0.8が選択された。気球上昇中、高度約5km(放球(打上げ)後約12分)からGPS受信不良が発生し、その後、航法系はGPS-慣性複合航法から慣性航法に切替わった。以後、実証機の飛行が終了するまで、GPS受信が復帰することはなかった。

表3.1及び図3.1, 3.2は、飛行中のイベント表と飛行軌道である。分離後時間29秒から40秒以上に亘り一定マッハ数フェーズが行われた。その後減速フェーズを

表3.1 第1回飛行実験のイベント表

イベント	分離後時間 (s)
分離 (高度 21.3km)	0
一定マッハ数フェーズ開始 (M0.8)	29
減速フェーズ開始	75
帰投フェーズ開始	82
HAC 捕捉	127
最終進入	148
回収フェーズ開始	256
接地	318

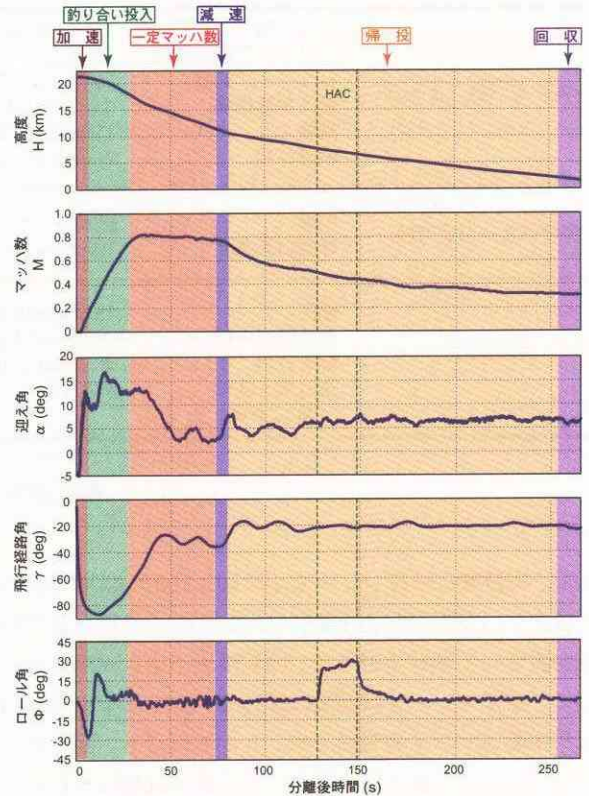
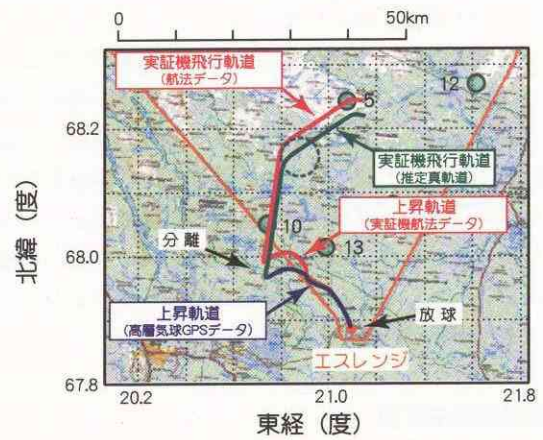
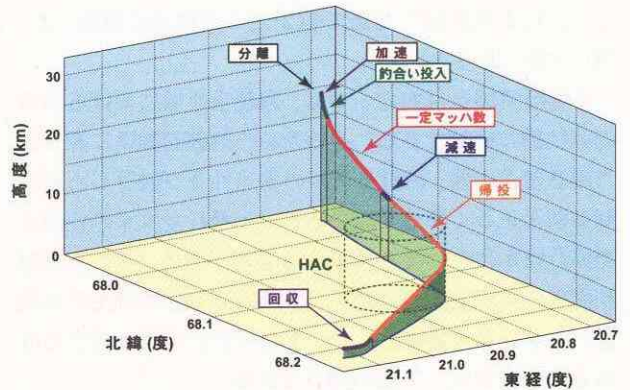


図3.1 第1回飛行実験の時系列データ



(a) 放球～接地 (平面図)



(b) 分離～接地 (3次元)

図3.2 第1回飛行実験の軌道

一定マッハ数フェーズ	マッハ数	1.2、1.05 or $0.8 \pm 0.03$
	$\alpha$ スweep継続時間	10秒以上
一定マッハ数フェーズ	$\alpha$ スweep範囲	10度以上~2.5度以下
	迎え角変化率	$\pm 2$ 度/秒以内
	高度	11km以上 (静圧22.7kPa相当)
	横滑り角	$\pm 2$ 度以内 (要求ではなく目標)
帰投フェーズ終了時	位置 等価対気速度	回収コーン (右図) 内 103m/s以下
全飛行中	動圧	15.68kPa以下
	垂直荷重倍数	-1.0g~+3.5g
	横滑り角	$\pm 5$ 度以内 (要求ではなく目標)
	飛行禁止区域 (図1.2参照)	侵入不可

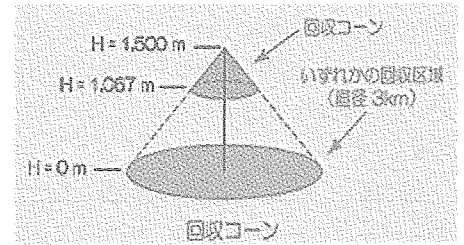


図 3.3 航法誘導制御系に対する要求条件

経て、実証機は帰投フェーズ中に図3.2(a)の#5回収区域を選定し、回収区域に到達するためのHAC位置と基準軌道を設定して飛行を行った。回収区域上空に到達した時点で、誘導フェーズは回収に移行し、FCCは予定通り回収系作動コマンドを発信した。しかしながら、回収系パラシュートに作動不良が発生したため実証機は飛行を続け、接地時に破損した。このため、飛行実験は1回の飛行で中断されている。実証機からのテレメータ受信は、分離から314秒後に終了した。

図3.2(a)には、航法データによる実証機の飛行軌道を赤線で、実飛行後に推定された真の飛行経路を緑線で示した。航法データには慣性航法による誤差が蓄積しており、推定真軌道と比較して、水平面内で概ね3km程度の誤差が認められた。実飛行中の誘導制御系は航法データが正しいものとして、実証機を#5回収区域の中心へ誘導している。しかしながら、実証機は航法誤差により、実際には#5回収区域の南方を飛行した。

### 3.2 誘導制御系評価

高速飛行実証フェーズIIの誘導制御系は、設計モデルの構築<sup>6)</sup>、それに基づく誘導制御系設計<sup>4)</sup>、シミュレーションによる評価<sup>5)</sup>を経てFCPとして機体に搭載され、飛行実験に供された。

本実証実験の目的の一つは、遷超音速域における誘導制御技術の検証である。そのため、誘導制御系に課された設計要求の他、設計モデルの妥当性及び設計した誘導制御系が正しく製造・開発され、実飛行で本来の性能を発揮したかについても検証する必要がある。そこで誘導制御系に対する評価の項目を、飛行評価、設計モデル検証、FCP妥当性検証とした。それぞれの項目に対する評価方法の概要は、下記の通りである。

飛行評価 ; 実飛行時に機体が検知していたデータ

により、誘導制御系に課された設計要求が達成できたか評価する

設計モデル検証 ; 飛行実験当日の気象データ、実飛行後の解析結果等を用いて、誘導制御系設計モデルの検証を行う

FCP妥当性検証 ; 誘導制御系に対する実飛行時の入出力データを用いて、設計した誘導制御系が正しく製造・開発されたか検証を行う

各項目に対して実施した詳細な解析の内容と結果を、以下に述べる。

#### 3.2.1 飛行評価

飛行評価は、図3.3に示した設計要求の達成度について、必要な物理量の時間履歴と数値によって評価を行う。最初に、設計要求の中で最も重要であった、一定マッハ数フェーズの飛行について評価する。一定マッハ数フェーズの飛行状態量を図3.4に示す。実飛行において選

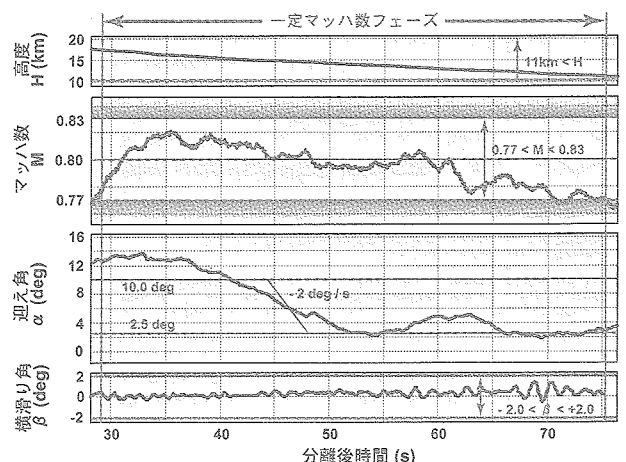


図 3.4 一定マッハ数フェーズの飛行データ

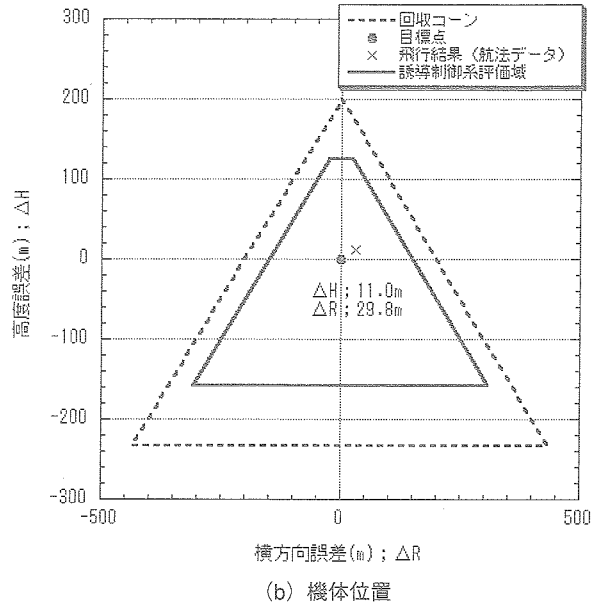
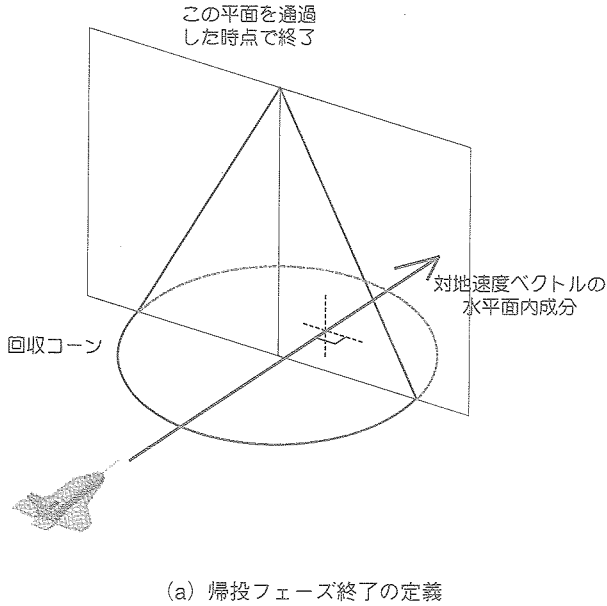


図3.5 帰投フェーズ終了時機体位置

択された目標マッハ数0.8に対し、要求されたマッハ数精度内 ( $0.77 < M < 0.83$ ) で分離後時間29秒から同71秒までの42秒間に渡り飛行しており、この区間を  $\alpha$  スイープ区間として定義している。この間の最大迎え角は13.6度(分離後時間32.8秒)、最小迎え角は1.88度(同69.4秒)であった。一定マッハ数保持フェーズにおける迎え角変化率は、全区間で $\pm 2.0$ 度/秒以内に抑えられている。参考として、図3.4の迎え角履歴図中に赤線で $-2$ 度/秒の迎え角変化率を示した。例えば、分離後時間41.0秒(迎え角10度)から同53.5秒(同2.5度)までの12.5秒間における平均迎角変化率は $-0.60$ 度/秒であり、準静的な $\alpha$  スイープが実現できたものと評価できる。また誘導制御系で目標とした横滑り角制限も達成している。なお一定マッハ数フェーズは、飛行中の動圧及び荷重倍数が過大となることを防ぐため、静圧と動圧にそれぞれ22.7kPa(高度11kmに相当)、13.0kPa以下で実施するよう制限を加えている。実飛行では、この内静圧の制限(高度11km)に達したために一定マッハ数フェーズを終了している。

続いて帰投フェーズ終了時の飛行状態に対する評価を行う。この評価は、航法系出力を真値として行う。3.1節で述べたように、今回の飛行実験では実証機懸吊上昇中にGPS受信不良が発生して慣性航法に切替わったため、飛行中の航法データには大きな誤差が含まれたためである。ただし、図3.3の回収コーンは航法誘導制御系に対する要求であるため、航法系に対する誤差分と、誘導制御系に対する誤差分を分けて評価する必要がある。本稿では、飛行前の誘導制御系評価で使用した航法系バイアス誤差(水平方向 $\pm 50$ m、高度方向 $\pm 75$ m)を航法系誤差分として考慮し、回収コーンの内側に誘導制御系に対する

る評価域を設定した。

さて、3.1節で示したように、実飛行では#5の回収区域が選択され、この区域に対して回収コーンが設定された。誘導制御系では、回収区域直上の高度1300mに誘導目標点を置き、この点に対して誘導制御を行っている。帰投フェーズは、実証機対地速度ベクトルの局所水平座標系(実証機重心位置に座標原点を置き、X軸を北向き、Z軸を局所垂直下向きに向けた座標系)水平面内成分と直交し、回収コーン(円錐)の中心を通る平面を実証機が通過した時点で終了する(図3.5(a)参照)。この時点の機体位置を図3.5(b)に示す。横方向誤差とは、先の帰投フェーズ終了を判定する平面内における水平方向の誤差(垂直方向は高度誤差)である。この図から明らかなように、要求された回収コーン(誘導制御系に対する評価域)への誘導に成功している。目標点に対する誤差は、高度方向11.0m、横方向29.8mであった。また、この時の等価対気速度(EAS)は92.7m/sであり、制限値内に収められている。

全飛行にわたり要求された制限については、図3.6に示した。最大動圧は9.57kPa、最大/最小荷重倍数はそれぞれ $+2.24$ 、 $+0.0g$ であり、何れも制限値内である。横滑り角については、分離直後に目標とした制限範囲を逸脱した。このような事象が発生することは誘導制御系に対する飛行前評価において予測していたが、動圧が極めて低く、ミッション達成を阻害するようなものではないと判断して許容した。<sup>5)</sup> なお、実飛行時の横滑り角履歴はADS出力に基づいている。このような低動圧域においては計測誤差が大きくなるため、数値については注意深い取り扱いが必要である。最後に、飛行禁止区域への侵入

について評価する。図3.2(a)に示したように、実証機は分離前の気球上昇中に既に飛行禁止区域へ侵入している。これは、放球（打上げ）前に事前に予測されており、分離位置に対して責任を持つエスレンジ側から許容されたものである（詳細は参考文献2）参照）。分離後、実証機は飛行禁止区域を脱し、その後再び飛行禁止区域に侵入することはなかった。よって、誘導制御系に課された要求は満足できたものと評価できる。

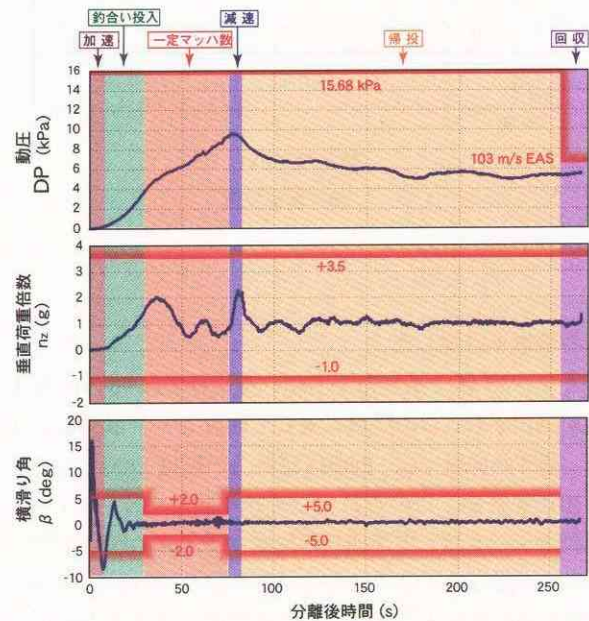
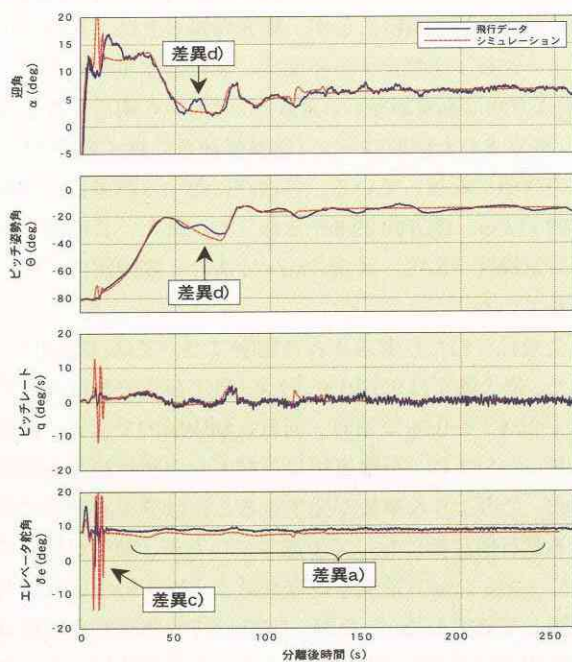


図3.6 全飛行データ

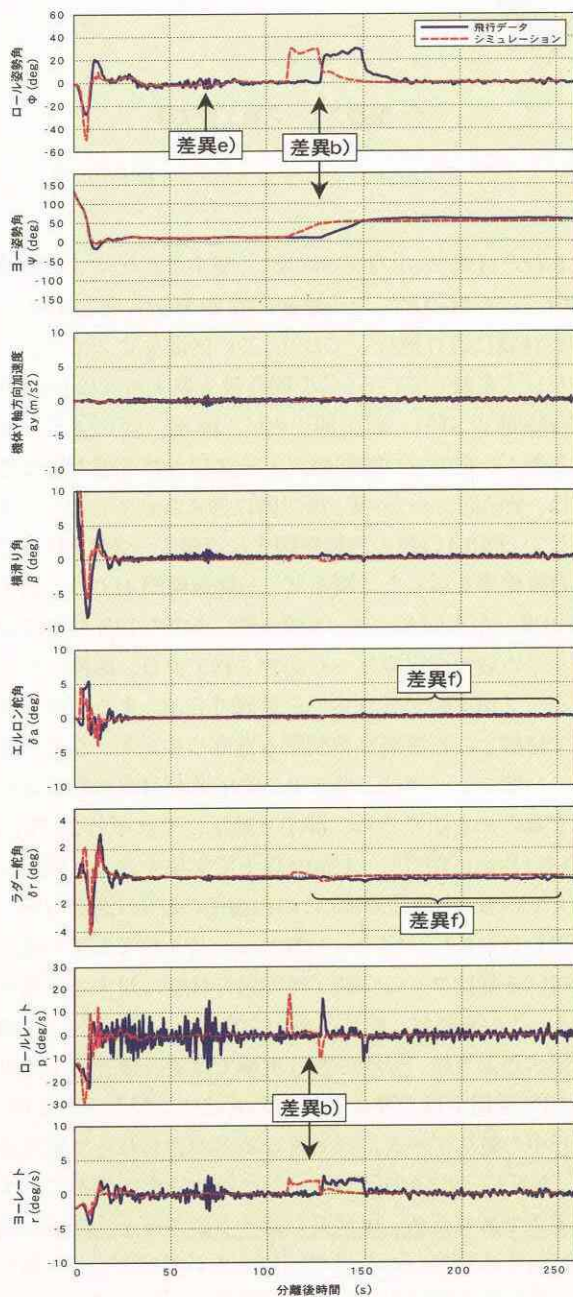


(a) 縦データ

以上の通り、誘導制御系に課された要求条件は、全て満足することが出来た。

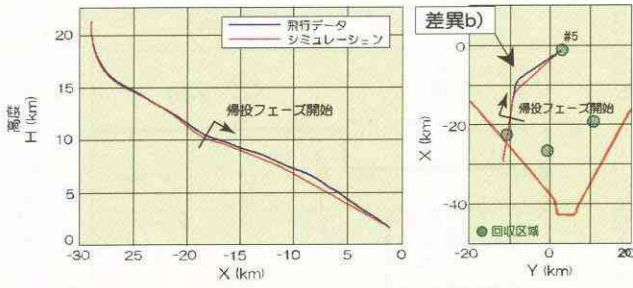
### 3.2.2 設計モデル検証

設計モデルの検証は、各種物理量の履歴に対する検討、および実飛行と飛行シミュレーション結果との比較によって行った。実飛行時の各種物理量の時間履歴を、図3.7に示す。これらの図には、飛行シミュレーションによって可能な限り忠実に実飛行を再現した結果も併せて示した。飛行シミュレーションの条件の一部を表3.2に示



(b) 横・方向データ

図3.7 実飛行データとシミュレーションの比較



(c) 軌道データ

図3.7 実飛行データとシミュレーションの比較 (続き)

す。実証機の慣性特性は、エスレンジにて飛行準備期間に計測された値であり、分離条件は実飛行で取得されたデータに基づいている。大気モデルと定常風モデルは、打ち上げ当日の午前0時4分に観測ゾンデにより取得された気象データを使用した。表3.2および大気・定常風以外の条件は、誘導制御系設計モデル<sup>6)</sup>と同一である。実飛行と飛行シミュレーションの間に認められる機体運動の大きな違いは、下記の6点である。

- a) 全飛行中、エレベータ舵角に1度程度のパイアス
- b) HAC 旋回タイミングの違い (実飛行では分離後時間130秒, シミュレーションでは同110秒)
- c) 分離直後のエレベータ操舵 (によるピッチ角, 迎え角) 履歴
- d) 一定マッハ数フェーズ (分離後時間50~75秒) における迎え角 (ピッチ角) 履歴
- e) 一定マッハ数フェーズ (分離後時間50~75秒) におけるロール角履歴
- f) エルロン, ラダー舵角のパイアス

以下, 各項目に対する検討結果を述べる。

a) エレベータ舵角パイアス

本現象はピッチングモーメント特性の差に起因するものであり, 空力特性の評価項目である。実飛行データに基づくピッチングモーメントは, 誘導制御系の設計で用いたモデルに対して頭上げ方向にオフセットしていたことが明らかとなっており, その結果トリム舵角を1~1.5度正側 (後縁下げ正) にシフトした。なおピッチングモーメントのオフセットは, 設定していたモデル誤差の範囲内であることが明らかとなっている。詳細については, 参考文献2)を参照されたい。

b) HAC 旋回タイミングの相違

シミュレーションでは, トリム時のエレベータ舵角が

表3.2 シミュレーション条件

項目		設定値	単位	
実証機慣性特性	質量	507.91	kg	
	重心位置	STA_CG	64.04 %LB	
		BP_CG	0.139 %WB	
		WL_CG	38.34 %HB	
慣性モーメント	Ixx	53.2	kgm <sup>2</sup>	
	Iyy	474.1		
	Izz	446.1		
	Ixz	3.7		
分離条件	速度	緯度方向 (北向き正)	-4.5166	m/s
		経度方向 (東向き正)	-6.9214	
		高度方向 (下向き正)	0.83008	
	姿勢角	ロール角	-1.3232	度
		ピッチ角	-81.307	
		方位角	132.65	
	位置	緯度	20.725	degN
		経度	67.991	degE
		高度	21284	m
角速度*1	ロール	-12.109	度 / 秒	
	ピッチ	0.061035		
	ヨー	-1.8921		

1; 角速度は, ヨー, ピッチ, ロール角の変化率ではなく, 機体 z, y, x 軸回りの角速度である

実飛行時のそれと比較して小さいため, 揚力が小さくなる。この結果, 分離~減速フェーズの間でシミュレーションでは実飛行より低高度の飛行となり (図3.7(c)左図参照), 帰投フェーズ開始時点では234m高度が低くなっている。帰投フェーズにおける縦面内の誘導は, 一定経路角に沿って降下するように行われるため, 滑空距離は高度に比例する。よって滑空距離が短くなるシミュレーションでは, 同一の目標点に到達するために実飛行より近道をとる必要が生じた。これがb)の主たる原因と推定される。

シミュレーションによる検証を行うため, 姿勢変化の少ない分離後時間120秒以降に着目して, シミュレーションのトリムエレベータ舵角が実飛行とほぼ一致するよう, ピッチングモーメントの基本特性 (ピッチングモーメントは, 基本特性, 舵効き, 動微係数によって算出される) に対する誤差を見積もった。その結果, +0.6σの誤差を想定すればシミュレーションのエレベータトリム舵角は実飛行とほぼ一致することが分かった。そこでこの誤差を想定して行ったシミュレーションの結果を図3.8に示す。ピッチングモーメントの基本特性に+0.6σの誤差を想定した場合, 図3.8(b)から分かるとおり, 誤



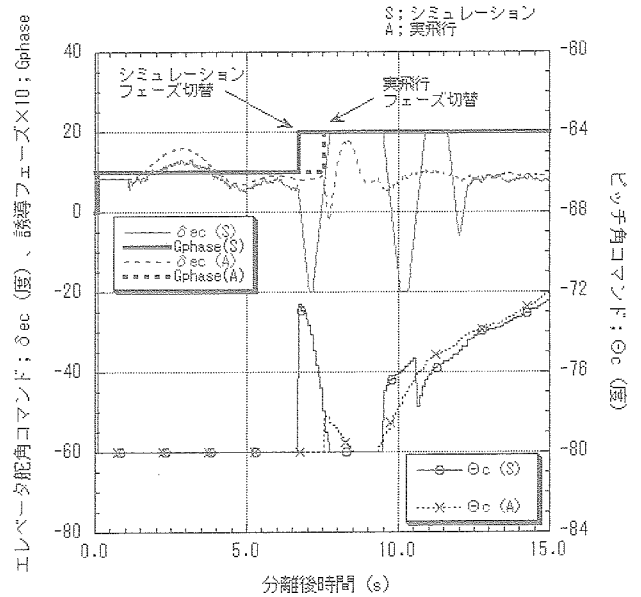
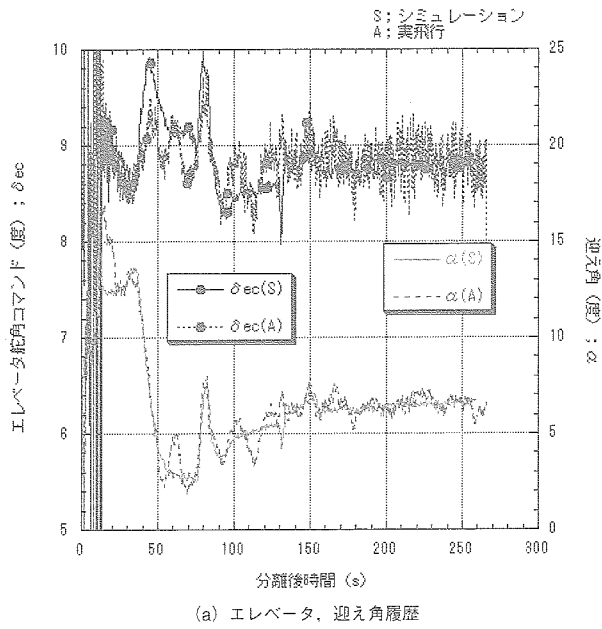


図3.9 分離直後の実証機の運動

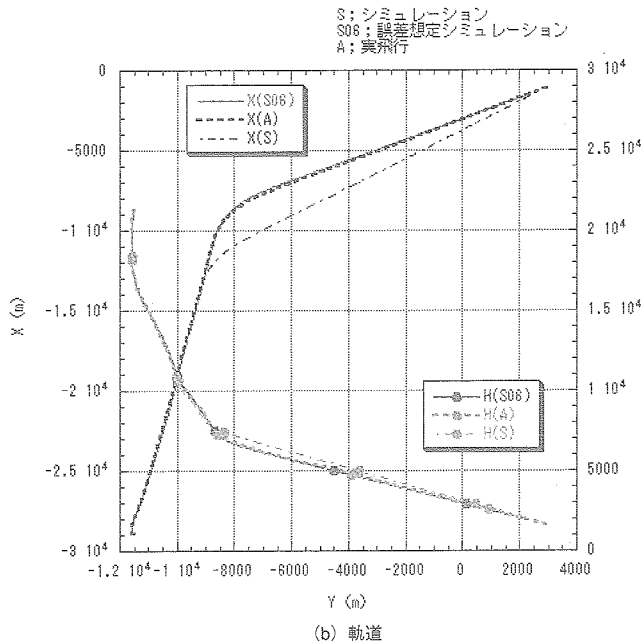


図3.8 誤差を想定したシミュレーションと実飛行の比較

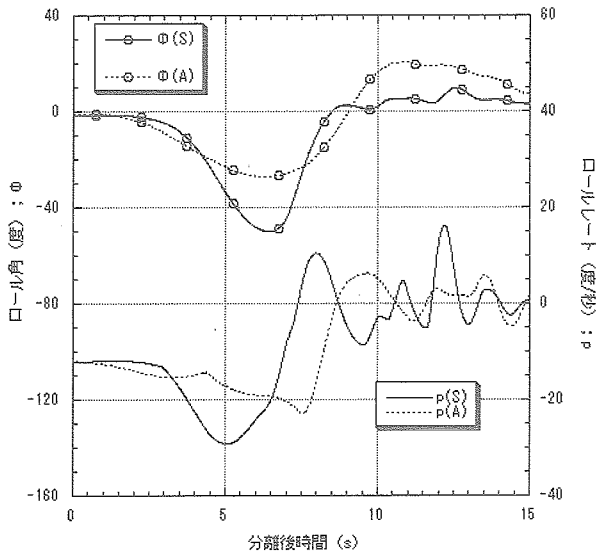
差を想定する前と比較して実証機の飛行軌道は、実飛行にかなり近づいていることが分かる。

c) 分離直後のエレベータ操舵

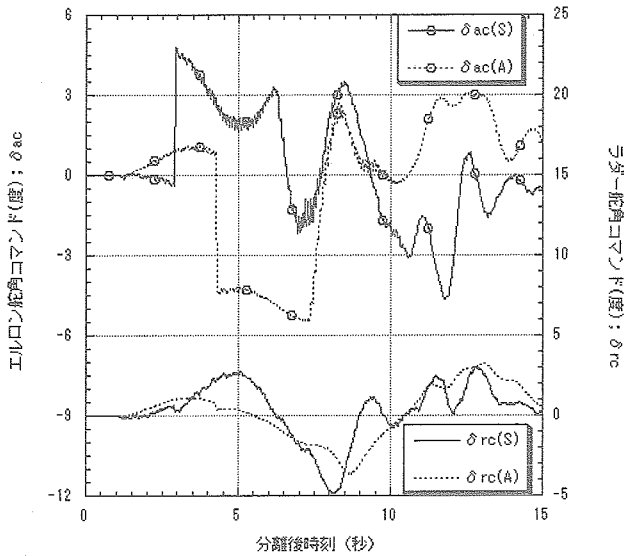
該当する区間の実証機の運動を、図3.9に示す。シミュレーションでは、実飛行と比べてエレベータの操舵量が大きいことが分かる。そもそもこのような操舵のきっかけとなるのは、誘導フェーズの変化に伴うピッチ角コマンドの増加である。すなわち、最初の加速フェーズ ( $G_{phase} = 1$ ) では、ピッチ角コマンドとして一定値の  $-80$  度が出力される。誘導フェーズが釣り合い投入

フェーズ ( $G_{phase} = 2$ ) に進むと、ピッチ角コマンド算出に横/方向の運動の影響が反映されるようになる (2.2 節参照)。そのため、シミュレーションの分離後時間 6.7 秒に誘導フェーズが釣り合い投入フェーズに進行すると、ピッチ角コマンドが  $-72.6$  度となり、これに追従するようにエレベータ舵角が一側へ振り切れる (エレベータ舵角コマンドの最小値は  $-20$  度)。実飛行においても、誘導フェーズ変化後 (分離後時間 7.5 秒)、程度の差はあるがシミュレーションと同様にエレベータ操舵が激しくなっている。なお、ピッチ角コマンドは  $-80$  度に制限されており、分離後 8~9 秒付近では、制限値が出力されている。誘導フェーズ進行後のピッチ角コマンドの差は、主にロール角の影響によるところが大きい。図3.10に方向系の運動を示す。実飛行とシミュレーションでは、横/方向系の運動の違いが大きく、モデルに何らかの相違があったものと考えられる。しかしながら、後の e) ロール角履歴の違い、の項で述べるが、この区間における運動の差の原因については明らかにならなかった。因みにシミュレーションプログラムを細工して、実飛行相当のロール角を用いると、誘導フェーズ進行時のピッチ角コマンドはほぼ同一となることを確認した。

次に、誘導フェーズの進行に差が生じた原因について検討する。この差は、横/方向系の運動の差の影響を受けない。加速フェーズから釣り合い投入フェーズへの進行は、引き起こし判定線 (2.2 節参照) によって行われる。これは、マッハ数と動圧の関数である。図3.11に、誘導フェーズの進行と動圧について示す。この結果から、実飛行、シミュレーション共に正しく誘導フェーズの移行が判定されている (動圧  $DP \leq$  引き起こし判定動圧  $DP1$ )



(a) ロール角、ロールレート履歴



(b) コマンド履歴

図 3.10 方向系運動時間履歴

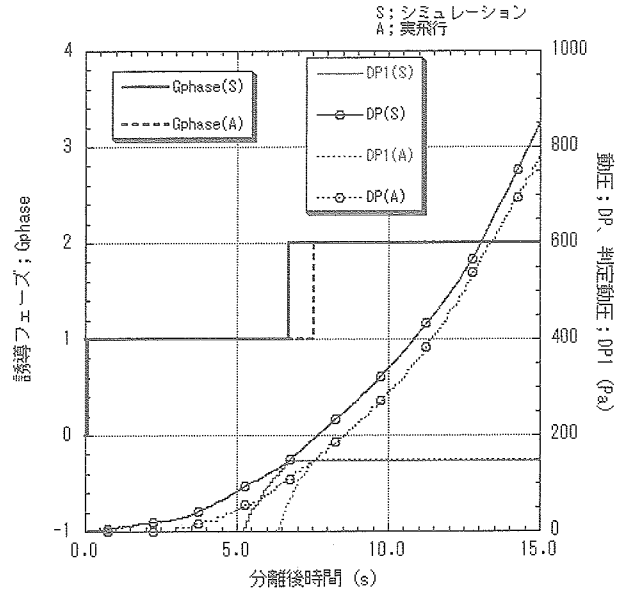


図 3.11 誘導フェーズの変化

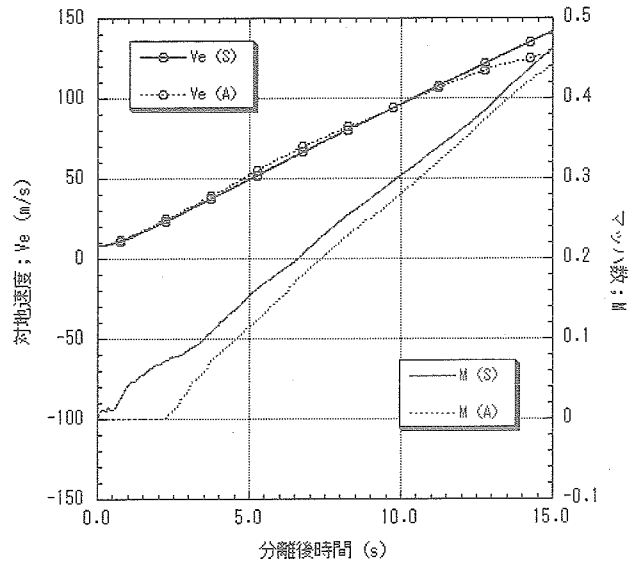


図 3.12 対地速度、マッハ数の比較

でフェーズ切り替え) ことが分かるが、動圧の立ち上がり方に差が認められる。図3.12には、対地速度とマッハ数の時間履歴について示した。対地速度に関してシミュレーションと実飛行は良く一致しており、動圧の立ち上がりの差の原因が、分離時刻の定義の差ではないことは明らかである。マッハ数については、動圧と同様な傾向が認められる。そこで、図2.1に示したADSインターフェースについて、その入出力と処理内容を確認する。ADSインターフェースでは、ADCから入力される迎え角、横滑り角、総圧および静圧センサーから入力される静圧に基づきマッハ数を算出し、動圧はこのマッハ数と静圧により算出される。低速域におけるマッハ数 $M$ は等エントロピーの関係式に基づき、次式により算出される。

$$M = \sqrt{\frac{2}{\kappa - 1} \left\{ \left( \frac{P_s}{P_t} \right)^{\frac{1-\kappa}{\kappa}} - 1 \right\}} \quad \kappa: \text{比熱比}(=1.4) \quad (3.1)$$

$P_s/P_t > 1$  の場合は、 $P_s/P_t = 1$  として処理

また、動圧  $DP$  は

$$DP = \kappa P_s M^2 / 2 \quad (3.2)$$

により算出される。実飛行時の静圧と総圧の時間履歴を図3.13に示す。分離後時間2.2秒までは静圧が総圧を上回っており、このためにマッハ数は0が出力される。これに伴い、動圧も0となる。静圧、総圧に対して想定された計測誤差は、それぞれ $\pm 10$ 、 $\pm 13\text{Pa}$ である。図3.13

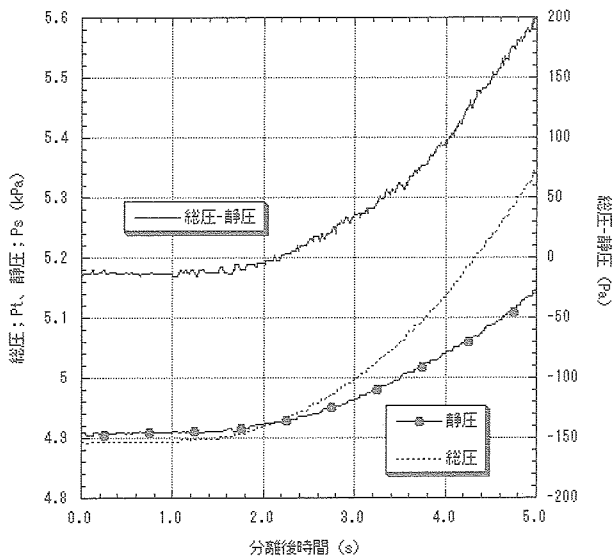
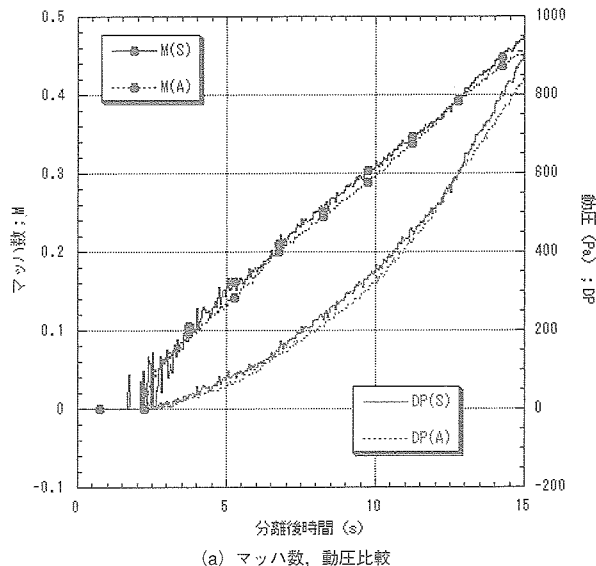


図3.13 静圧，総圧の時間履歴

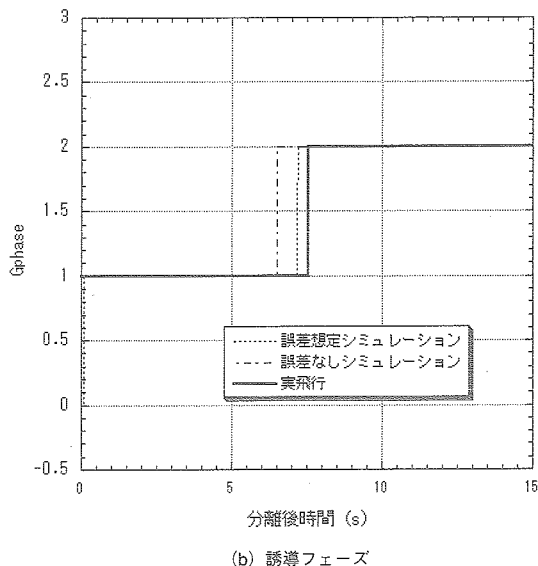
には総圧と静圧の差の時間履歴も示した。分離後時間1.6秒程度までは凡そ-15Pa程度，この間の最小値は-17.6Paであり，静圧に十側，総圧に一侧の誤差の発生を考慮した場合には，想定した計測誤差の範囲内である。

極端な例として，静圧に計測バイアス誤差 $+3\sigma$  (+10Pa)，総圧に計測バイアス誤差 $-3\sigma$  (-13Pa)を想定して飛行シミュレーションを実施した場合の結果を図3.14に示す。図3.14 (a) は，誤差を想定した場合，ADSインターフェース出力のマッハ数と動圧履歴が，誤差を想定しない場合と比較して一致度が向上することを示している。同時に3.14(b)に示すとおり，誘導フェーズ移行のタイミングも，誤差を考慮しない場合と比較して，誤差を考慮した場合には実飛行結果に近づいている。一方で図3.14 (c) に示すようにエレベータ舵角の振動は依然として収まっておらず，静圧，総圧に対する計測バイアス誤差以外にも，実飛行と飛行シミュレーションに使用している数学モデルに何らかの差異があったものと考えられる。最も影響が強いのは，先にも述べたとおり横/方向の運動の違いが挙げられる。その他の可能性としては，既に明らかになっているようにa) 項で述べたピッチングモーメントのオフセットが挙げられる。分離直後の実証機は加速降下中の非定常状態にあり，この飛行環境下の機体特性を同定することは困難である。そのためピッチングモーメントのオフセット量を定量的に把握し，飛行シミュレーションに反映することは難しい。b) 項で検証したとおり，比較的実飛行状態を良く説明していると考えられるピッチングモーメントの誤差 ( $+0.6\sigma$ ) を想定しても，激しいエレベータ操舵は収まらなかった。

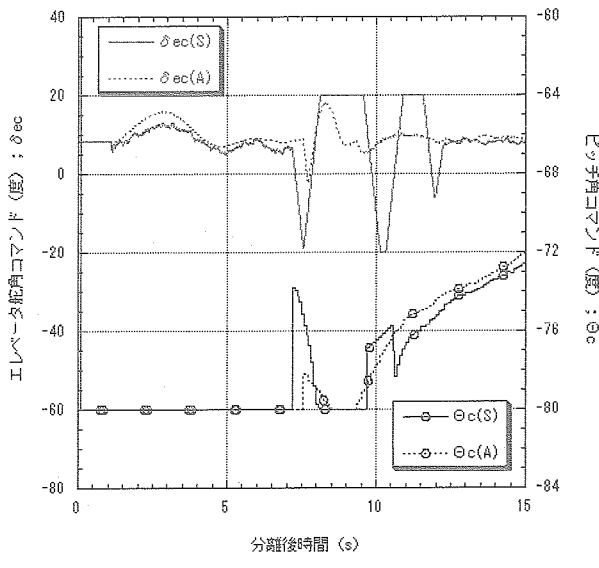
以上の検討結果からはエレベータ舵角の振動原因が明らかにならず，またこれ以上の定量的な評価は困難であ



(a) マッハ数，動圧比較



(b) 誘導フェーズ



(c) エレベータ舵角，ピッチ角履歴

図3.14 計測誤差を考慮したシミュレーション

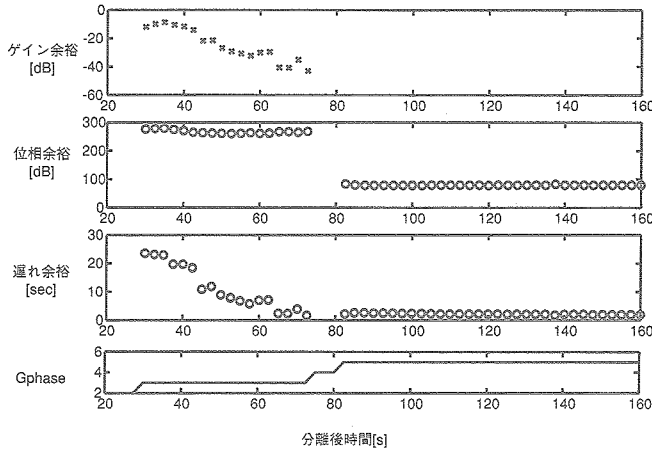


図3.15 安定余裕

るため、振動の原因追求はこれが限界と判断した。

d) 一定マッハ数フェーズにおける迎え角履歴

図3.7で示したd)のような迎え角(経路角)振動を引き起こす可能性として、先ず次の3点について考慮した。

- ア)  $C_m$  のオフセット
- イ) 誘導制御系の性能劣化
- ウ) 風の影響

それぞれが原因である可能性について述べる。

ア)  $C_m$  のオフセット

b) 項で検討したように、 $C_m$  の基本特性に発生したと思われる誤差を想定しても、本節で対象としているような振動現象は発生していないことが分かる(図3.8参照)。したがって  $C_m$  のオフセットが原因とは考えられない。

イ) 誘導制御系の性能劣化

先ず、誘導系が原因となった可能性を検討するため、縦面内の質点運動に対し、線形モデルによる安定性の評価を行った(モデルについては付録.Aに示す)。その結果を図3.15に示す。分離後時間60秒以降に遅れ余裕の減少が認められるが、それでも2秒以上の遅れ余裕があり、この減少が迎え角振動の直接の原因とは断定できない。

ついで制御系の応答特性が悪化したことにより、誘導ループが不安定化した可能性について検討する。これについては、実飛行と飛行ミュレーションに対し、それぞれのピッチ角コマンド(2.2節で述べたとおり誘導系と制御系の入出力はピッチ角コマンドであるため)に対する追従特性を定性的に評価することで考察した(図3.16参照)。対象としている分離後50~70秒では、実飛行時の迎え角が示すように機体姿勢そのものが変化してしまっ

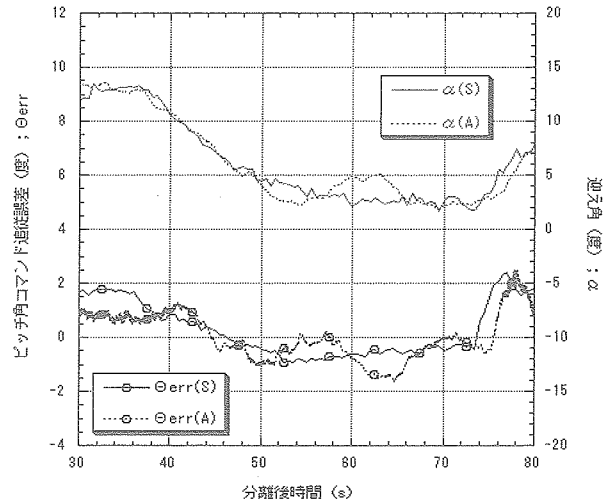


図3.16 ピッチ角コマンド追従特性の比較

ており、追従特性を比較するのは困難である。しかしながら、分離後時間75~80秒では、タイミングは2秒ほどズレているものの、実飛行とシミュレーションのコマンド履歴が似ている。この間における追従特性は、実飛行とシミュレーションで似た傾向を示しており、姿勢コマンドの追従性能劣化は特に認められない。

したがって、誘導制御系の性能低下は特に認められず、これが迎え角振動の原因であるとは考えられない。

ウ) 風の影響

ここまで示したシミュレーションでは、高層気球放球前に観測された風データを使用している。これに対し、実飛行データから飛行中に遭遇した風を推定することも可能である。局所水平座標系(3.2.1節参照)における対気速度成分は、次式によって表すことが出来る。

$$\begin{bmatrix} U_{a,LH} \\ V_{a,LH} \\ W_{a,LH} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Theta \cos \Psi & \sin \Phi \sin \Theta \cos \Psi - \cos \Phi \sin \Psi & \cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi + \sin \Phi \sin \Psi \\ \cos \Theta \sin \Psi & \sin \Phi \sin \Theta \sin \Psi + \cos \Phi \cos \Psi & \cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi - \sin \Phi \cos \Psi \\ -\sin \Theta & \sin \Phi \cos \Theta & \cos \Phi \cos \Theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_T \cos \alpha \cos \beta \\ V_T \sin \beta \\ V_T \sin \alpha \cos \beta \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

ここで右辺第1項は機体軸系から局所水平座標系への座標変換行列、第2項は機体軸における対気速度成分であり、第1項の物理量は航法系から、第2項の物理量はADSインターフェースから出力される。局所水平座標系における対気速度成分と対地速度成分(航法系から出力される)の差を取れば、風の成分を推定できる。実飛行

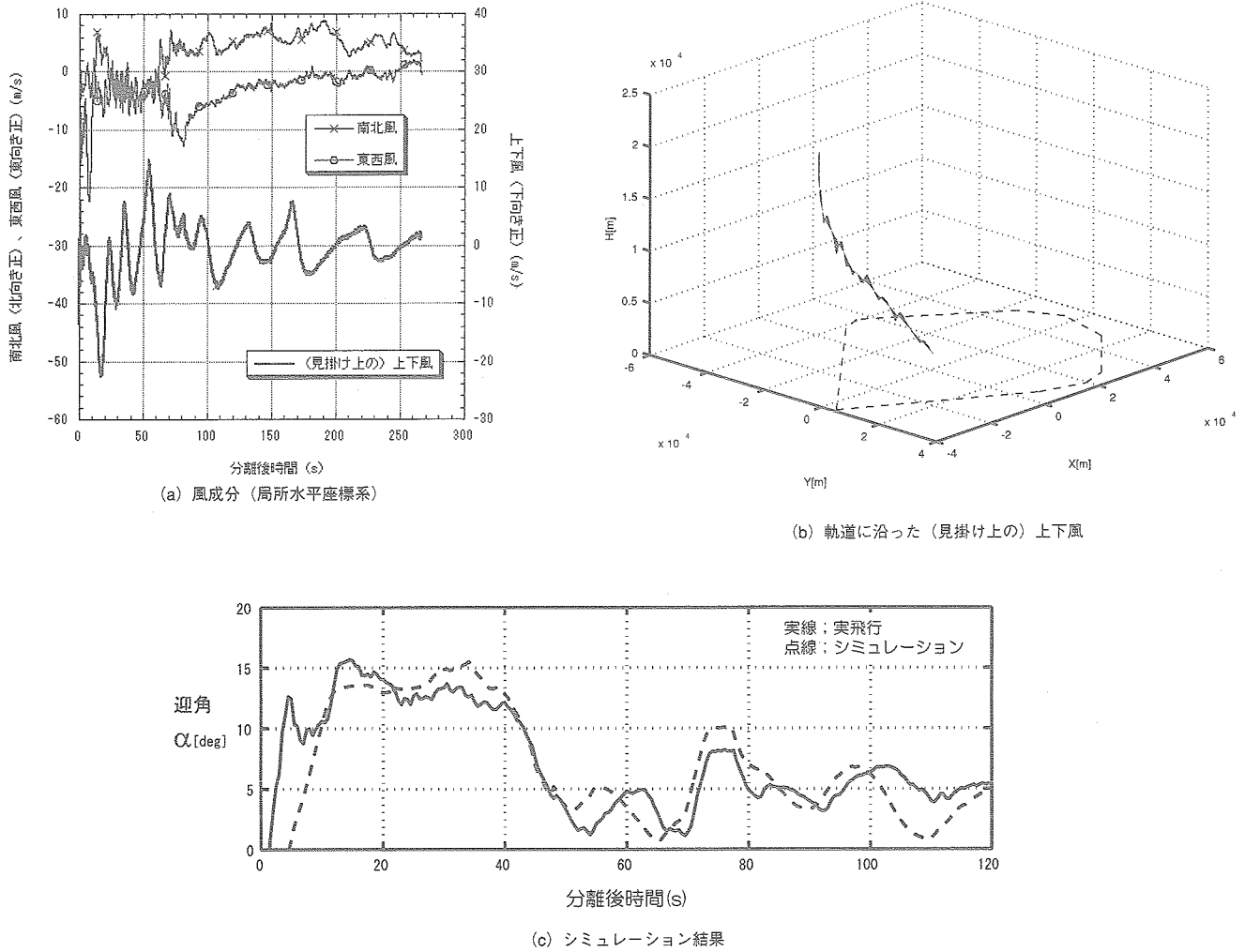


図3.17 実飛行データによる風の推定

データを用いて得られた風データと、この風データを使用して実施した飛行シミュレーション結果を図3.17に示す。図3.17(a), (b)では、上下風が無視し得ない程度に出ていることが分かる。また、シミュレーションでも迎え角の振動が再現された。<sup>注)</sup>

しかしながら、風の影響により迎え角の振動が発生した、と結論付けるのは性急である。まず、図3.17(a)から分かるとおり、経路角振動が発生する付近では下向き(が正) 15m/s以上の強風に遭遇しており、穏やかな実験日であった当日の気象状況を考えても、これが現実とは考えられない。さらに図3.17(b)から分かるように、特定の高度域のみならば強い上下風に曝されることがあったとしても、飛行したほぼ全高度域に渡って周期的な強風に遭遇した、というのは事実ではないと考える方が妥当であろう。また、前述の風の推定過程において、センサー

の誤差等が全く考慮されていない面もある。そこで航法系出力とADSインターフェース出力について吟味した結果、FCP上の気圧高度モデルに問題があった可能性が浮上した。

これについて説明するため、最初に航法系が出力する高度データについて概要を述べる。3.1節で述べたように、実証機のGPSは懸吊上昇中に受信不良が発生し、その後復帰することはなかった。実証機では、GPSが受信不良となった場合、航法系は純慣性航法 (INS) を行う。しかし慣性センサーのみでは高度データが分散してしまうことが予め判明していたため、次善の策として気圧高度による補正を行うこととなっていた (図3.18参照)。この気圧高度による補正は、GPSが受信できなくなった後、30秒経過すると作動する。一方、高層気球側もGPSを搭載しており、こちらのデータは問題なく取得された。そ

注) ここで示した上下風は、実は見掛け上のものであることが後に示される。したがって、図には見掛け上の風と示した。

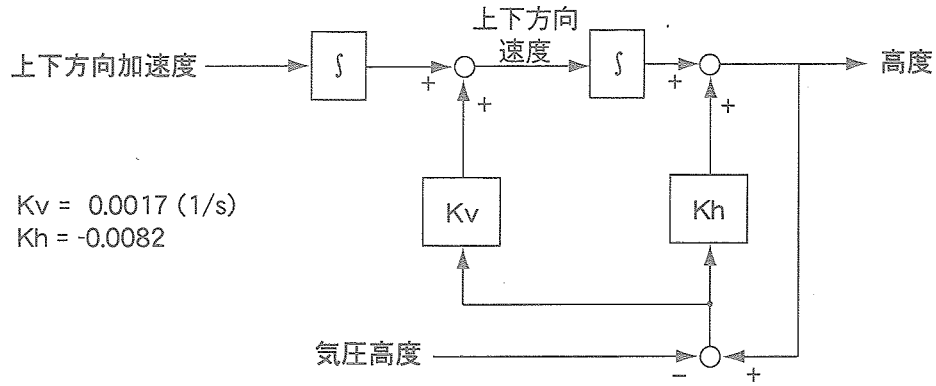


図3.18 INS高度補正方式

ここで高層気球のGPS高度を基準として、実証機航法系が出力した高度との差を図3.19に示した。実証機のGPS受信不良が発生する高度6km過ぎまでは、高層気球出力高度と実証機出力高度は概ね-95m程度（高層気球のGPS搭載位置と実証機のGPS搭載位置の距離）で安定している。しかしながら実証機のGPS受信不良が発生し、気圧高度による補正が始まると、両者の差には振動的な現象が表れる。ここで静圧から気圧高度を求める手法の概略を述べる。実証機では、14層の静圧と気圧高度のモデルをADC上に持っている。実飛行中は、計測された静圧を挟む節点の気圧高度で線形補間することにより、気圧高度を求めている。実証機がFCP上に搭載していた層を、図3.19にハッチングにより示した。GPS受信不良発生から実証機が分離されるまでの期間で、高度差の履歴が不連続に発生する高度とノードの高度はほぼ一致していることが分かる。つまり、まずFCP上でモデル化されていた層の数が粗過ぎたために気圧高度に対する近似精度が

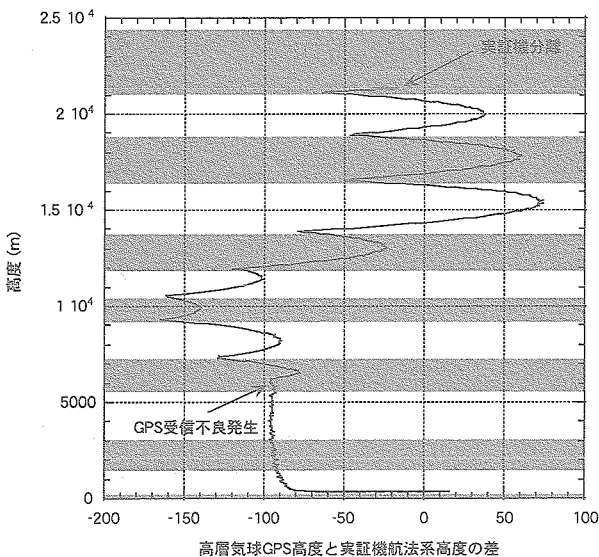


図3.19 高層気球GPS高度と実証機航法系高度の差

低下した。ついでこのモデルを用いて慣性航法データを補正したことによって、あたかも上下風が吹いたかのような計測値を出力してしまった。その結果、最終的に迎え角振動が発生した可能性がある。

この予測を実証するためには、シミュレーションで使用する『実際の大気』をより現実に近いモデルとし、さらにはINSを模擬する必要がある。そこで本節では、次のような条件でシミュレーションを行うこととした。

・『実際の大気』モデルの変更

大気観測データは約500点存在する。ここまでのシミュレーションでは10点毎の移動平均により、49層のモデルを作成した。これに対し、大気層をできるだけ増やし、かつ各層に最低限1点以上のデータが存在するように大気モデルを作成した。この結果、大気層は192層となった。どちらのモデルがより現実に近いのか客観的に判断可能な材料を持たないが、ここではこのような処置を行った。

・風データは実飛行データから得られたモデル（図3.17参照）を使用するが、上下風のみ0とする

実際には多少の上下風が存在した可能性もあるが、ここでは大気モデル算出方法の影響を把握するために0とした。

・図3.18のINS計算を再現する

図中、上下方向加速度は真値を用い、INS出力の上下方向速度、高度についてINS計算を再現する。ただし、演算処理はFCPに合わせて80Hzとし、誤差は一切想定しない。またこの処置にあわせ、図3.18中のゲインをそれぞれ5/8倍する。

シミュレーションの結果を、図3.20に示す。検討対象とした飛行区間で、上記変更を実施したシミュレーション

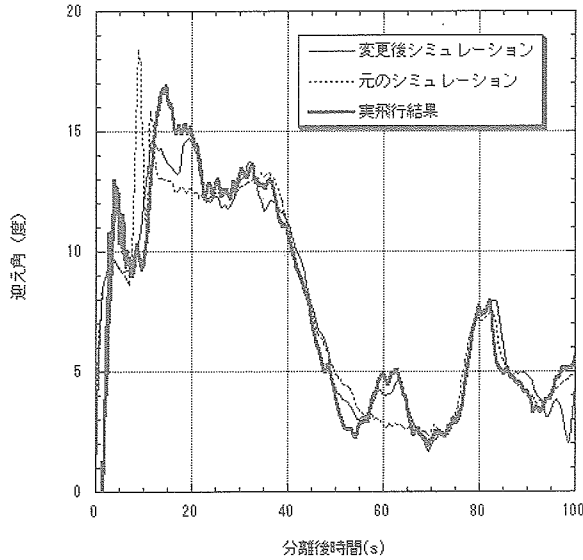


図3.20 再現シミュレーション

ン(図中、変更後シミュレーション)では、分離後時間60秒前後の迎え角振動をほぼ再現していることが分かる。

ここで再び、強い上下風が実際に吹いていたのか否かについて考察する。参考文献2)には、実証機の推定飛行経路が示されている。そこで推定された上下方向の速度、実飛行時の航法系出力および対気速度の上下方向成分を図3.21に示す。分離後時間50~70秒は、高度13.5~12.5km付近に相当する。この区間における推定飛行経路の上下方向速度成分は、実飛行のそれより対気速度の上下方向成分に近づいており、図から読み取れる上下風としては上向きにおよそ3m/sである。この程度の風ならば実証機が遭遇した可能性もある。そこでこの上下風をシミュレーションに入力してみたが、結果は殆ど変わらなかった。

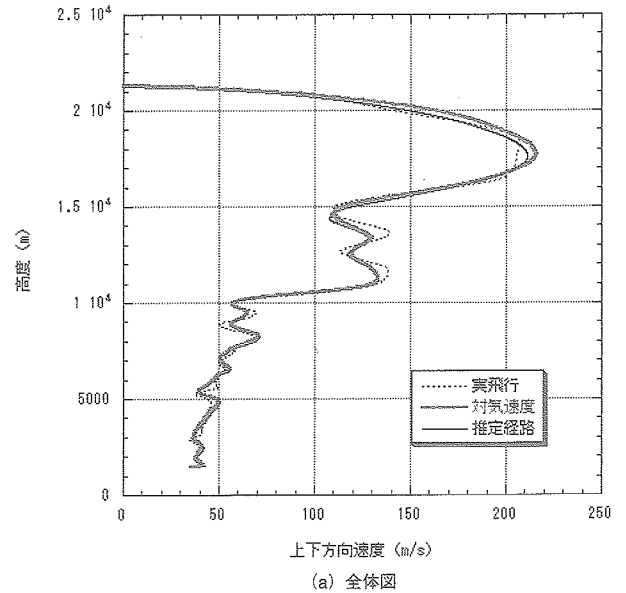
以上より、以下を結論とする。

- ・迎え角振動は、近似精度の不十分なFCP上の気圧高度モデルを用いて上下方向速度および高度を補正したことが原因である可能性が極めて高い

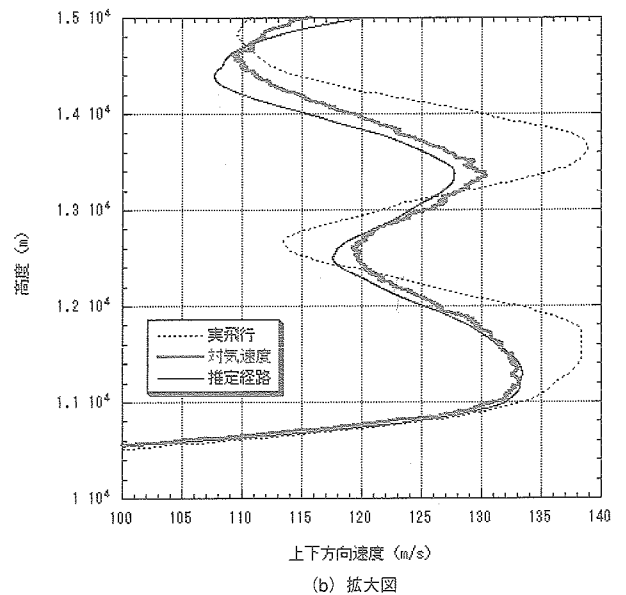
- ・上下風による影響の可能性は殆どないものと考えられる

#### e) 一定マッハ数フェーズにおけるロール角履歴

機体の特性を推定するためには、ある定常状態から意図的に舵面を加振して運動を励起させる必要がある。フェーズIIでは、飛行実験の回数を重ねるにつれて、機体特性を推定するための舵面加振を計画していた。加振するタイミングは、先の条件を満たす一定マッハ数フェーズの終盤、ならびにHAC旋回とその前後を除く帰



(a) 全体図



(b) 拡大図

図3.21 上下方向速度比較

投フェーズ中である。第1回の飛行実験においては、もちろんこのような舵面加振は実施しなかった。実飛行において横/方向系の運動が励起されたのは、分離直後とHAC旋回時である。いずれも計画とは違うタイミングであり、前者については分離直後の加速降下状態で非常性が強いこと、後者については舵面が殆ど振れていないことから、機体特性を推定することは断念した。

ついで、飛行前に実施した誘導制御系の評価結果を参考に、ロール角振動を誘発する可能性について検討した。本節では、参考文献5)を参考に6種類の誤差原因を抽出した。この6種類の誤差原因は、下記のとおりである。

$I_{xx}$  - ; 機体 X 軸慣性モーメント誤差

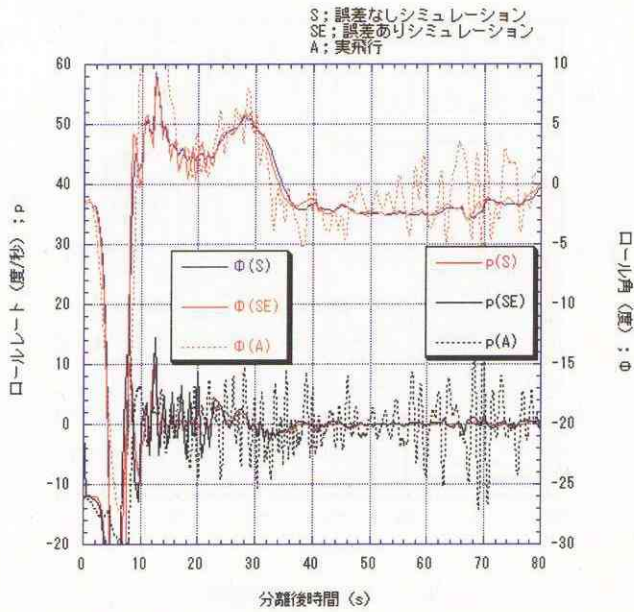
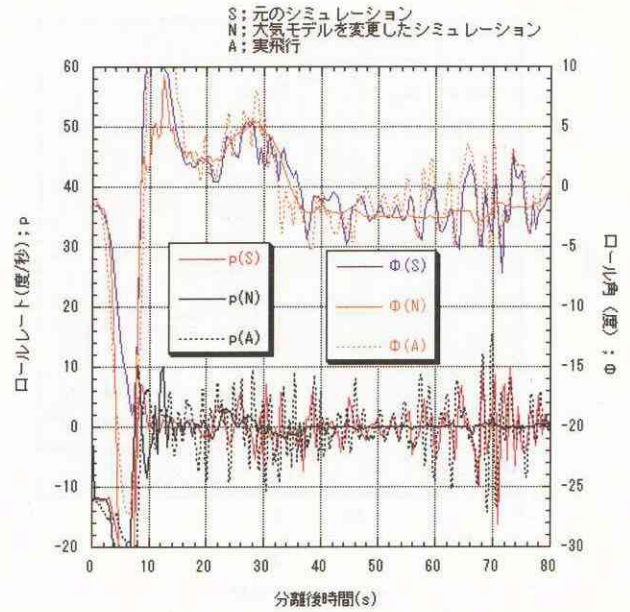


図3.22 誤差を想定した場合のシミュレーション結果

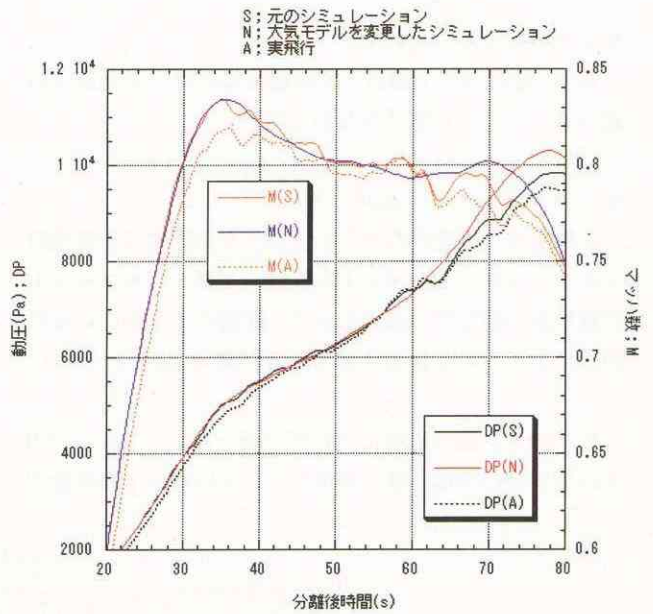


(a) ロールレート、ロール角履歴

- $I_{xz} +$  ; 機体XZ平面慣性乗積+誤差
- $Clp \pm$  ; ローリングモーメント係数のロールレートに対する動微係数±誤差
- $Cn\beta -$  ; ヨーイングモーメント係数の横滑り角に対する動微係数-誤差
- $Cn\delta a -$  ; ヨーイングモーメント係数のエルロン舵角に対する舵効き-誤差

この6種類の誤差源に対し、 $3\sigma$ の誤差を想定してシミュレーションを行ったが、何れのケースでもロール角の振動現象は発生しなかった。また、誘導制御系の性能に対して最も影響の強い  $I_{xz} +$  と  $Clp -$  の組合せ<sup>5)</sup> についてもシミュレーションを行ったが、やはり振動現象は再現しなかった (図3.22 参照)。

これらに対し、d) 項で検討した知見を元に『実際の大气』モデルを変更したところ、実飛行のロール角振動に周期、振幅が極めて近い機体運動がシミュレーションによって再現された (図3.23(a)参照)。誘導系から出力されるコマンドには顕著な差が認められなかったことから、原因は姿勢制御則にあると推定された。図2.4に示した横/方向系の姿勢制御ゲインの切り替えは、分離後時間26秒と80秒に行われており、各区間のゲインは一定である。これに対して分離後時間26秒以降の動圧補償は、 $4000Pa/DP$ の形で行われている。そこで動圧の履歴を図3.23(b)に示す。大气モデルを変更する前 (図中、元のシミュレーションと表示) に比べて変更後の動圧履歴は振動的となっており、さらには実飛行結果により近づいている。大气モデルの変更がこのような動圧履歴の差を



(b) マッハ数、動圧履歴

図3.23 大气モデルを変更したシミュレーション

もたらした理由は、大气観測データのサンプリングを少なくして (d) 項の検討参照) モデルを作成したことにより、『実際の大气』モデルがより現実に近づいたものと推測される。

以上をまとめると、ロール角振動は事前に想定していた誤差の範囲内ではその現象が再現されなかったものの、実飛行時の大气モデルを変更したことによってその振動が再現された。変更後のモデルがより実際の飛行環境を模擬しているならば、実飛行で発生したロール角振動は、動圧が細かく変動し、姿勢制御系の動圧補償を介して発



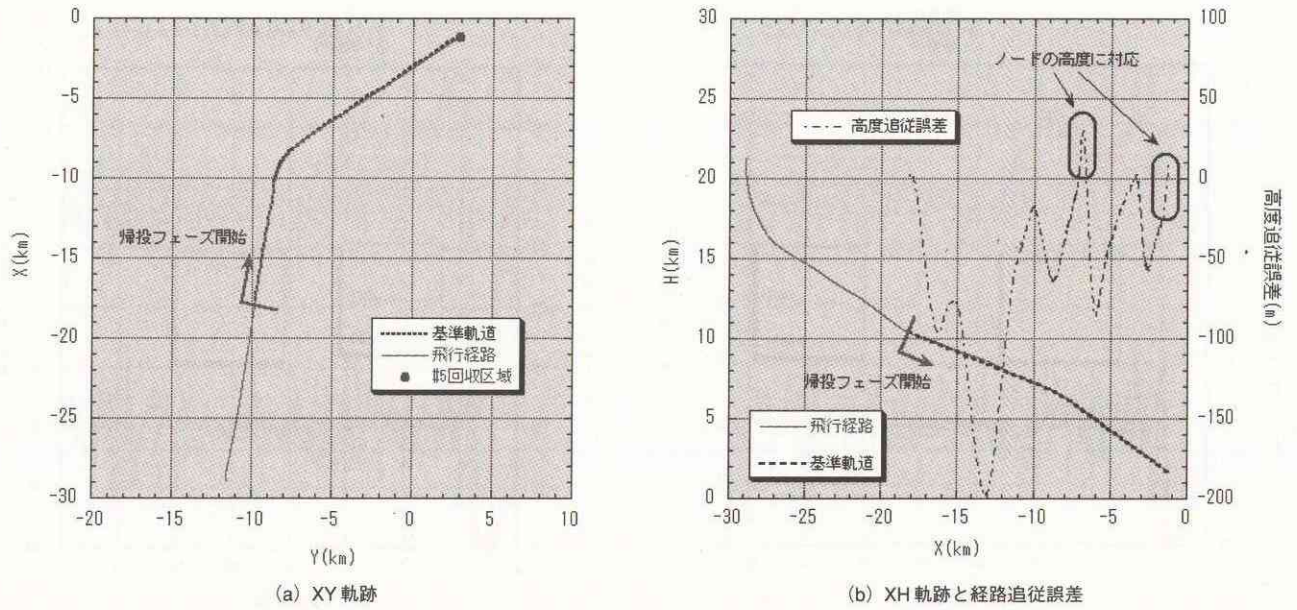


図3.24 基準軌道と飛行経路 (実飛行)

生じたものと考えられる。

なお、先のc)項で検討した分離直後のロール角運動の違いは、ここでも埋まらなかった。

f) エルロン, ラダー舵角バイアス

本現象は、装備系のアクチュエータに関する評価項目である。ヒンジモーメントの極性(正負)とオフセットの極性が一致していることから、舵面のガタあるいは残留歪によるものと推定されている(参考文献2)参照)。

引き続き、他の対象について評価を行う。フェーズII実証機においては、唯一帰投フェーズにおいて基準軌道

が生成される。実飛行中に生成された基準軌道を図3.24に示した。この基準軌道追従に対する要求精度は設定されておらず、唯一帰投フェーズ終了時の機体位置によって評価される。この観点からは、先の3.2.1節で示したように、実証機は精度良く基準軌道を追従したものと評価できる。しかしながら、高度追従誤差の履歴は図3.24に示したとおり、一部で不連続な傾向を示している(図中楕円部分)。これは先のd)項で述べたFCP大気モデルのノード位置に相当している。したがって数値的には若干信頼性が劣るものと考えられるが、誘導目標点に対する高度の許容誤差は-100m以上存在し(図3.5参照)、いずれにせよ要求条件は満足している。

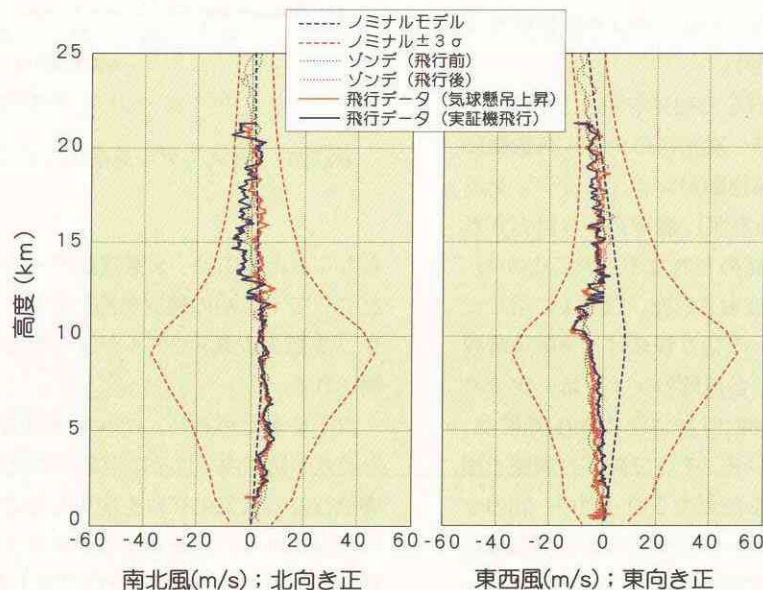


図3.25 風データ

図3.25には、風の高度履歴について設計モデル（ノミナルモデルとノミナル±3σ誤差を指す）と打ち上げ当日のゾンデによる観測値及び飛行データを示した。この内、実証機飛行データが分離直後にノミナル−3σ誤差の誤差範囲を逸脱している。実際にこのような風に遭遇したのか、あるいは計測器の誤差によるものなのかについては、明らかになっていない。理由は、風の成分を求めるための(3.3)式で使用するデータの精度が低いからである。すなわち、右辺第2項はADSから出力されるが、分離直後の低動圧域では精度が低いためである。この部分を除いて南北風および東西風について見てみると、南北風は概ねノミナルモデルの妥当性を示している。一方、飛行データおよびゾンデによる観測データが示す東西風は、ノミナルモデルからの差が高度10km付近で最大となり、かつほぼ全高度域で風向きが逆であるものの、ノミナル±3σ誤差の範囲には収まっている。実飛行で得られた結果は分離直後の風データを除いてノミナル±3σ誤差の範囲内であり、したがって風に対する設計モデルは妥当であったと考えている。

3.2.3 FCP 妥当性検証

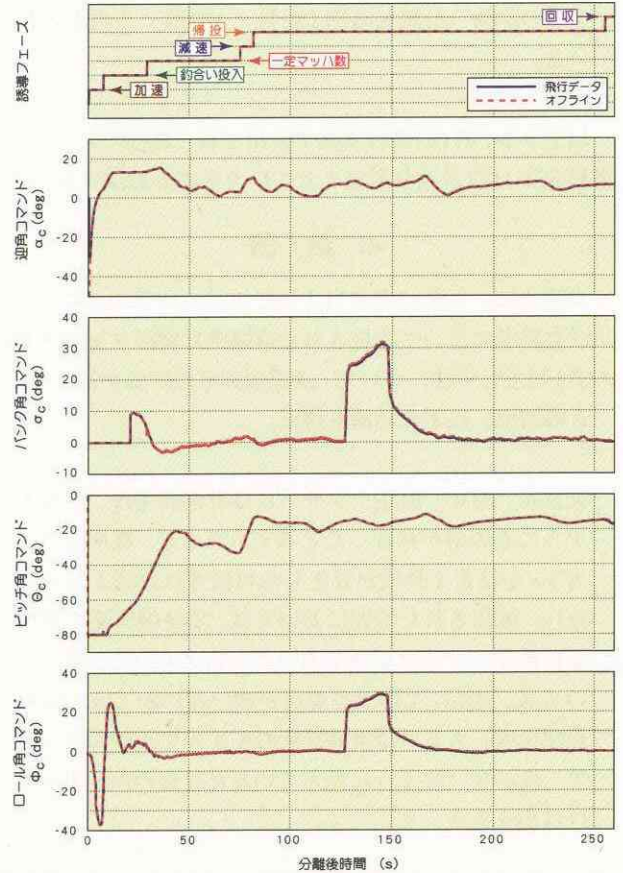
FCPの妥当性の検証は、次のように行う。まず実飛行でFCP誘導制御系入力として使用されたデータを、設計・評価で使用した誘導制御プログラムの入力データとしてオフライン演算を行う。そして、このオフライン演算の出力結果と実飛行におけるFCP誘導制御系出力を比較する。両者の比較結果を図3.26に示した。

[誘導系について]

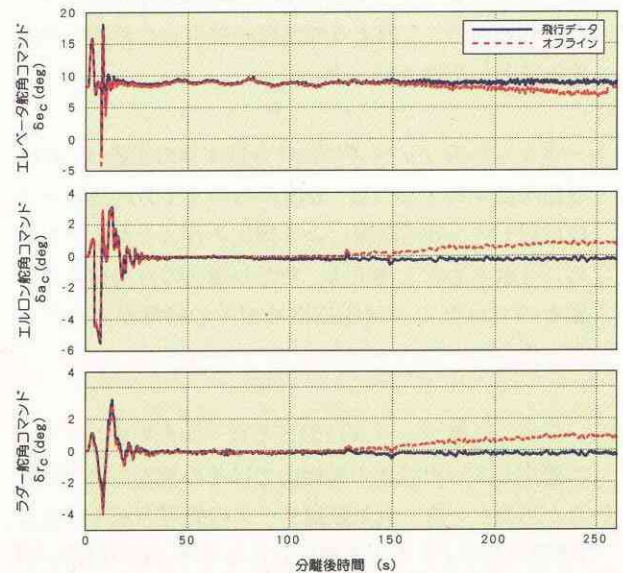
誘導系の出力は誘導フェーズ、迎角コマンド、バンク角コマンド、ピッチ角コマンド、ロール角コマンドの5種類であり、それぞれオフライン演算結果と実飛行結果が計算精度内で完全に一致した。

[制御系について]

制御系の出力は各舵角コマンドの3種類である。分離後時間100秒程度まではオフライン演算結果と実飛行結果は一致したものの、この後、両者の差が広がっている。この理由については、次のように考察している。まず、オフライン演算を行う際に入力として使用したデータはテレメトリデータであるが、この内姿勢角についてはサンプリングが粗いため、全データが揃っていない。そのためオフライン演算では各データ間を線形補間することによって入力データを作成しているが、図2.4に示した通り、姿勢制御系では積分器を使用しているため、時間の経過に伴い誤差が増加する傾向にある。また、例えば縦の姿勢制御側におけるゲインは分離後時間13秒以降変更



(a) 誘導系



(b) 制御系

図3.26 FCP 評価

されず、その他の部分も変化しないことから、分離後時間100秒程度まで一致していれば、基本的には問題がなかったものと判断できる。エルロン、ラダー舵角コマンドについても同様の議論が成り立つ上、HAC旋回時のコ

マンドの挙動（分離後時間 130 秒と 150 秒）も再現されている。

以上から、第1回飛行実験で使用された範囲において、搭載 FCP は設計通り製造されていたものと結論する。

#### 4. 結論

本稿では、平成 15 年 7 月 1 日にスウェーデン・エスレンジ実験場において実施された高速飛行実証フェーズ II の第1回飛行実験について、誘導制御系の評価を行った。

その結果、以下の結論を得た。

- ・航法系、ADC、静圧センサーには計測誤差が、空力モデルにも誤差が存在したと考えられるが、風を除いて  $\pm 3\sigma$  を越える誤差が発生した可能性は確認されていない。確認された範囲においては、実証機開発で使用した数学モデルは妥当であったと考えられる。風については、実際にそのような風が吹いたのか ( $3\sigma$  の誤差範囲逸脱)、あるいは計測装置のモデル化誤差の範囲内で、風が吹いたように見えているだけなのか、切り分けは出来なかった。
- ・実飛行における実証機分離直後の縦、横 / 方向の運動は、シミュレーションのそれとは差異が認められた。しかしながら、このような差異が発生した原因を説明することは出来なかった。
- ・一定マッハ数フェーズにおける迎え角の振動は、GPS 受信不良が発生した後、INS 出力の上下方向速度と高度に対して、気圧高度による補正を行ったために引き起こされたものと考えられる。ただし補正の行為自体が問題なのではなく、気圧高度モデルの精度が不十分であった。
- ・一定マッハ数フェーズにおけるロール角振動は、事前に想定していた誤差の範囲内ではその現象が再現されなかった。一方、大気観測データの処理方法を変えた『実際の大气』モデルを使用したところ、その現象が再現された。変更後のモデルがより実際の飛行環境を模擬しているならば、実飛行で発生したロール角振動は、動圧が細かく変動し、姿勢制御系の動圧補償を介して発生したものと考えられる。
- ・GPS 受信不良という故障が発生して初めて使用される部分ではあったものの、FCP 搭載大気モデル化とそ

の検証には不十分な点があった。幸い大事には至らなかったが、モデル化には細心の注意が必要である。今後はシミュレーション技術の向上を図り、より実環境の模擬度を向上させること、故障に対する検証を十分に行うことが望ましい。

- ・以上のような環境下であっても、設計した誘導制御系は十分なロバスト性を有し、課せられた飛行実験要求を全て満足した。
- ・第1回飛行実験で使用された範囲において、搭載 FCP は設計通り製造されていた。

#### 5. おわりに

本稿では、高速飛行実証フェーズ II の第1回飛行実験結果について評価を行った。飛行実験の目的からすれば、実証機破損により遷超音速を飛行する機会を失ったことで、十分な飛行実証が出来ていないのは残念なことである。しかしながら、1度の飛行実験でも得たことは多く、将来の宇宙輸送システムの研究開発にこの成果を積極的に生かしていく所存である。

#### 参考文献

- 1) NAL/NASDA 高速飛行実証フェーズ I 実験隊, 「高速飛行実証フェーズ I の飛行実験結果」, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-03-011, 2004 年 3 月.
- 2) NAL/NASDA HOPE 共同研究チーム HOPE-X グループ 高速飛行実証班, 「高速飛行実証フェーズ II」, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-04-0XX, 2004 年 12 月.
- 3) 鈴木広一, 匂坂雅一, 「高速飛行実証フェーズ II の飛行実験計画に関する検討」, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-04-009, 2004 年 10 月.
- 4) 塚本太郎, 鈴木広一, 二宮哲次郎, 「高速飛行実証フェーズ II の誘導制御系設計」, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-04-006, 2004 年 9 月.
- 5) 二宮哲次郎, 鈴木広一, 塚本太郎, 「高速飛行実証フェーズ II の誘導制御系評価」, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-04-002, 2004 年 9 月.
- 6) 鈴木広一, 塚本太郎, 二宮哲次郎, 柳原正明, 「高速飛行実証フェーズ II の数学シミュレーションモデル (仮題)」, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-05-XXX, 発刊予定.

## 付録.A 3自由度の縦の線形モデルについて

## (1) 運動方程式の線形化

質点近似の縦の運動方程式は以下のようになる。

$$\dot{V} = -\frac{1}{2m} \rho V^2 SC_D - g \sin \gamma$$

$$\dot{\gamma} = \frac{1}{2m} \rho V SC_L - g \cos \gamma$$

$$\dot{h} = V \sin \gamma$$

本節において、 $V$ は機体重心の慣性速度とする。大気密度 $\rho$ の変化を無視し、重力加速度 $g$ 一定、抗力係数 $C_D$ 、揚力係数 $C_L$ のマッハ数依存性を無視してこれを線形化すると以下のようになる。

$$\Delta \dot{V} = -\frac{1}{m} \rho V SC_D \Delta V - g \cos \gamma \Delta \gamma - \frac{1}{2m} \rho V^2 SC_{D\alpha} \Delta \alpha$$

$$\Delta \dot{\gamma} = \left( \frac{1}{2m} \rho V SC_L + \frac{g}{V^2} \cos \gamma \right) \Delta V + \frac{g}{V} \sin \gamma \Delta \gamma + \frac{1}{2m} \rho V SC_{L\alpha} \Delta \alpha$$

$$\Delta \dot{h} = \sin \gamma \Delta V + V \cos \gamma \Delta \gamma$$

## (2) 誘導則の線形化

一定マッハ数フェーズにおける非線形誘導則は、以下の方程式を迎え角 $\alpha$ について解いて与えられる。

$$-\frac{1}{2m} \rho V^2 SC_D^{\text{model}}(M, \alpha) - g \sin \gamma = -K(V - V_c)$$

これを線形化すると、

$$-\frac{1}{m} \rho V SC_D^{\text{model}} \Delta V - g \cos \gamma \Delta \gamma - \frac{1}{2m} \rho V^2 SC_{D\alpha}^{\text{model}} \Delta \alpha = -K \Delta V$$

$K$ ; フィードバックゲイン

あるいは

$$\Delta \alpha = \frac{2m}{\rho V^2 SC_{D\alpha}^{\text{model}}} \left\{ \left( K - \frac{1}{m} \rho V SC_D^{\text{model}} \right) \Delta V - g \cos \gamma \Delta \gamma \right\}$$

## (3) 閉ループの線形モデル

以上から得られた線形モデルを整理すると以下のようになる。

・線形化された運動方程式

$$\dot{x} = A_p x + B_p u$$

$$y = C_p x$$

ここに、

$$x = [\Delta V \ \Delta \gamma \ \Delta h]^T, u = [\Delta \alpha], y = [\Delta M \ \Delta \gamma \ \Delta h \ \Delta \dot{h}]^T$$

$$A_p = \begin{bmatrix} -\frac{1}{m} \rho V SC_D & -g \cos \gamma & 0 \\ \frac{1}{2m} \rho V SC_L + \frac{g}{V^2} \cos \gamma & \frac{g}{V} \sin \gamma & 0 \\ \sin \gamma & \cos \gamma & 0 \end{bmatrix},$$

$$B_p = \begin{bmatrix} -\frac{1}{2m} \rho V^2 SC_{D\alpha} \\ \frac{1}{2m} \rho V SC_{L\alpha} \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$C_p = \begin{bmatrix} C_s & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ \sin \gamma & \cos \gamma & 0 \end{bmatrix}$$

・線形化された誘導則

$$u = F y$$

$$F = \begin{cases} [K_M C_s \ K \ 0 \ 0] & (G\text{phase} = 2) \\ \left[ \frac{2m \left( K - \frac{\rho V SC_D^{\text{model}}}{m} \right)}{\rho V^2 SC_{D\alpha}^{\text{model}}} \quad \frac{2mg \cos \gamma}{\rho V^2 SC_{D\alpha}^{\text{model}}} \quad 0 \quad 0 \right] & (G\text{phase} = 3) \\ [0 \ 0 \ K_h \ K_h] & (G\text{phase} = 5) \end{cases}$$

$G\text{phase} = 4$ の減速フェーズはopen loopによる誘導であるため、フィードバックは行っていない。誘導則の詳細は参考文献4)を参照のこと。

以上より、閉ループの線形モデルは以下で与えられる。

$$\dot{x} = (A_p + B_p F C_p) x$$



宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-04-040

---

発行日 2005年7月28日  
編集・発行 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構  
〒182-8522  
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1  
TEL 0422-40-3000 (代表)  
印刷所 株式会社 実業公報社  
東京都千代田区九段北1-7-8

---

© 2005 JAXA

※本書（誌）の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書（誌）からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書（誌）中、本文については再生紙を使用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



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