

# 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の飛行実験計画に関する検討

鈴木 広一，匂坂 雅一

2004年10月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

## 目 次

1. はじめに	1
2. 主な記号	2
3. 実験機打ち上げ手法の検討	3
3.1 打ち上げ手法に依存しない共通事項について	3
3.1.1 機体特性	3
3.1.2 空力特性	3
3.1.3 制約条件	4
3.1.4 誤差源、誤差値	4
3.2 空中発進方式に対する検討	6
3.2.1 前提条件	6
3.2.1.1 重量特性	6
3.2.1.2 加速上昇用ロケット特性	6
3.2.1.3 空中発進方式に対する誤差源、誤差値について	6
3.2.2 飛行経路設計	7
3.2.2.1 目標とする飛行状態について	8
3.2.2.2 誘導則の設計	10
3.2.2.3 空中発進方式による飛行経路	11
3.2.2.4 空中発進方式改善案の検討	24
3.3 バルーン・ドロップ方式に対する検討	25
3.3.1 前提条件（重量特性）	25
3.3.2 飛行経路設計	25
3.3.2.1 誘導則の設計	25
3.3.2.2 バルーン・ドロップ方式による飛行経路	26
4. 結論	27
5. おわりに	29
Appendix A 迎え角制限について	31
Appendix B 空中発進方式の誘導ゲイン設計について	31



# 高速飛行実証フェーズIIの飛行実験計画に関する検討\*

鈴木 広一<sup>\*1</sup>、匂坂 雅一<sup>\*2</sup>

## Investigation on Flight Experiment Planning for High Speed Flight Demonstration Phase II\*

Hirokazu SUZUKI<sup>\*1</sup>, Masakazu SAGISAKA<sup>\*2</sup>

### ABSTRACT

A high-speed flight demonstration (HSFD) phase II program using a scale vehicle is planned as a way of reducing the uncertainties in the HOPE-X aerodynamic database. This paper investigates flight planning for the HSFD vehicle, applying technical considerations to the selection of a launch method. An air-launch method and a balloon drop method are examined. A guidance law was designed for each launch method and flight simulations were performed. These investigations made it clear that although the air-launch method can produce the required flight experiment under ideal conditions, the method breaks down in certain cases, such as departures from nominal separation or thrust performance. On the other hand, the balloon-drop method satisfies the requirements of the flight experiment in all cases, including likely variations from the ideal. This paper concludes that the proper launch method for the phase II demonstration vehicle is the balloon drop.

**Keywords:** Flight Experiment, HOPE-X, HSFD

### 概 要

HOPE-X形態機の遷超音速域における空力データ取得を目的とした高速飛行実証フェーズIIが実施された。本稿では、同飛行実証計画開始時に、技術的な観点より高速飛行実証機の打ち上げ方式に関する検討を行った結果を示す。本稿で対象とする打ち上げ方式は、母機として航空機を用いた空中発進方式 (Air-launch) と、高層気球を用いたバルーン・ドロップ方式である。両打ち上げ方式に対して簡単な誘導則を設計し、3次元3自由度の飛行シミュレーションにより飛行分散解析を行った。その結果、空中発進方式では誤差なしの場合には要求する飛行実験が成立するものの、母機性能に対する不確定性や設計モデル誤差を考慮した複数のケースでは、要求する飛行実験を成立させ得る見通しが立たないことが明らかとなった。他方、バルーン・ドロップ方式では、誤差を想定しても全てのケースに対して飛行実験成立の見通しを得た。従って本稿では、技術的な観点より実験機の打ち上げ方式として、バルーン・ドロップ方式が所望の飛行実験達成の可能性がより高いと結論付けた。なお最終的な打ち上げ方式は、コストや飛行実験場所といった要因も含めて検討され、バルーン・ドロップ方式に決定された。

#### 1. はじめに

航空宇宙技術研究所 (NAL) と宇宙開発事業団 (NASDA) <sup>注1)</sup> では、宇宙往還技術試験機 HOPE-X (H-II Orbiting Plane) の開発研究を進めてきた。本機体開

発に先立ち、軌道再突入実験 (OREX ; Orbital Reentry Experiment)、極超音速飛行実験 (HYFLEX ; Hypersonic Flight Experiment)、小型自動着陸実験 (ALFLEX ; Automatic Landing Flight Experiment) が実

\* 平成14年5月21日 受付 (Received 21 May, 2002)

\*1 総合技術研究本部将来宇宙輸送系研究センター (Future Space Transportation Research Center, Institute of Space Technology and Aeronautics)

\*2 経営企画部付

注1) 2003年10月より宇宙航空研究開発機構 (JAXA) に再編

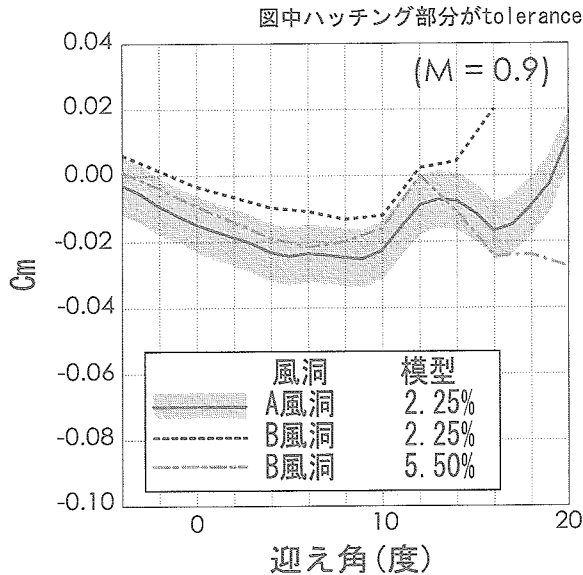


図 1.1 HOPE-X 07 形状 Cm 基本特性

施された<sup>1)~3)</sup>。軌道離脱から滑走路着陸までの速度範囲を考えた場合、これら3種の飛行実験では遷超音速及び高亜音速域での飛行領域が欠けている。この速度域におけるHOPE-X開発のための空力設計データは、HYFLEX及びALFLEXの実飛行試験データを反映しつつ、風洞試験とCFD(Computational Fluid Dynamics)により設定されるものとしていた。ここで空力特性の設計誤差について述べておく。設計誤差は、次の2種類に大別される。即ち、toleranceと呼ばれる風洞試験誤差と、variationと呼ばれる風洞試験下と実飛行環境下の相違である。我が国における機体設計及び飛行実験に関する経験は極めて乏しいことから、空力特性誤差はこれら2種類の誤差を独自の方法により処理し、設計に用いているのが現状である<sup>4)</sup>。

さて、HOPE-X開発に資するため風洞試験を実施した結果、抗力、ピッチング・モーメント、舵効き、ヒンジ・モーメント等について、当初設定していたtoleranceを逸脱していることが分かった。その一例を図1.1に示す。さらにHYFLEXにおいては、当初見積もっていた空力特性誤差以上の誤差の存在を示す(或いはその可能性のある)実飛行データも得られている<sup>4)~6)</sup>。そのためHOPE-Xでは、当初設定していたtoleranceを全ての風洞試験結果を包含するように広げ、設計開発を進捗させた。

ところで図1.1中に見られる風洞試験間の相違や、HYFLEXにおける実飛行データと設計データの差異について検討したところ、その主たる原因はベース圧補正法に問題があるものと推定された<sup>4), 5)</sup>。また高速域の風洞試験では、風洞試験模型は小型にならざるを得ず、

その結果ヒンジ・モーメント計測を著しく困難なものとしているため不確定性が大きい。この結果誘導制御系への設計要求や、重心位置許容範囲等に対する運用制限は、当初の設定より厳しくせざるを得ない状況に追い込まれた。

以上の様な観点から、HOPE-X開発において過大な設計マージンを負わせることを防ぎ、且つそもそもの実機開発に対する危険度を低減することが極めて重要となった。そこで低コストの飛行実証により、空力特性推定精度とヒンジ・モーメント計測の向上に資するデータ取得を一つの目的とした、高速飛行実証フェーズIIが計画された<sup>7), 8)</sup>。マッハ1前後の実飛行データ取得の為に、巨大なロケットのような大掛かりな打ち上げ手段を必要とはしない。翻ってこのことは、実験機の打ち上げ手段として幾つかの方式について可能性があることを示唆している。本稿では、空中発進方式とバルーン・ドロップ方式を対象に、両実験手法の成立性について検討することを目的とする。なお本稿では、空中発進方式として母機から分離後、加速ロケットを用いて加速する方式を想定している。他方、バルーン・ドロップ方式としては、高層気球を用いた自由落下による加速を想定している。

以下本稿では、第3章で両実験方式に関する検討を行う。3章の初めに実験手法に依らない共通事項について述べ、続く3.2節では空中発進方式に関する詳細検討を、3.3節ではバルーン・ドロップ方式に対する詳細検討を行う。第4章では結論をまとめる。

## 2. 主な記号

記号

$a_s$  : 音速

CD : 抗力係数

CL : 揚力係数

D : 抗力

g : 重力加速度

h : 高度

hs : スケール高度

$Kq_\infty$  : 動圧に対する比例フィードバックゲイン

$K_v$  : 速度に対する比例フィードバックゲイン

L : 揚力

M : マッハ数

m : 機体質量

Nz : 荷重倍数

$q_\infty$  : 動圧

r : 地心半径

S : 代表面積

- t : 時間
- u : 制御入力
- V : 慣性速度
- Va : 対気速度
- w : 風の速度
- x : 状態量
- $\alpha$  : 迎え角
- $\gamma$  : 経路角
- $\rho$  : 大気密度
- $\rho_{OBS}$  : 搭載計算機上大気密度
- $\tau_v$  : 速度に対する微分フィードバックゲイン

添字

- 0 : 平衡点
- c : コマンド

### 3. 実験機打ち上げ手法の検討

#### 3.1 打ち上げ手法に依存しない共通事項について

本章では、実験機打ち上げ方式の詳細な検討に先立ち、両打ち上げ手法に共通の前提条件についてまとめる。まず、本飛行実験の目的の一つである遷超音速域でのベース圧補正データを取得し、実飛行データを風洞試験にフィードバックするために要求されている飛行条件についてまとめる。実験計測中の実験機には、目標とする一定マッハ数に対して、要求精度内に自機のマッハ数を保持することが求められる。このマッハ数保持を行っている間、機体に働く空気力の非定常性を排除するため、2度/秒以下のレートにおいて、迎え角10～0度の $\alpha$ -sweepを実施することが飛行実験要求である。飛行実験は合計6 flight 予定されている。6 flightの内訳は、3種類の目標マッハ数に対して、それぞれ2 flightづつ行うことを

表 3.1 飛行実験要求

項目	内容
目標マッハ数	0.8, 1.05, 1.2
要求維持精度	目標マッハ数に対して $\pm 0.03$
姿勢	迎え角10度から0度までの $\alpha$ -sweep 姿勢変更レートは2deg/s以下

計画している。各目標マッハ数と精度の具体的な数値は、表3.1にまとめた。3種類の目標マッハ数の中では、目標マッハ数1.2のケースが与えるべきエネルギーの観点から最も厳しい。すなわちバルーン・ドロップ方式では、高層気球の上昇限度内であれば、高い目標マッハ数を達成するためには単に分離高度を上げればよい。しかしながら空中発進方式では、機体内に搭載可能な加速ロケットおよび母機の性能から自ずと達成可能なマッハ数に限界がある。そこで本稿では、目標マッハ数1.2に対する飛行実験の成立性についてのみ検討した。なお、本稿で実施する飛行シミュレーションは、全て3次元3自由度質点系での飛行シミュレーションである。また本稿の検討では、地球の自転を考慮していないため、慣性系の諸量と対地系の諸量は一致する。さらに、本稿では全ての飛行シミュレーションは無風状態を想定して行なわれている。したがって、対気系の諸量と対地系の諸量も一致している。本稿で無風を想定した理由については、後の3.2.2.1節で述べる。

#### 3.1.1 機体特性

実験機はHOPE-X本機の25%スケールであり、代表面積は3.51 m<sup>2</sup>である。機体重量については打ち上げ方式によって顕著な違いがあるため、後の詳細検討の中で述べる。機体特性に関する基本的なデータを表3.2に示す。

#### 3.1.2 空力特性

空力特性はHOPE 07形状(図3.1)と呼ばれる機体形状のデータを用いる。本空力データは、マッハ数、高度、迎え角、横滑り角および5種の空力舵面(speed brake, body flap, elevator, aileron, rudder)の関数として表されている。本稿で実施する飛行シミュレーションは、機体を質点系として取り扱った3次元3自由度シミュレーションである。マッハ数と高度は状態量として、迎え角は制御入力として使用されているため、空力特性算出の際にはこれらの値を与えればよい。横滑り角については、制御系の働きにより0度に抑えられているものとした。また5種の空力舵面の内、speed brakeとbody flapは固定舵面であるため、実験機に対して設定されている値(それぞれ0度と-20度)を使用した。残りの可動舵面の舵角は、本来ならば制御系の働きにより決定され

表 3.2 機体特性

項目	空中発進方式	バルーン・ドロップ方式
代表面積 (m <sup>2</sup> )	3.51	同左
質量 (kg)	ロケット燃焼前 800.0 後 546.1	500.0

る。しかしながら本稿で行う飛行シミュレーションは、先にも述べた通り質点系の飛行シミュレーションであることから、適切な設定が必要である。そこで、まず elevator については縦トリム状態での飛行が予測されることから、トリム舵角の近傍値として0度とした。また実験計測飛行中は極力不確定要因を排除するという考えから、横滑り角、バンク角共に0度保持を想定している。このため aileron 及び rudder の舵角も0度とした。

なお固定舵面が採用された経緯と、その設定値について以下に述べる。本実験機では、胴体内の空間的な制約やコスト等と、ある限られた速度域で使用する空力舵面の必要性とのトレードオフにより、speed brake と body flap が固定とされた。まず speed brake の舵角については、HOPE-X の帰還軌道を参考に設定することが考えられる。本実験機で目標としているマッハ数域では、HOPE-X 本機は speed brake を30度開の状態で行っている。そのため本実験機の speed brake も、同角度開状態にすることが一つの考え方であろう。しかしながら本稿に先立つ予備検討により、speed brake を開いた場合抗力が大きくなり、空中発進方式の成立性に否定的な影響を与えることが明らかとなった。そのため、本稿の検討では抗力係数を極力小さくするため speed brake を閉じた状態、即ち0度を想定した。なお本飛行実験の主たる目的は、空力特性推定精度向上のためにベース圧補正に関する空力データを取得することである。この観点か

らは舵角の相違は問題とならないため、本実証機ではこのような差異を許容することとした。HOPE-X 本機の body flap は、当該マッハ数域では飛行状態に合わせて変化している。しかしながら本実験機では、空間的にアクチュエータが搭載できず、固定とせざるを得なかった。即ち、空中発進方式では加速上昇ロケットが機体後部に搭載されるため、空間的に余裕が無い。バルーン・ドロップ方式の場合でも、機体はゴンドラを介して高層気球に懸吊される。そのため胴体後部にゴンドラとの結合装置が必要となり、やはり空間的な余裕が無いためである。さらに elevator を駆動するロッドのストロークも、空間的な制約から十分に確保することが出来なかった。そのため elevator の可動範囲（-20～+20度）も HOPE-X 本機のそれ（-35～+20度）に対して制限された。この状況を考慮して、body flap の設定値は elevator の効きが最も強い0度付近でトリムが取れるよう調整され、-20度とされた。表3.3に各舵角の設定値をまとめて示す。

### 3.1.3 制約条件

本節では、打ち上げ方式を検討する際に考慮すべき制約条件について述べる。空中発進、バルーン・ドロップ方式、何れの打ち上げ方式を検討するにあたって、実験機分離後飛行実験データを取得し、機体を回収するまでの全飛行区間に亘り同一の制約条件が課される。その制約条件とは、機体の破壊を回避するための最大動圧及び最大/最小荷重倍数制限と、機体のトリム、静安定確保等のための迎え角制限の3種類である。まず、飛行中に遭遇する最大動圧及び最大/最小荷重倍数は、それぞれ 15.69 kPa (1600 kgf/m<sup>2</sup>) 以下、-1.0～+3.5g と制限されている。一方迎え角に対する制限は、トリム確保及び縦静安定、方向静安定確保の観点から、図3.2に示す範囲に制限されている。迎え角制限に関する詳細は、Appendix. A を参照されたい。

### 3.1.4 誤差源、誤差値

本稿で想定している打ち上げ手法に依らない共通の誤差源は、大気密度誤差、空力誤差及び質量誤差である。

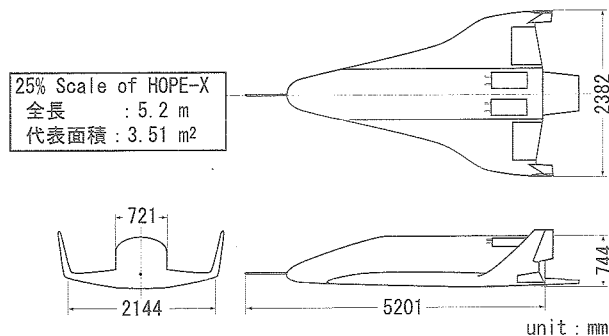


図 3.1 実験機三面図

表 3.3 各舵面の設定値とその根拠

舵面の種類	設定値(度)	根拠
Speed Brake	0	抗力低減のため
Body Flap	-20	Elevator の効きが最も強い舵角 0 度付近でトリムが取れるよう調整
Elevator	0	トリム近傍
Aileron	0	最も重要な実験計測飛行中には、wing level を保持することを前提としたため
Rudder	0	同上

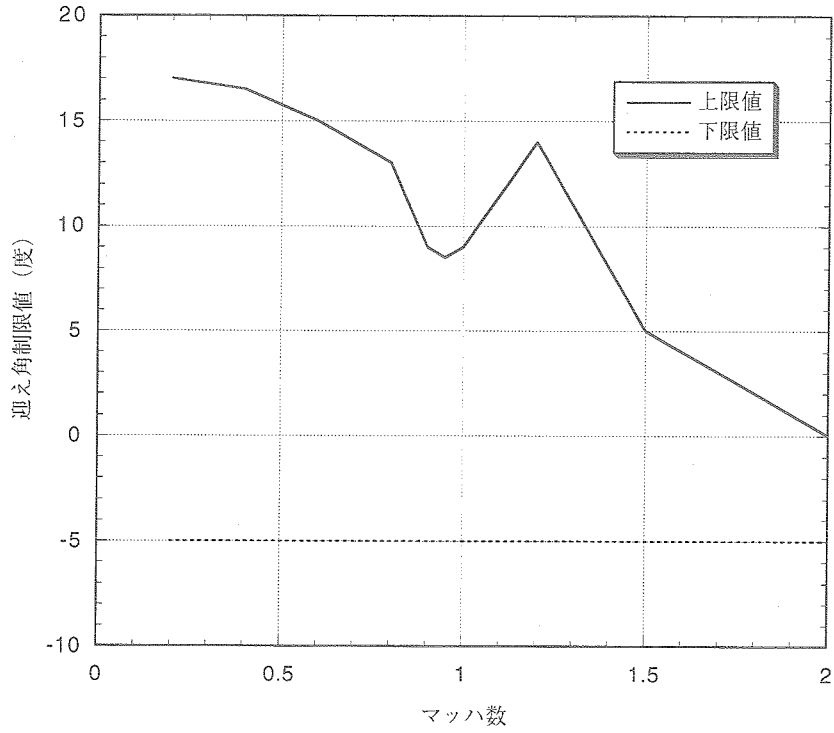


図3.2 迎え角制限

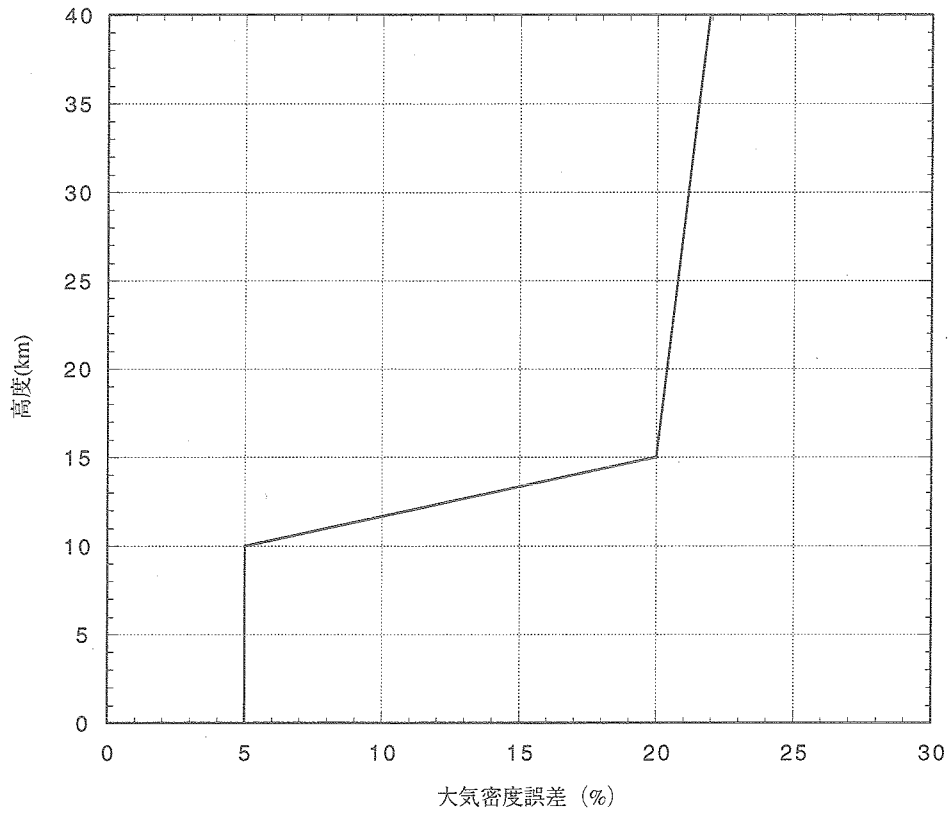


図3.3 大気密度誤差モデル  
(-誤差は極性を反転させる)



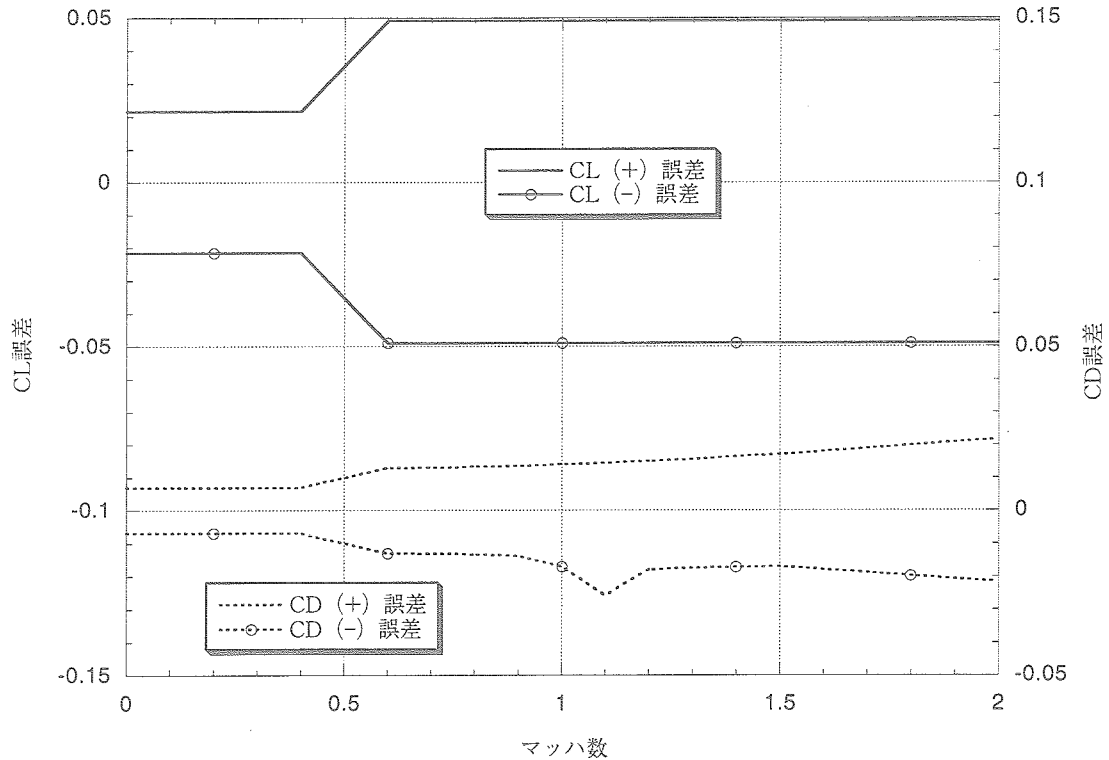


図 3.4 空力誤差モデル

大気密度誤差は U. S. Standard Atmosphere 1976 に基づき設定されている<sup>9)</sup>。誤差モデルを図 3.3 に示す。空力誤差は、HOPE 07 形状に対して設定されている空力誤差モデルを使用した。このモデルを図 3.4 に示す。質量誤差については、各打ち上げ方式で設定されている実験機質量に対して ±10% を想定した。

### 3.2 空中発進方式に対する検討

本稿では、米国 Scaled Composites 社所有の Proteus を母機とする空中発進方式を対象として検討を行う。Proteus を用いた空中発進方式の、実験手法シナリオ概観図を図 3.5 に示す。母機の Proteus は有人機であり、胴体下部に実験機を装着した後、滑走路から離陸する。離陸後 Proteus はその上昇限度である高度約 18 km へ実験機を運び、対地速度 150 m/s で実験機を水平分離する。実験機は母機との衝突回避を行うため 1 秒間自由落下した後加速上昇用ロケットに点火、高度 20 km 程度まで上昇する。その後降下に移り、目標とする飛行実験軌道を確立する。

#### 3.2.1 前提条件

##### 3.2.1.1 重量特性

空中発進方式に供される実験機の初期質量は 800.0 kg とした。これは加速上昇用ロケット点火前の値である。推進剤の質量は 118.4 kg であり、ロケット燃焼中の激し

い重心位置変化を抑えるため、実験機機首部には 135.5 kg のバラストの搭載を想定している。このバラストはロケット燃焼開始と同時に投棄が開始され、一定レートで投棄される。そして加速上昇用ロケット燃焼終了と同時に、バラストの投棄が完了する。したがって加速上昇用ロケット燃焼終了時の機体質量は 546.1 kg となる。

##### 3.2.1.2 加速上昇用ロケット特性

加速上昇用ロケットの推力は 27.2 kN (2773 kgf) で一定、比推力は 267 sec、燃焼時間は 11.4 秒である。本加速上昇用ロケットの基本モデルは、米国 Thiokol 社製の小型ロケットモータであり、本飛行実験には小改修を施して使用する。

##### 3.2.1.3 空中発進方式に対する誤差源、誤差値について

空中発進方式の場合には、3.1.4 節で述べた誤差源の他に、実験機分離時の不確定性と加速上昇用ロケットの設計誤差について考慮した。母機である Proteus は有人機であるため、実験機分離は精度良く実施できる。しかしながら、本稿執筆時における Proteus の実証飛行高度は 15 km であり、実証飛行高度に基づく Proteus の運用高度は、16 km 程度と見積もられている。ここまで述べてきた実験機分離条件は、Proteus の設計上の最大能力を想定したものである。そのため前述の実証高度を考慮して、実験機分離条件の不確定性について考慮しておく

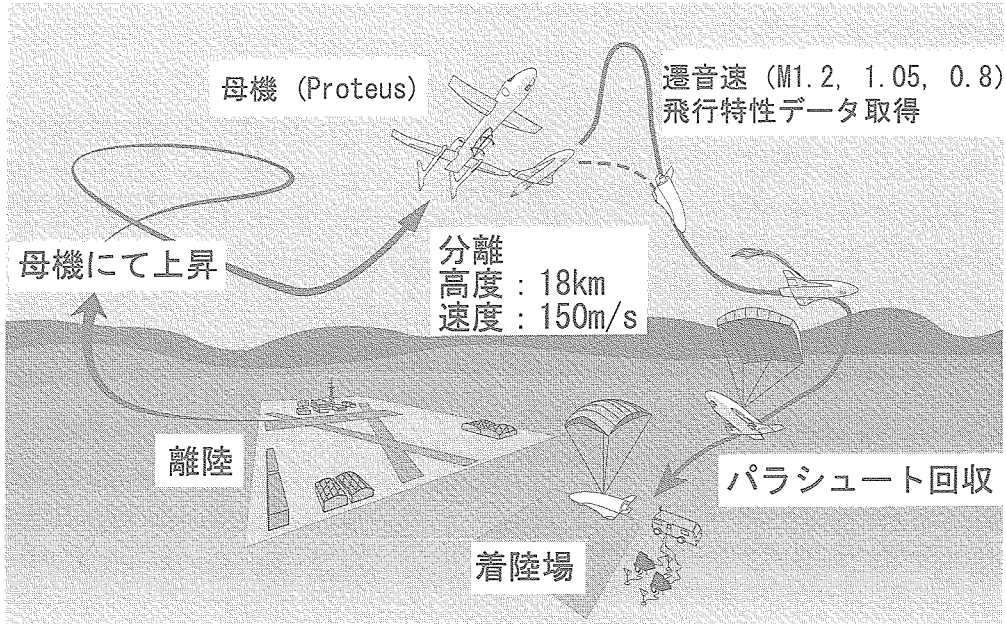


図 3.5 空中発進方式による飛行実験概要

表 3.4 誤差源、誤差値と分離時不確定性

誤差源 (不確定性)	誤差値
加速上昇用ロケット推力誤差 (%)	±14.85%
実験機分離時不確定性	
高度 (km)	±1.0
対地速度 (m/s)	±30.0
対地経路角 (度)	±3.0

ことは、実験機開発の初期段階に於いては必要であろう。以上の議論を元に、実験機分離条件の不確定性として、表3.4に示すように各値を設定した。また、加速上昇用のロケットについても、既存品の小改修や製造によるバラツキがあることから、H-II SRBの想定誤差に準拠して誤差を想定した。想定値を表3.4に併せて示す。

### 3.2.2 飛行経路設計

打ち上げ方式検討のために行う飛行シミュレーションは、全て3次元3自由度質点系モデルを使用している。そのため、飛行経路は初期条件（実験機分離条件）、機体諸元（質量、代表面積、加速上昇用ロケットのスペック）及び迎え角の時間履歴を決定すれば自ずと定まる。これらの内、初期条件及び機体諸元については既に述べた。本節では、迎え角の時間履歴を生み出す誘導則について述べると共に、飛行シミュレーションの結果得られる飛行経路について解説する。

空中発進方式に供する誘導則は、実験機分離から実験計測飛行終了までの飛行区間を3フェーズに分割して設計する。最初のフェーズはロケット燃焼中に加速上昇を行う区間であり、本稿ではこのフェーズを便宜的に加速

上昇フェーズと称する。別途行っている姿勢制御系の検討結果から、このフェーズでフィードバック制御による誘導コマンドを出力しても、姿勢制御側ではそのコマンドを追従しきれない見通しとなっている。そのため、本フェーズではフィードバックによる誘導は行わずに、マッハ数でスケジュールされた迎え角コマンドをフィードフォワードで出力する。迎え角コマンドのスケジュール値は、次の2つの理由により図3.6に示すように決定した。

一つは、密度の濃い高度域を飛行することによるエネルギー損失を回避するため、出来る限り大気密度の薄い高々度へ上昇できるようなスケジュール方式を目指した。高々度への上昇とは、すなわち経路角を増加させることと捉える。経路角に対する運動方程式は、下記の通りである。

$$\dot{\gamma} = \frac{L}{mV} - \left( \frac{g}{V} - \frac{V}{r} \right) \cos \gamma \tag{3.1}$$

制御入力である迎え角  $\alpha$  によって経路角を増加させる、つまり  $\dot{\gamma}$  を正とするためには、揚力係数  $C_L$  の増加

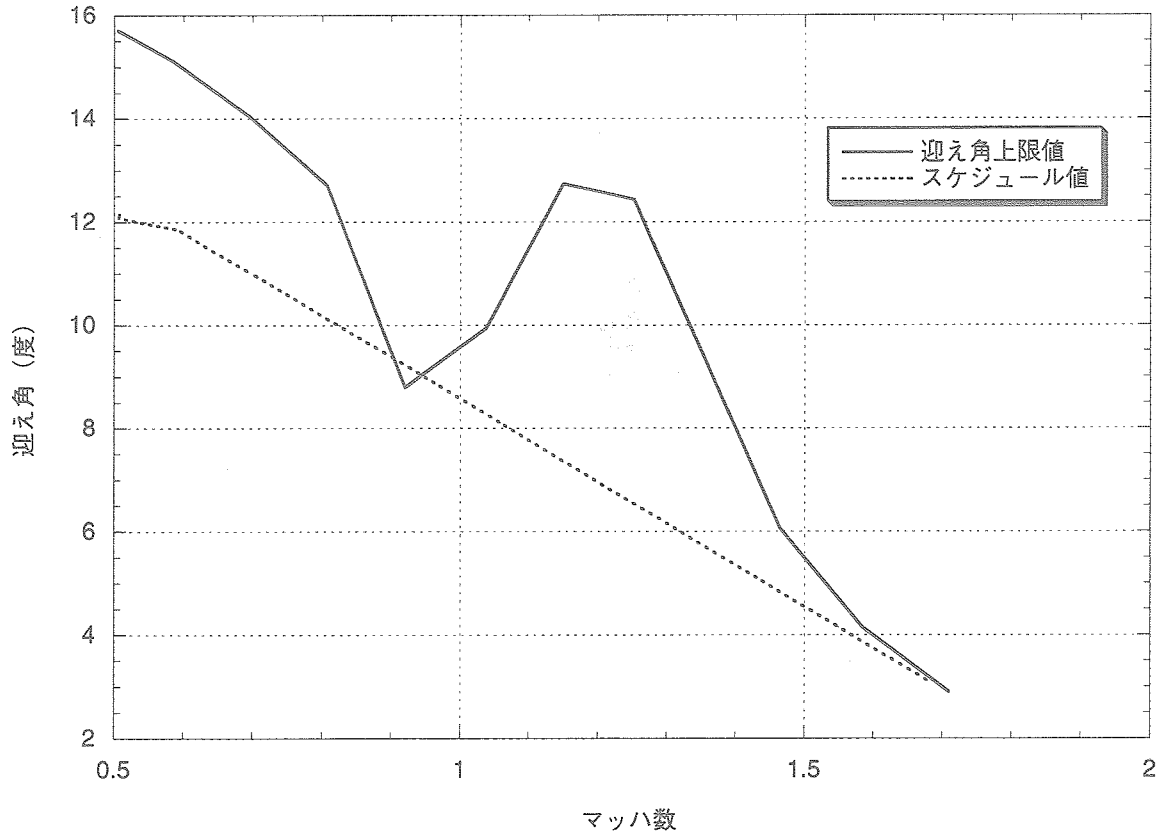


図 3.6 加速上昇フェーズ迎え角スケジュール値

を介して揚力 $L$ を増やすことである。本実験機の場合、 $\alpha$ に対する $CL$ は正の傾きを持つ直線によって近似することが出来るから、最も高い $CL$ で飛行することは、図 3.6 に示した $\alpha$ の上限値で飛行することに他ならない。

もう一つは先にも述べた通り、このフェーズでは迎え角コマンドをフィードフォワードで出力することとしている。姿勢制御系が最も追従しやすいスケジュール方式として、ここでは、直線で表現できるもの、とした。以上の条件を具体的に書くと、迎え角上限値の制限を逸脱しないよう、傾き最大の直線を求めることとなる。本稿では、マッハ 0.8 付近での逸脱は微小時間であることから許容して、図 3.6 に示すようなスケジュールとした。

二番目のフェーズは加速上昇終了直後から $\alpha$ -sweepを行うまでの区間であり、これを分散吸収フェーズと称する。このフェーズの誘導則には、加速上昇時及び $\alpha$ -sweepを行うまでの飛行中に発生する経路分散を吸収し、目標とする飛行状態に実験機を誘導するような機能を持たせる。ここで言う、目標とする飛行状態については次の 3.2.2.1 節で述べ、誘導則については 3.2.2.2 節で述べる。最後のフェーズは $\alpha$ -sweepを行う区間であり、このフェーズに於いて実験目的とする飛行データを取得する。このフェーズを実験計測飛行フェーズと呼ぶ。本フェーズの誘導則は、分散吸収フェーズのそれと同一で

ある。

### 3.2.2.1 目標とする飛行状態について

実験機は、無推力滑空飛行により目標マッハ数を維持しつつ $\alpha$ -sweep試験を行なう。この試験を実現させるためには、目標とするマッハ数に到達した時点で、実験機に働く重力と抗力が釣り合う必要がある。このとき実験機は降下中であるから動圧は上昇し、姿勢を変えなければ抗力による加速度が増加して重力とのバランスが崩れる。これを避けるため、迎え角を小さくして抗力の低下を図り、重力とのバランスを維持する。これが飛行実験を成立させるための基本的な発想である。もちろん、一定に保持する目標マッハ数には、取得した空力データの解析上、問題とならない範囲で誤差が許されている。本節では、重力と抗力による加速度がバランスするような、実験計測飛行フェーズに於いて目標とする飛行条件を設定する。

まず、速度に関する微分方程式は次式で表される。

$$\dot{V} = -\frac{D}{m} - g \sin \gamma \quad (3.2)$$

実験計測飛行フェーズ中は、マッハ数を一定に保持することが要求される。標準大気モデルに従えば、実験計測飛行フェーズが行われる高度域において音速は一定で

計算条件  
 質量：546.1 kg  
 代表面積：3.51 m<sup>2</sup>  
 空力特性：HOPE-X 07 形状

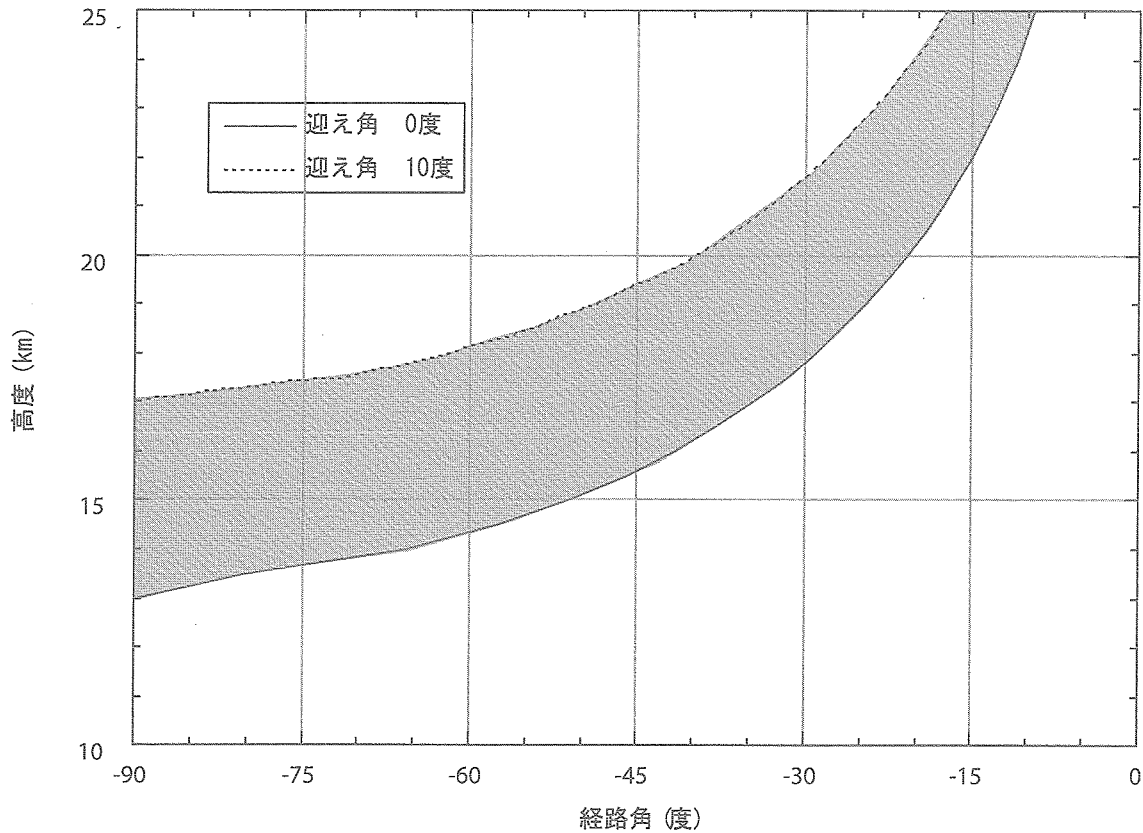


図3.7 マッハ1.2を確立するために必要な経路角と高度の関係

あるから、対気速度を一定に保持することと、マッハ数を一定に保持することは同義である。ここで対気速度  $V_a$  は

$$V_a = V - w \tag{3.3}$$

であるから、対気速度（マッハ数）を一定に保つための条件は

$$\begin{aligned} \dot{V}_a &= \dot{V} - \dot{w} \\ &= -\frac{D}{m} - g \sin \gamma - \dot{w} = 0 \end{aligned} \tag{3.4}$$

と書ける。ここで右辺第3項の風の時間変化率は、右辺第1および第2項と比較して小さい。そのため本稿では、風の影響を無視している。以上により、対気速度（マッハ数）を一定に保つための条件は

$$\dot{V} = 0 \tag{3.5}$$

となる。ここで(3.2)、(3.5)式を用いて飛行経路角  $\gamma$  について解くと

$$\begin{aligned} \gamma &= \sin^{-1} \left( -\frac{D}{mg} \right) \\ &= \sin^{-1} \left( -\frac{\rho(h) a_s^2(h) M^2 C_D(M, \alpha) S}{2mg(h)} \right) \end{aligned} \tag{3.6}$$

式(3.6)において質量  $m$  と代表面積  $S$  は定数、マッハ数  $M$  には目標マッハ数を代入し、抗力係数はその目標マッハ数と迎え角を与えることにより値を決定することが出来る。迎え角の値としては、 $\alpha$ -sweepの変更要求範囲が10～0度であることから、10度あるいは0度を採用する。残りの大気密度  $\rho$ 、音速  $a_s$  および重力  $g$  は高度の関数であることから、経路角と高度の関係を導くことが可能である。目標マッハ数を1.2とした場合の結果を図3.7に示す。図中ハッチングがなされている範囲であれば、マッハ1.2を保持して飛行することが可能であることを示している。つまり、マッハ1.2を保持しつつ迎え角10度から0までの  $\alpha$ -sweepを行うためには、図中の点線上（迎え角10度想定線）から実線上（迎え角0度想定線）へとハッチング域を通過しつつ乗り移れば良い。なお、以上の議論に於いては大気密度や空力特性

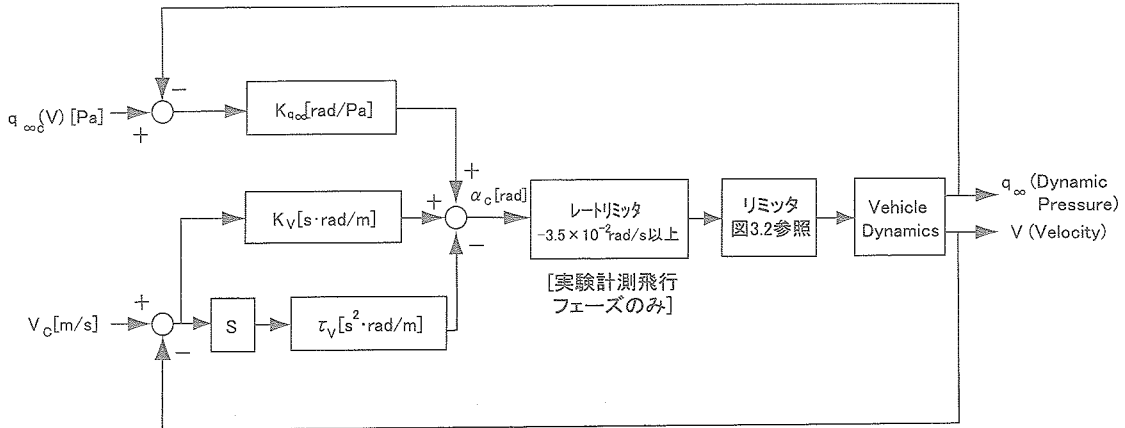


図 3.8 誘導則ブロック線図 (空中発進方式)

に関する誤差が考慮されていない事には注意を要する。

3.2.2.2 誘導則の設計

分散吸収フェーズ及び実験計測飛行フェーズに用いる誘導則は、同一の手法により設計される。即ち、本稿では質点系の3次元3自由度の運動方程式を線形化し、得られた線形モデルに対してPD制御系を構成する。本稿では、状態量  $x$  に慣性速度  $V$ 、経路角  $\gamma$ 、動圧  $q_\infty$  をとり、制御入力  $u$  を迎え角  $\alpha$  とするシステムを考える。状態量に動圧を用いた理由は、次の通りである。(3.6) 式に示したように、目標とする飛行状態を決定する状態量で誤差が見込まれるのは  $CD$  と大気密度である。動圧に対して誘導を行えば、少なくとも大気密度の不確定性に対してロバスト性が得られるものと期待できるからである。線形モデルを以下に示す。線形化の詳細については、参考文献10) を参照されたい。

$$x = (V \ \gamma \ q_\infty)^T \quad u = \alpha$$

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

$$A = \begin{pmatrix} 0 & -g \cos \gamma_0 & -\frac{CD_0 S}{m} \\ \frac{2 \cos \gamma_0}{r} & \left( \frac{g}{V_0} - \frac{V_0}{r} \right) \sin \gamma_0 & \frac{CL_0 S}{m V_0} \\ -\frac{q_{\infty 0} \sin \gamma_0}{h_s} & -\left( \frac{2g}{V_0} + \frac{V_0}{h_s} \right) q_{\infty 0} \cos \gamma_0 & -\left( \frac{V_0 \sin \gamma_0}{h_s} + \frac{2D_0}{m V_0} \right) \end{pmatrix}$$

$$B = \begin{pmatrix} -\frac{D_0 \alpha}{m} \\ \frac{L_0 \alpha}{m V_0} \\ \frac{2q_{\infty 0} D_0 \alpha}{m V_0} \end{pmatrix} \quad (3.7)$$

添字0；平衡点

上記線形システムに対して、図3.8に示すような誘導

則を設計した。誘導ゲインの設計点は、簡単化のため固定ゲインで対応することから、分散吸収フェーズと実験計測飛行フェーズの切り替え目標点を選択した。切り替え目標点は、誤差無しの飛行シミュレーション結果と、図3.7の比較から設定した。具体的な飛行状態は下記の通りである。固定ゲインは、根軌跡法を用いて設計した。具体的な設計過程については、Appendix. Bを参照されたい。以下に、設計したゲインを示す。

- ・設計点
  - 慣性速度 354.084 m/s (マッハ 1.2 相当)
  - 高度 18 km
  - 経路角 -60 度
  - 迎え角 10 度
- ・誘導ゲイン
  - $K_V = -1.1 \times 10^{-2}$
  - $K_{q_\infty} = -8.0 \times 10^{-4}$
  - $\tau_V = 2.0 \times 10^{-2}$

次に動圧目標値  $q_{\infty c}$  及び慣性速度目標値  $V_c$  の与え方について述べる。後の3.2.2.3節において具体的な飛行シミュレーション結果に示すように、実験機は加速上昇用ロケット燃焼終了後に一旦上昇し、その後降下飛行を行なう必要がある。そのため、基本的には上昇を目標マッハ数一定相当の慣性速度コマンドを与えることで実現することとした(迎え角コマンドに対する速度のフィードバック寄与分は、減速するように正の迎え角コマンド成分を出力し、その結果機体は上昇する)。降下については、事前に実施した解析の動圧-速度線図を参考に実際の飛行動圧よりもそのコマンドが大きくなる様に定式化し(つまり負の迎え角コマンド成分が出力される)、

迎え角コマンドに対する動圧のフィードバック寄与項が次第に支配的になるようにして、上昇から降下飛行への遷移を実現している。ただし、この上昇から降下へ移る適切なタイミングについては、これを解析的に導き出すことが出来なかったため、コマンド定式化の try and error とそのシミュレーション結果から、ここで述べる定式化を採用した。具体的には次のとおりである。まず動圧目標値については、分散吸収フェーズと実験計測飛行フェーズでは算出式が異なる。分散吸収フェーズでは、誤差なしの飛行状態における加速上昇用ロケット燃焼終了後の飛行状態と、先のゲイン設計点の飛行状態を直線でつなぎ、これを目標値とした。一方、実験計測フェーズの目標値は、設計用大気モデルを前提として目標マッハ数一定で飛行した場合の動圧を出力することとした。分散吸収フェーズと実験計測フェーズの切り替え目標点でもあるゲイン設計点の飛行状態を使用すれば、動圧目標値はどちらの誘導フェーズの算出式を使用しても同一の値を出力する。すなわち、両フェーズのコマンドの連続性は保証されている。慣性速度の目標値については、同じくゲイン設計点における目標マッハ数相当の速度とした。

$$\begin{aligned} q_{\infty} c &= 35.75V - 5033.0 \quad (\text{分散吸収フェーズ}) \\ &= 0.5 \rho_{\text{OBS}} V_C^2 \quad (\text{実験計測飛行フェーズ}) \quad (3.8) \\ V_C &= 354.084 \end{aligned}$$

ここで  $\rho_{\text{OBS}}$  は搭載計算機上の大気密度であり、航法系から出力される高度を用いて、標準大気モデル（設計用大気モデル）に従い算出される。なお誘導ロジックにおけるフェーズ切り替えは、高度 18 km に到達した時点とした。この理由は、フェーズ切り替え目標点の内、これ以外のマッハ数や経路角を切り替え条件とすると、目標としているマッハ数 1.2 や経路角  $-60$  度に到達しない場合が発生したからである。

また実験計測飛行フェーズの迎え角コマンドの変化率は、飛行実験要求を反映して  $-2.0 \text{ deg/s}$  ( $-3.5 \times 10^{-2} \text{ rad/s}$ ) 以上に制限している。

### 3.2.2.3 空中発進方式による飛行経路

Proteus からの実験機分離条件を高度 18.288 km、経路角 0 度、対地速度 150 m/s とし、前節までに述べた誘導則を用いて行った飛行シミュレーション結果を図 3.9 に示す。飛行の概要は次の通りである。加速上昇用ロケット燃焼終了後、実証機は設計した誘導則にしたがい、一旦上昇した後降下する。このようなマニューバを行なわせている理由は、次の通りである。加速上昇用ロケット燃焼終了時の高度と経路角は、それぞれ 18.5 km、7 度である。この飛行状態は切り替え目標点（高度 18 km、

経路角  $-60$  度）から大きく外れているため、実証機は一旦上昇した後降下することで、実験計測飛行フェーズ開始時の飛行状態を出来るだけ切り替え目標点の飛行状態に近づけるようにしている。しかしながらフェーズ切り替え時の経路角は  $-39.5$  度（高度は 18 km）であり、目標値  $-60$  度からは依然として外れている。なお動圧コマンド設計時の意図に反して、ロケット燃焼終了時の動圧とそのコマンド値は完全に一致していない。これは機体開発の進捗に伴い、誘導則設計時点から空力データ等が更新されたことに起因する。両者を完全に一致させた場合の動圧コマンド算出式を用いた場合、上昇から降下へ移るタイミングが変化し、誘導性能が若干低下したため、ここでは更新せずに (3.8) 式をそのまま採用した。

フェーズ切り替え直前で慣性速度、動圧ともほぼコマンドに一致するが、実験計測飛行フェーズでは、動圧に対する追従誤差が主に迎え角コマンドを決定しているかに見える。しかしながら、本ケースにおいては慣性速度の目標値（コマンド）に対して誘導されているのに等しい。すなわち、この飛行シミュレーションでは、誤差や不確定性を一切考慮していない。この場合、搭載計算機上の大気モデルと実環境を模擬している大気モデルは完全に一致する。そのため分散吸収フェーズでは動圧と慣性速度の目標値に対して誘導されるが、実験計測飛行フェーズにおける動圧目標値は目標慣性速度と設計用大気モデルによって算出されることから、慣性速度に対してのみ誘導されることと等しい。

本ケースにおける  $\alpha$ -sweep の迎え角最大値は 7.8 度であり、飛行実験要求を満足していない。しかしながらここで採用している誘導則は固定ゲインの簡便なものである。目標コマンドの精密化や、ゲイン設計点を複数考慮することによる可変ゲイン採用等の誘導則改良により、誤差を想定しない場合には実験成立の可能性が残されている。

また  $\alpha$ -sweep 開始時の高度と経路角は、それぞれ 17.2 km、及び  $-38.5$  度であり、目標とする飛行状態（図 3.7 中の点線上）と比較すると、高度を基準とした場合経路角が相当浅い（目標は約  $-82.5$  度）ことがわかる。これらのことは、実験機の実用上、目標飛行状態の確立は困難である可能性を示唆している。

分散を考慮した場合の実験成立性を把握するため、各種誤差と実験機分離時不確定性を想定した飛行シミュレーションを実施した。結果を、図 3.10 ~ 3.25 に示す。また表 3.5 には、その結果に基づき飛行実験成立の可能性があると判断される場合と、現状では成立の見通しが無い場合に分類して示した。分類する際の判定基準は、

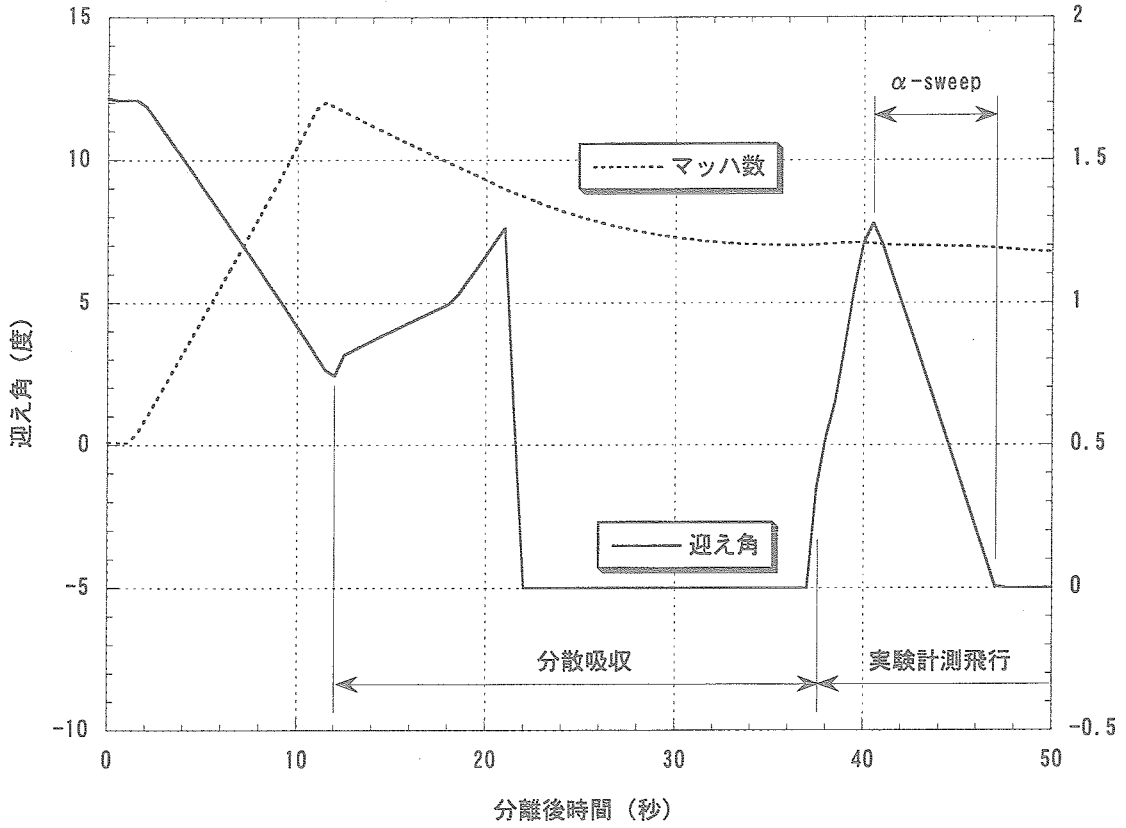


図 3.9 (1/4) 誤差無しケース (迎え角, マッハ数履歴)

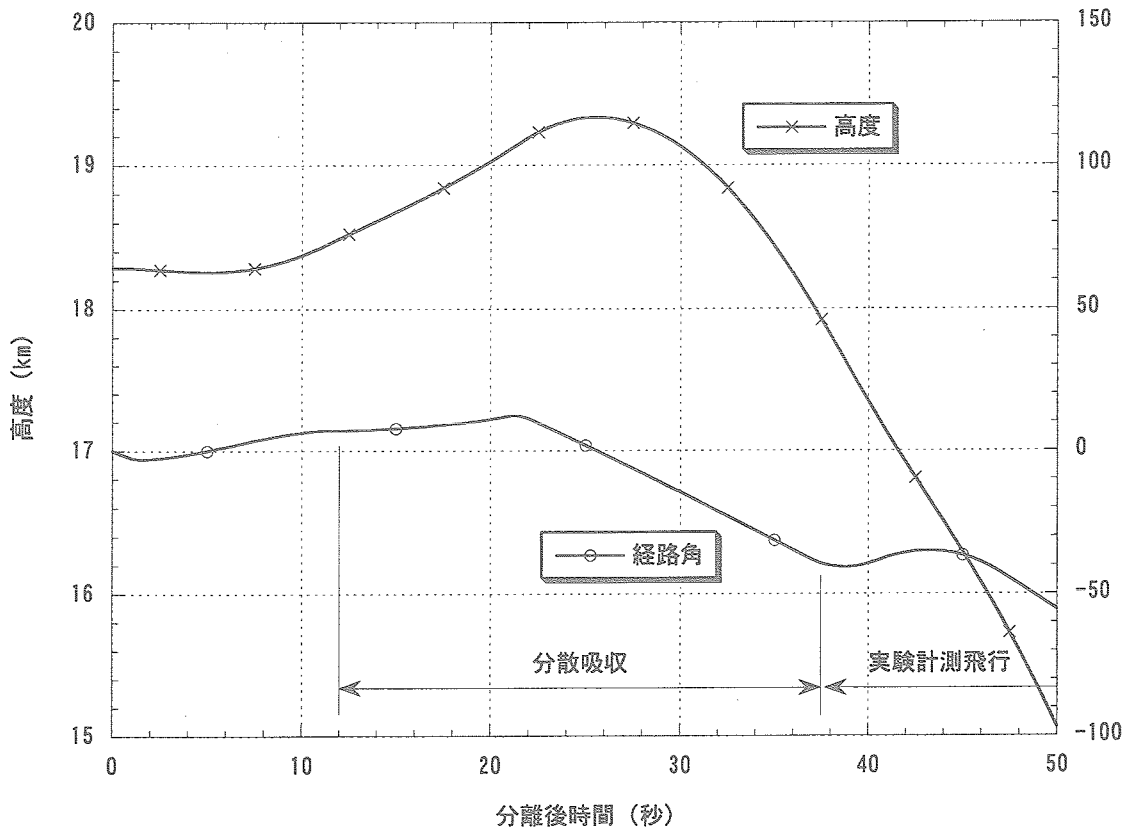


図 3.9 (2/4) 誤差無しケース (高度, 経路角履歴)

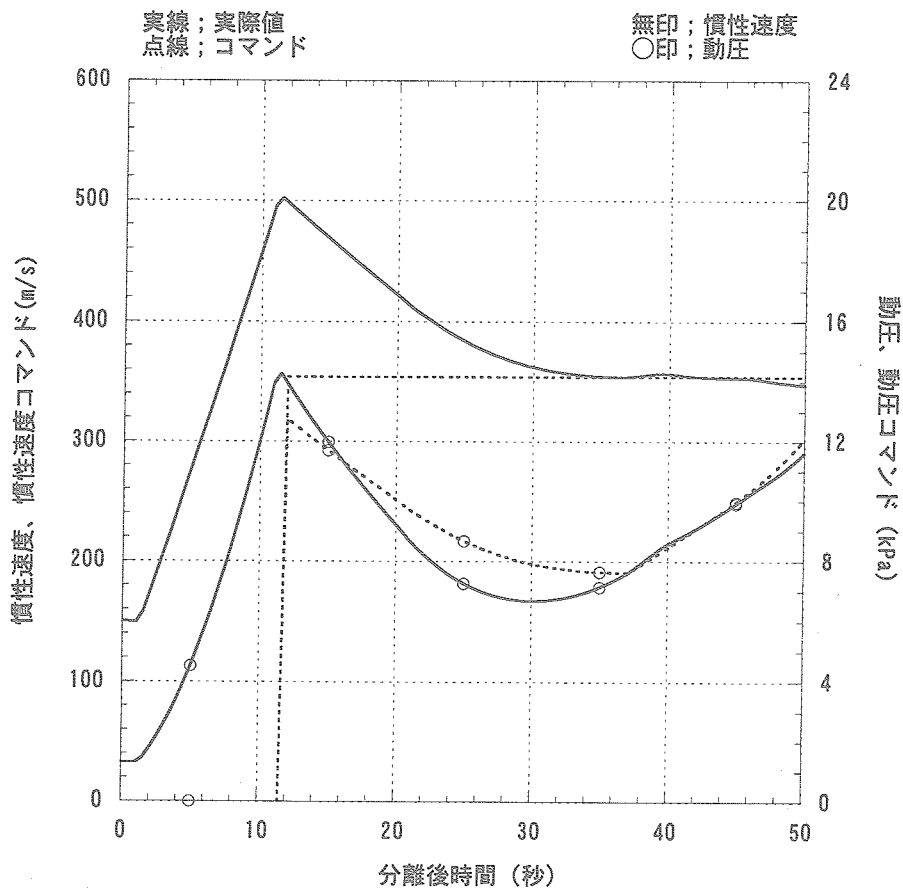


図 3.9 (3/4) 誤差無しケース (コマンド履歴)

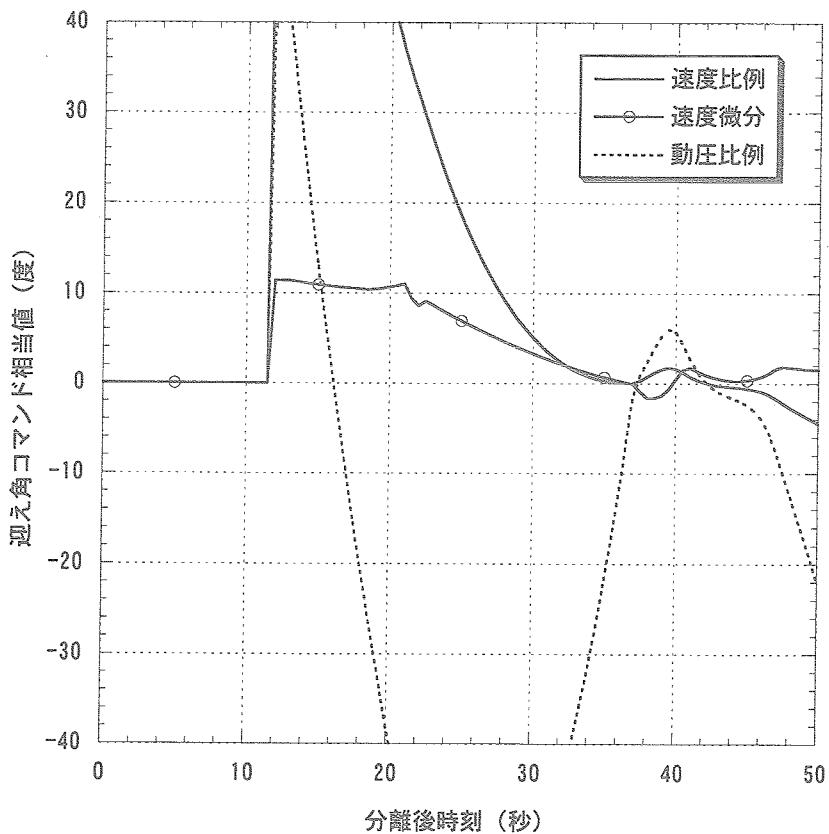


図 3.9 (4/4) 誤差無しケース (各フィードバック項の影響)



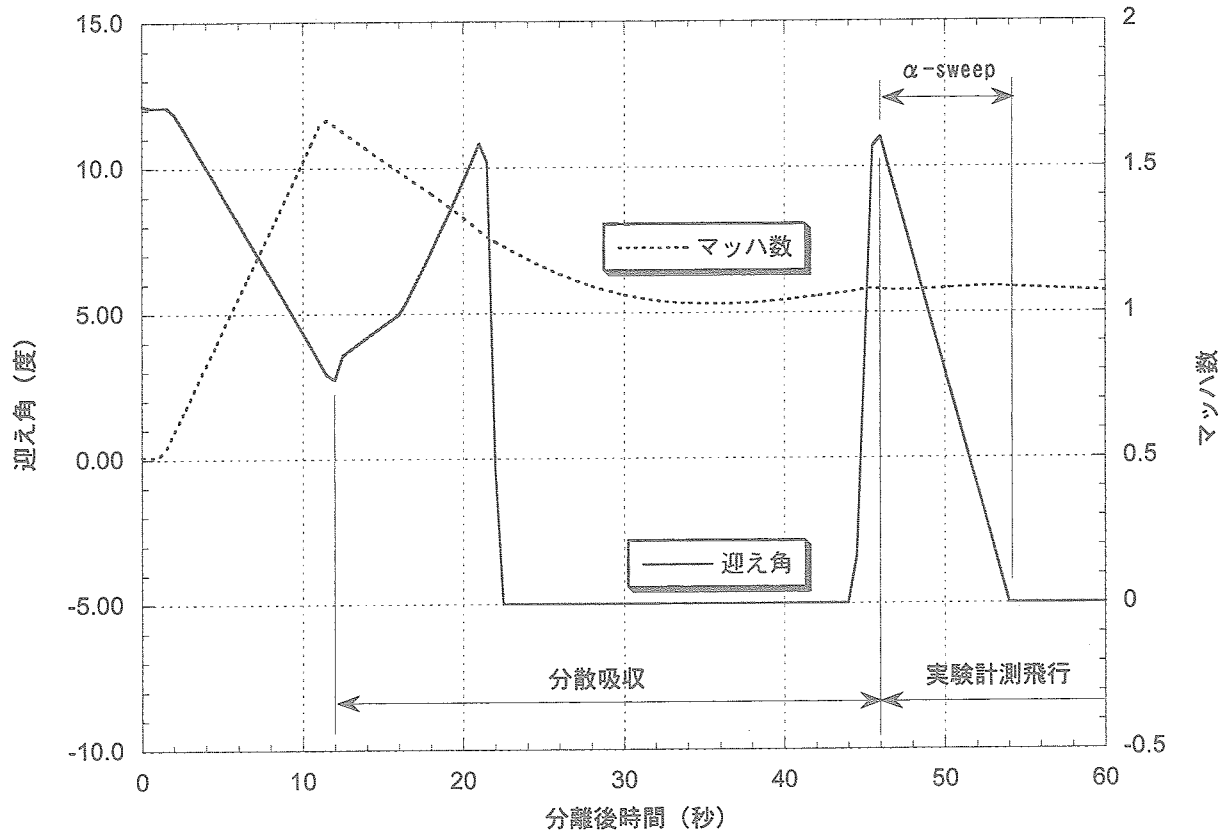


図 3.10 大気密度誤差 (+) 想定ケース

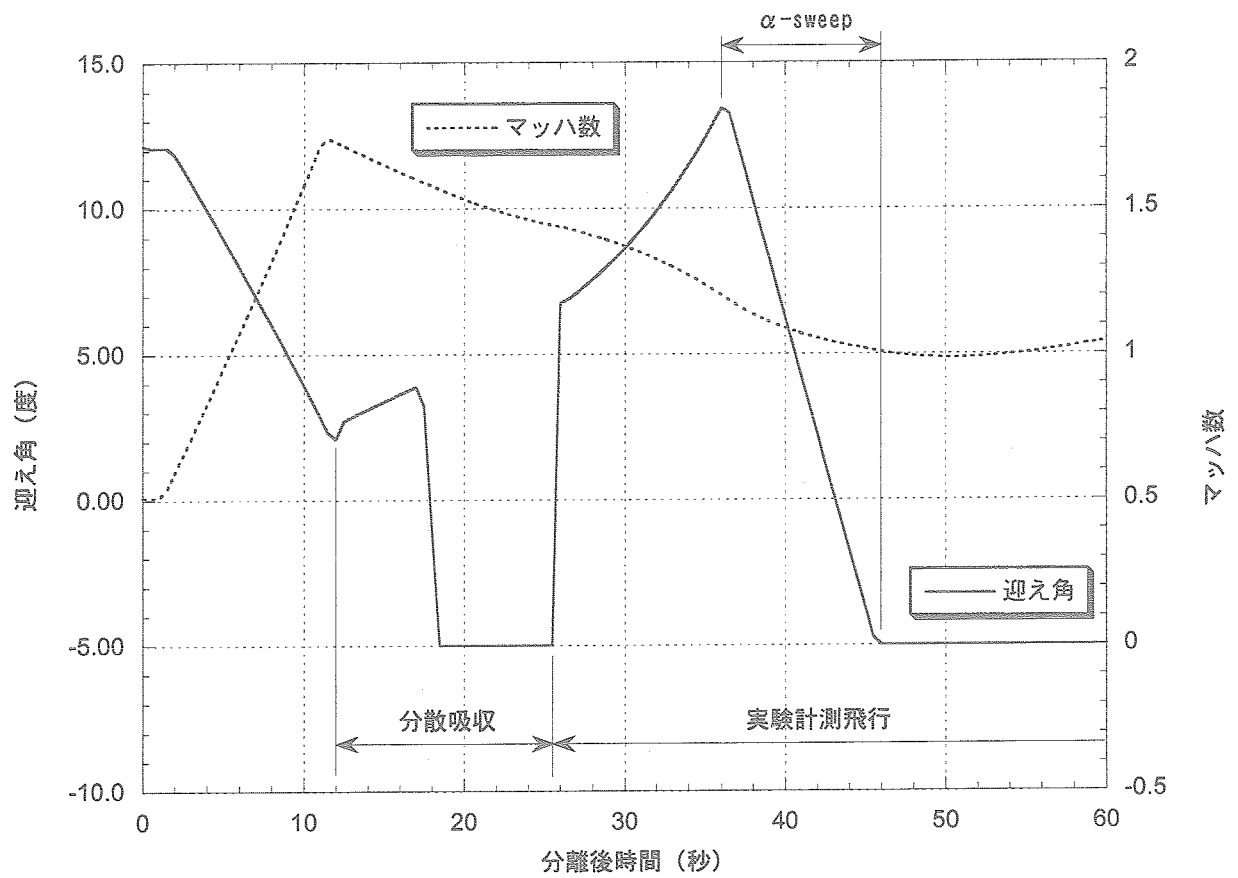


図 3.11 大気密度誤差 (-) 想定ケース

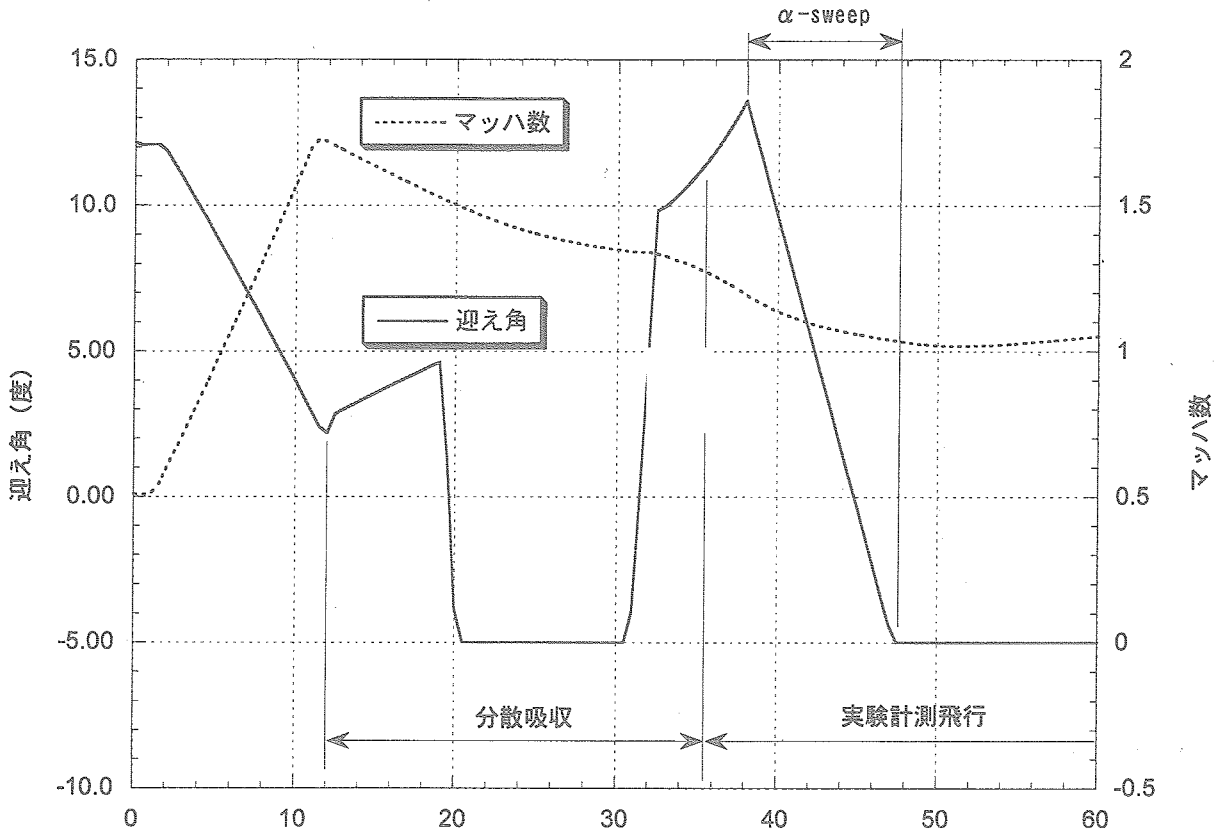


図 3.12 分離高度不確定性 (+) 想定ケース

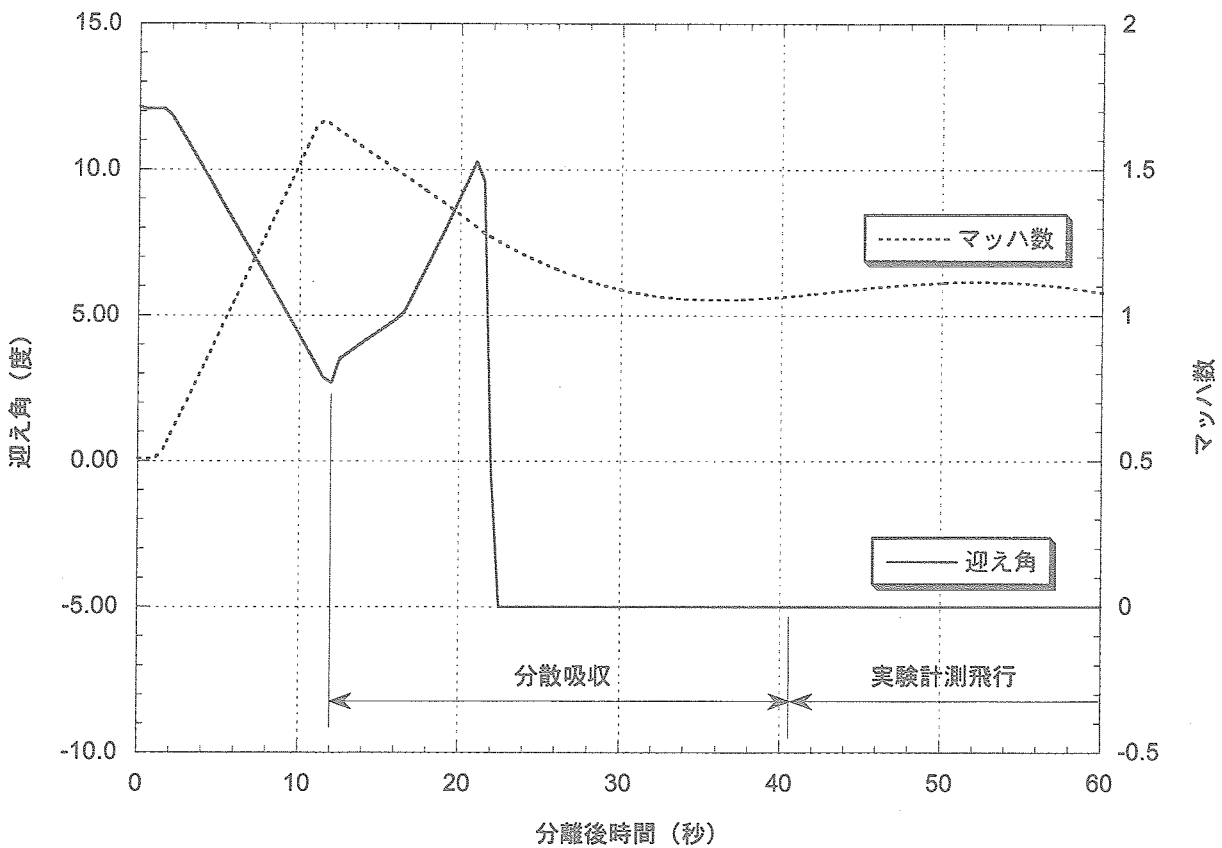


図 3.13 分離高度不確定性 (-) 想定ケース

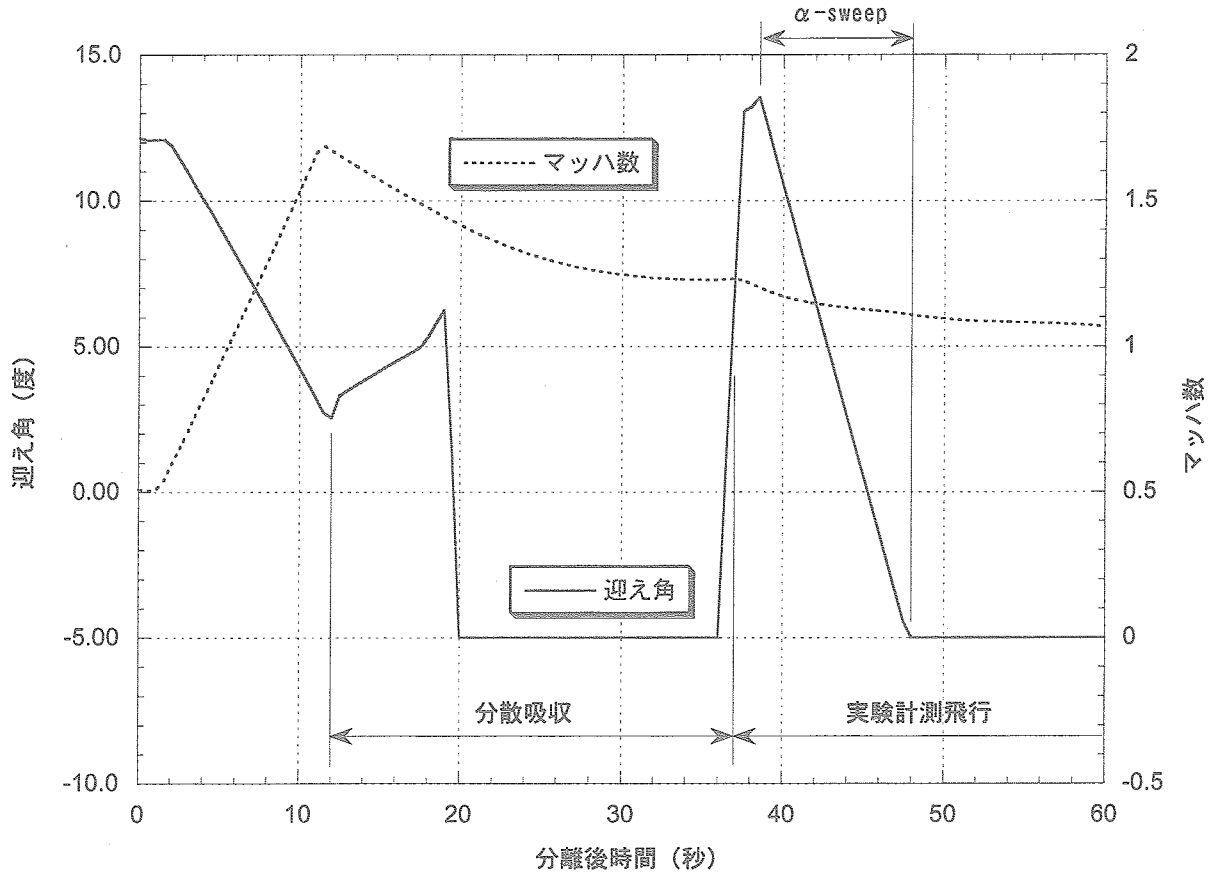


図3.14 分離経路角不確定性 (+) 想定ケース

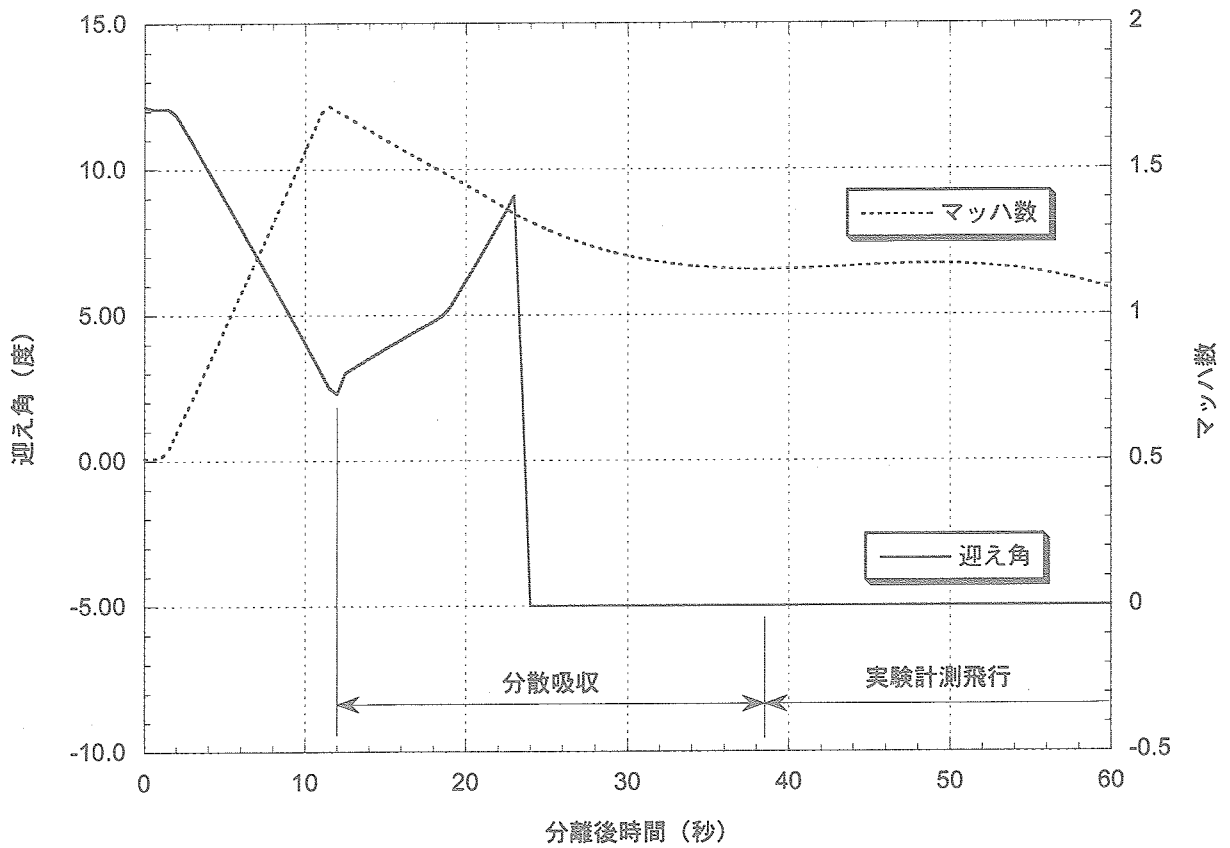


図3.15 分離経路角不確定性 (-) 想定ケース

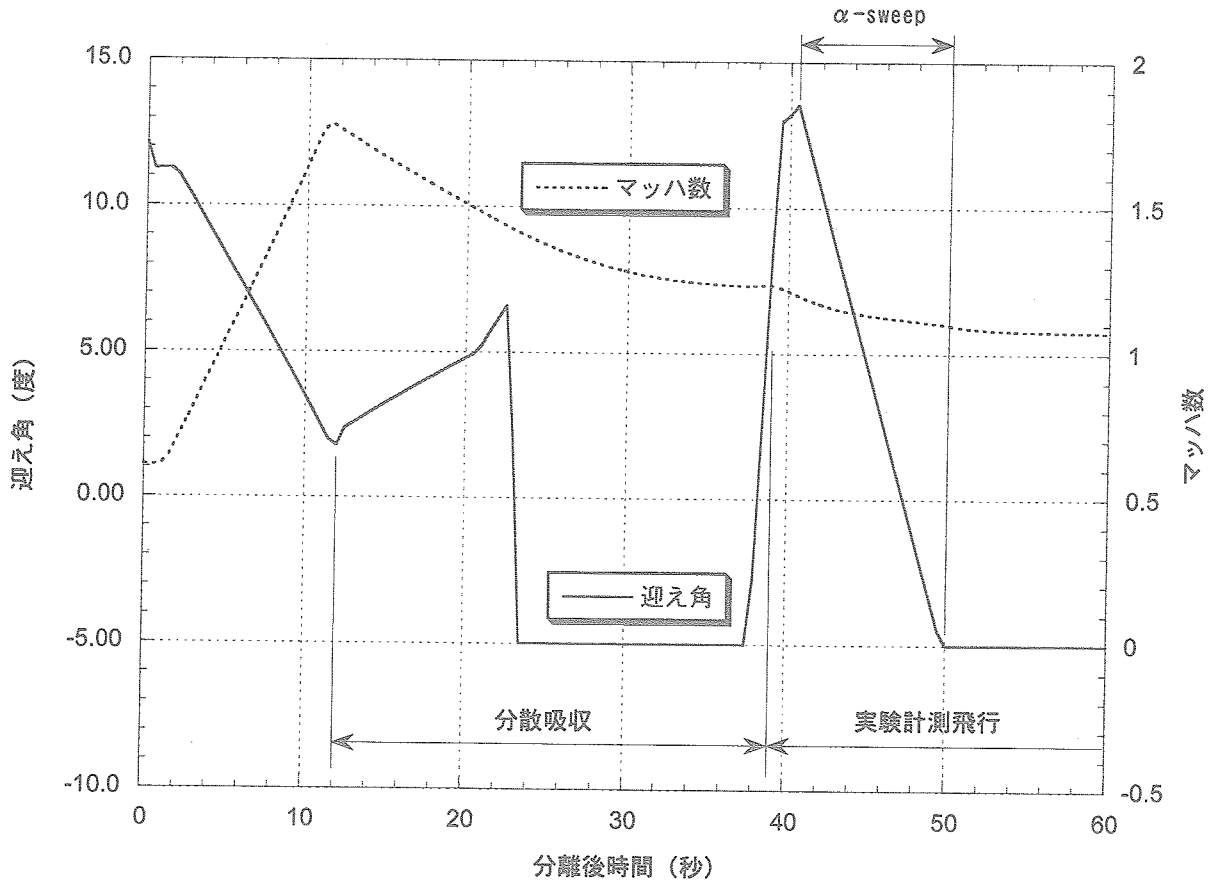


図 3.16 分離速度不確定性 (+) 想定ケース

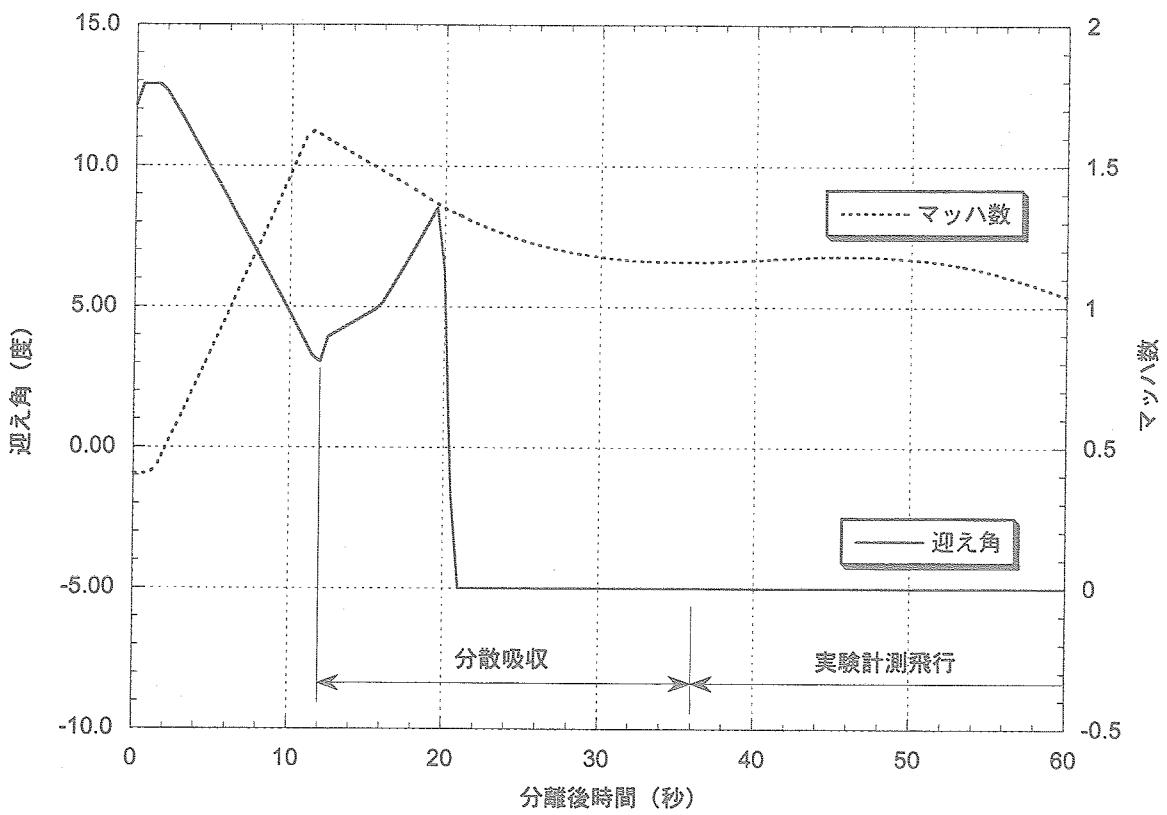


図 3.17 分離速度不確定性 (-) 想定ケース

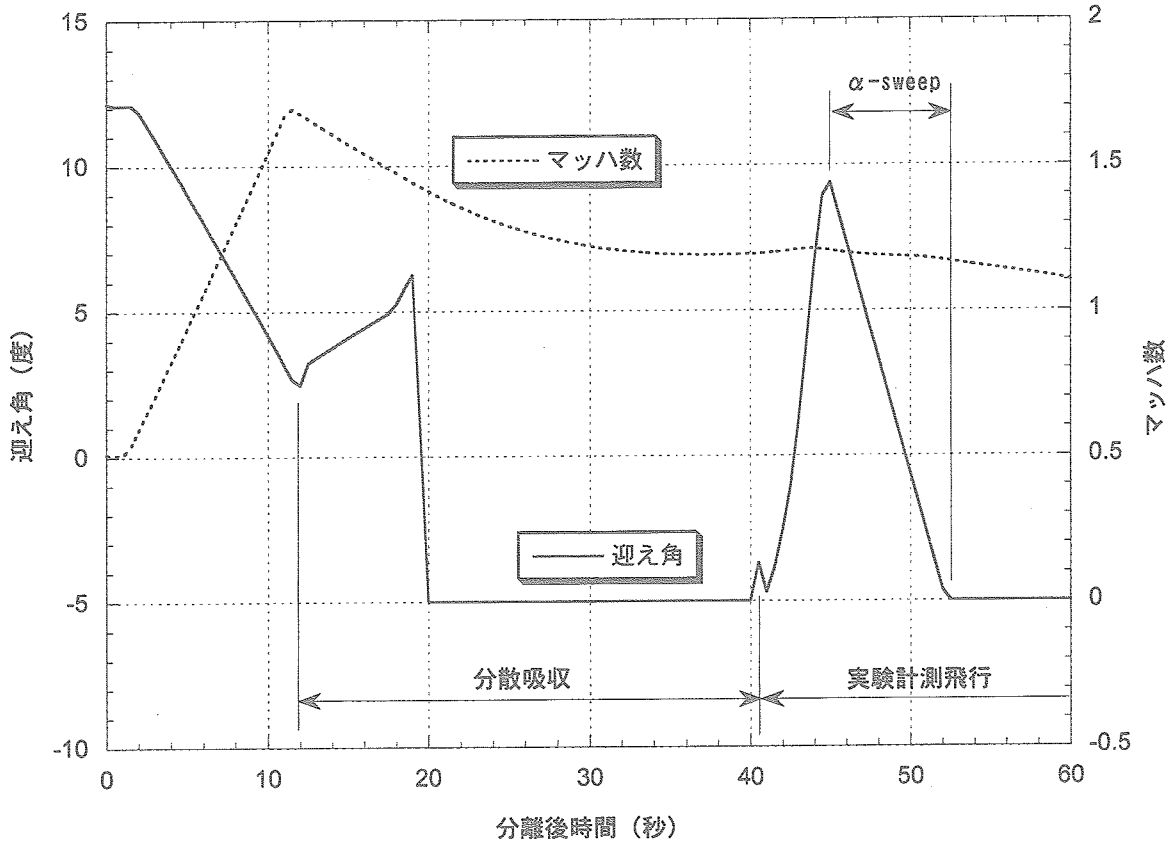


図 3.18 CL (+) 誤差想定ケース

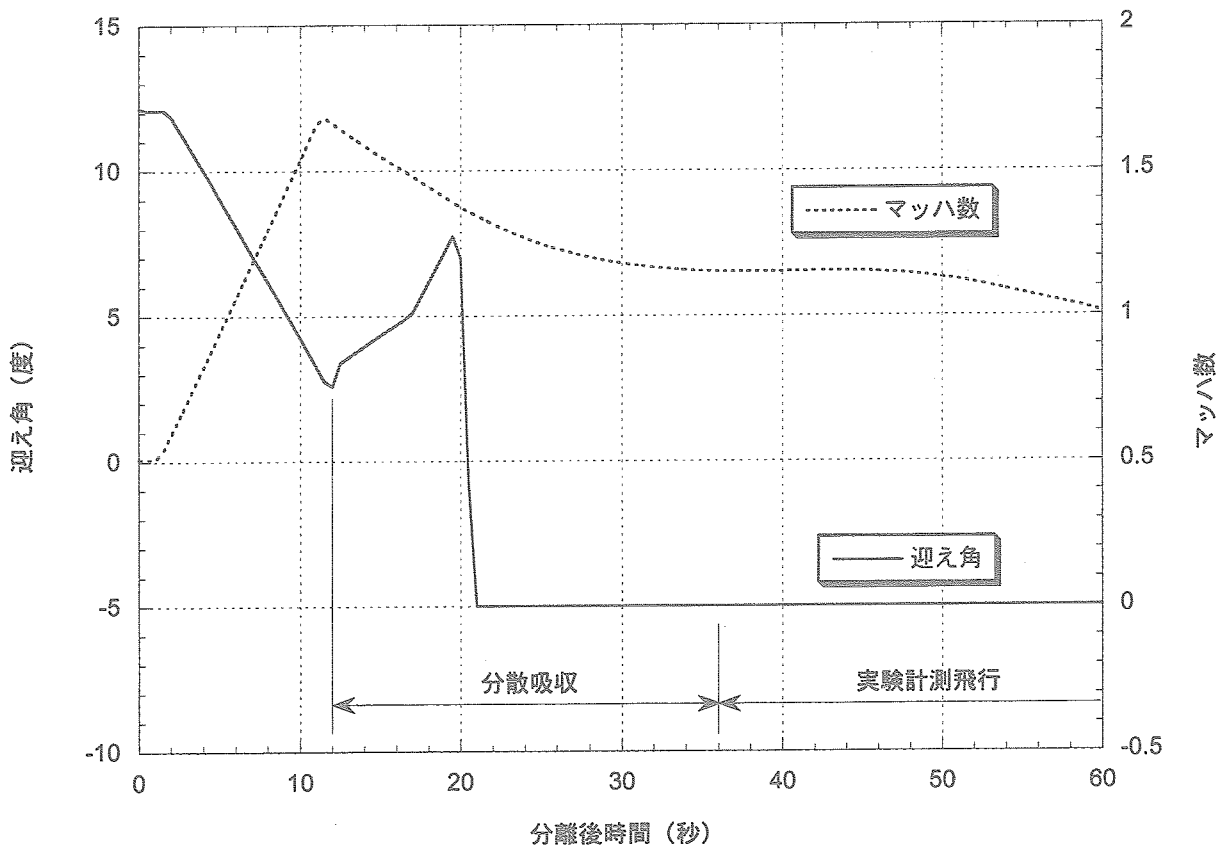


図 3.19 CL (-) 誤差想定ケース

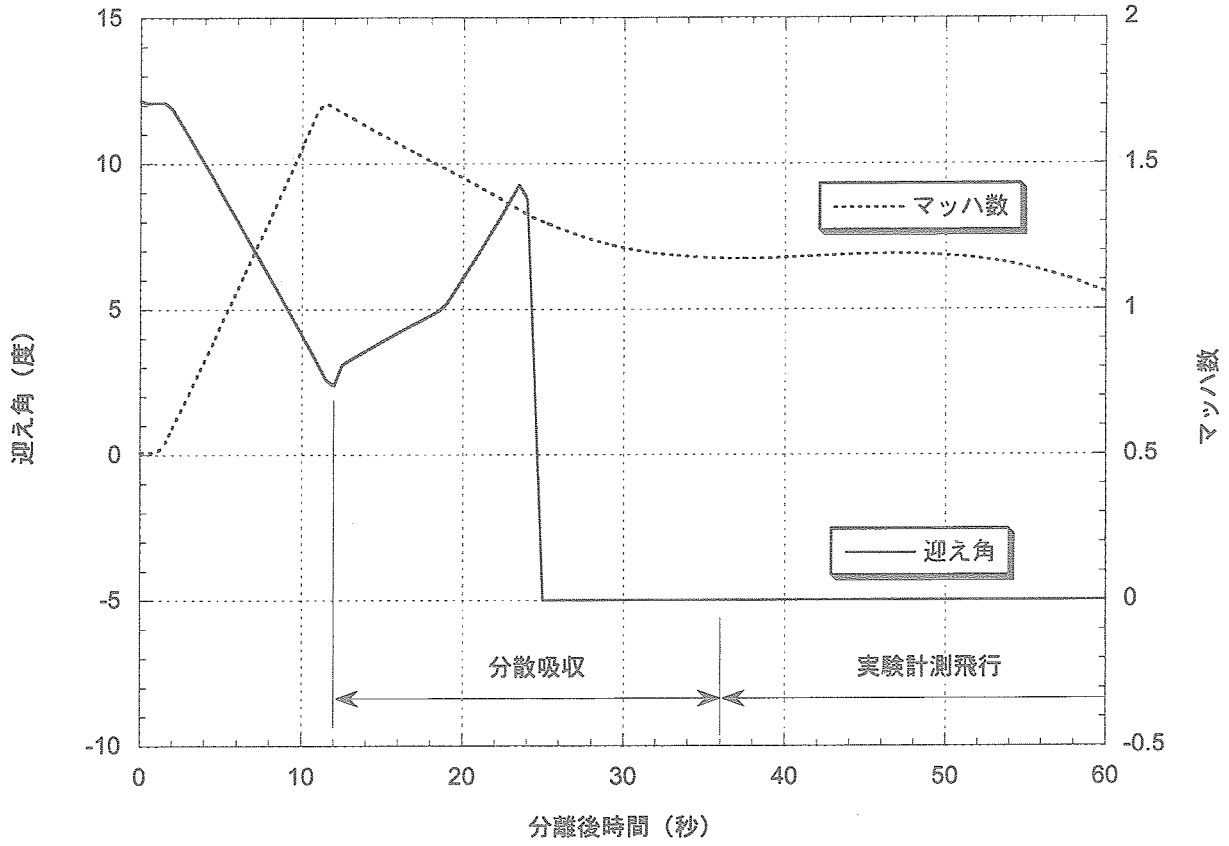


図 3.20 CD (+) 誤差想定ケース

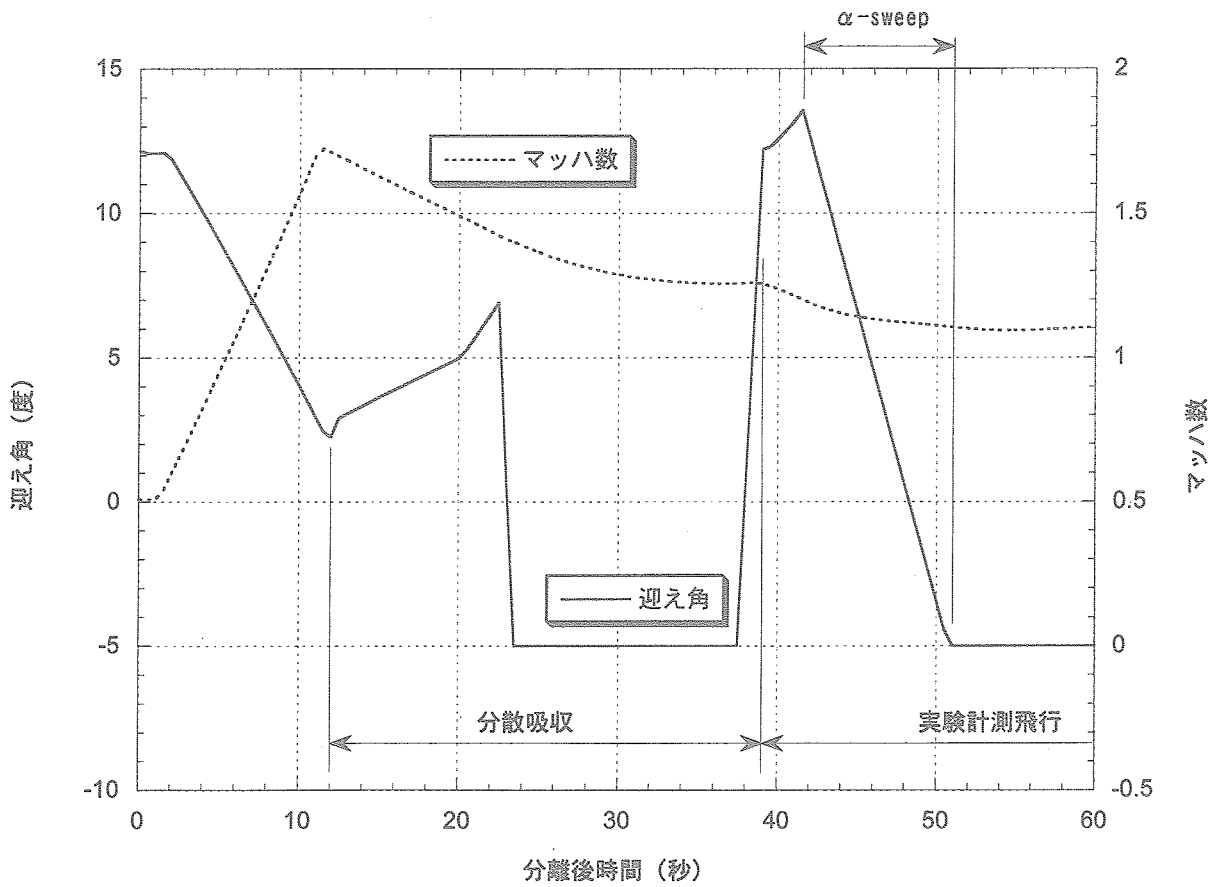


図 3.21 CD (-) 誤差想定ケース

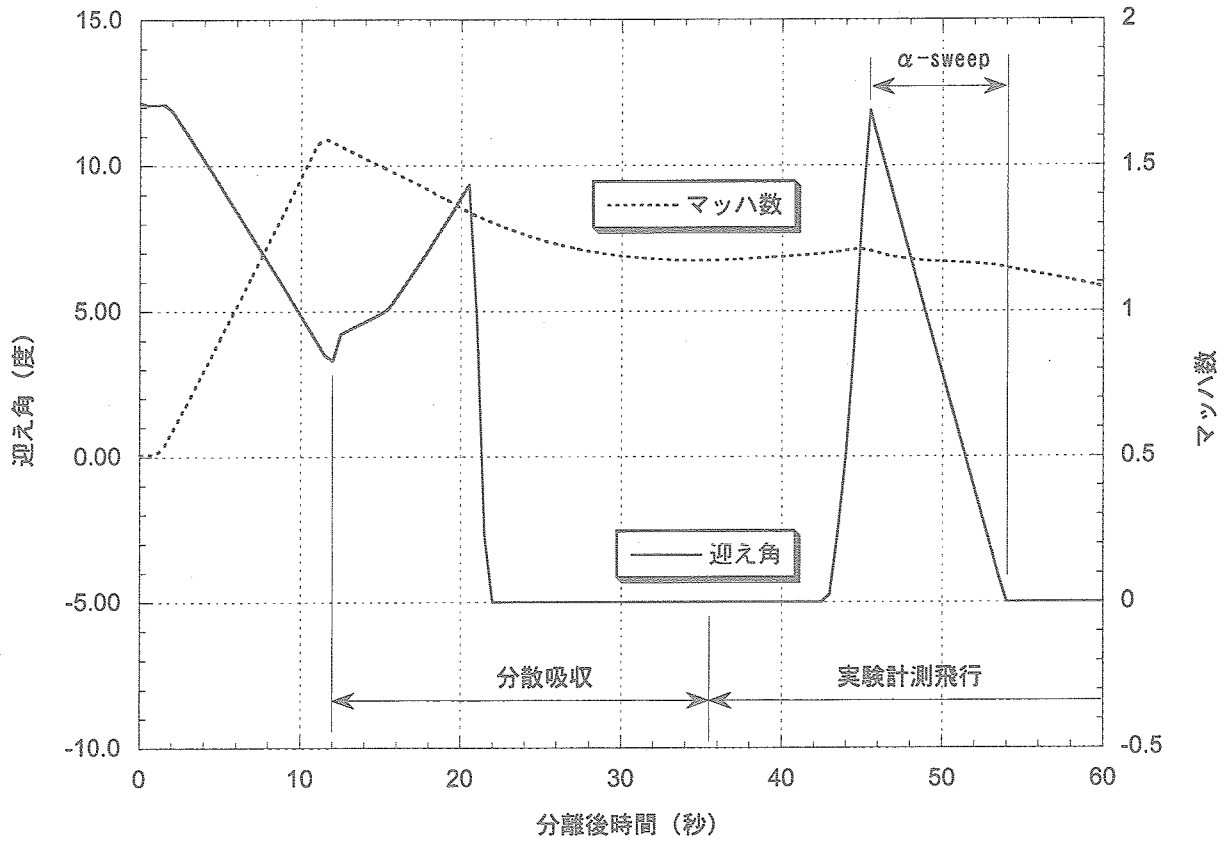


図3.22 機体質量誤差 (+) 想定ケース

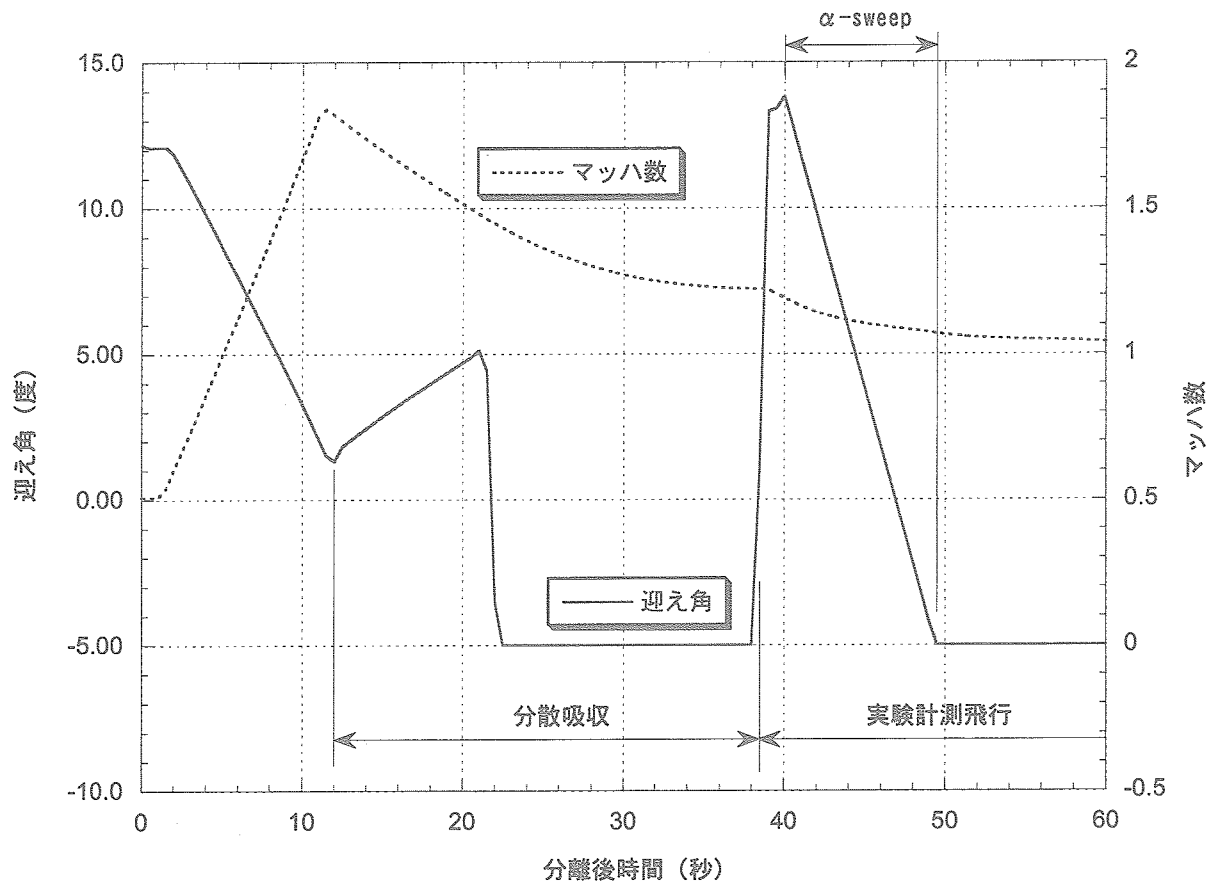


図3.23 機体質量誤差 (-) 想定ケース

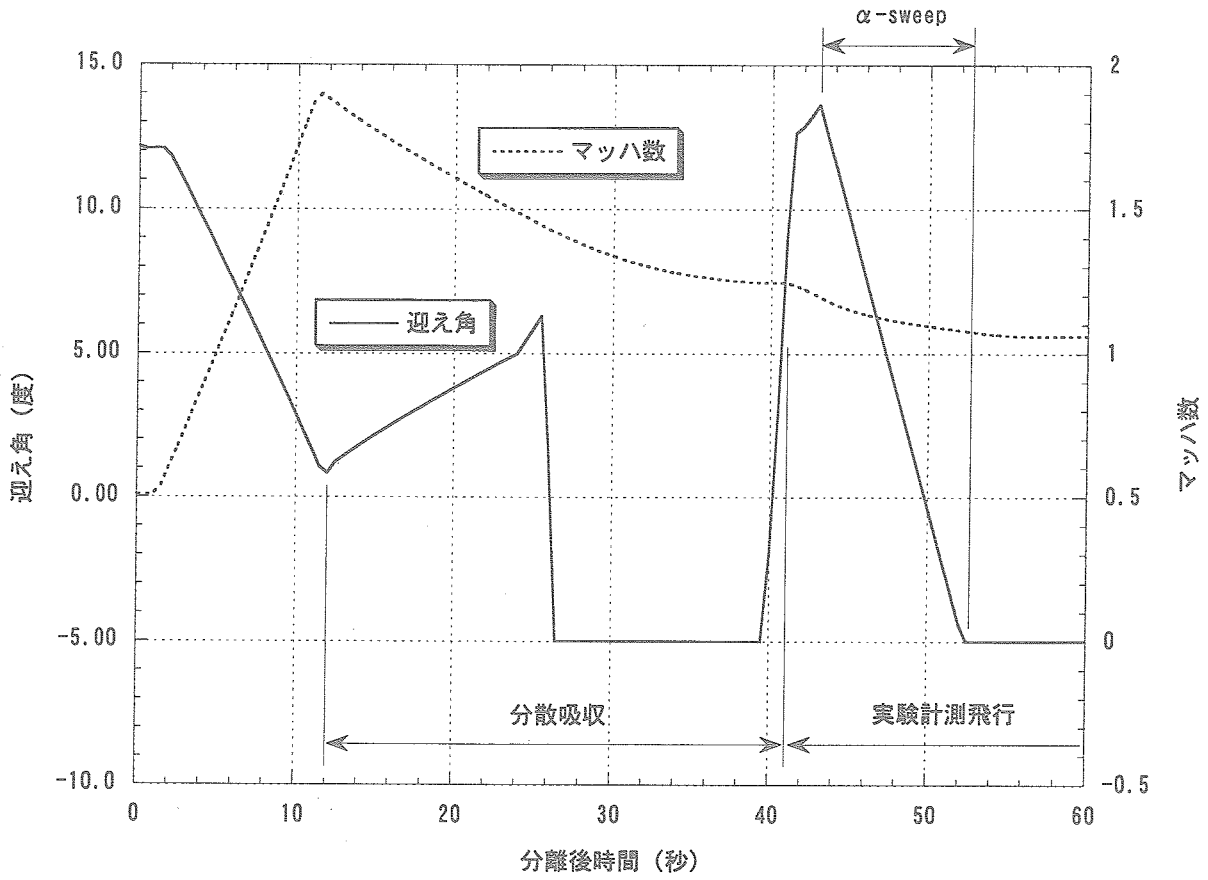


図 3.24 加速上昇用ロケット推力誤差 (+) 想定ケース

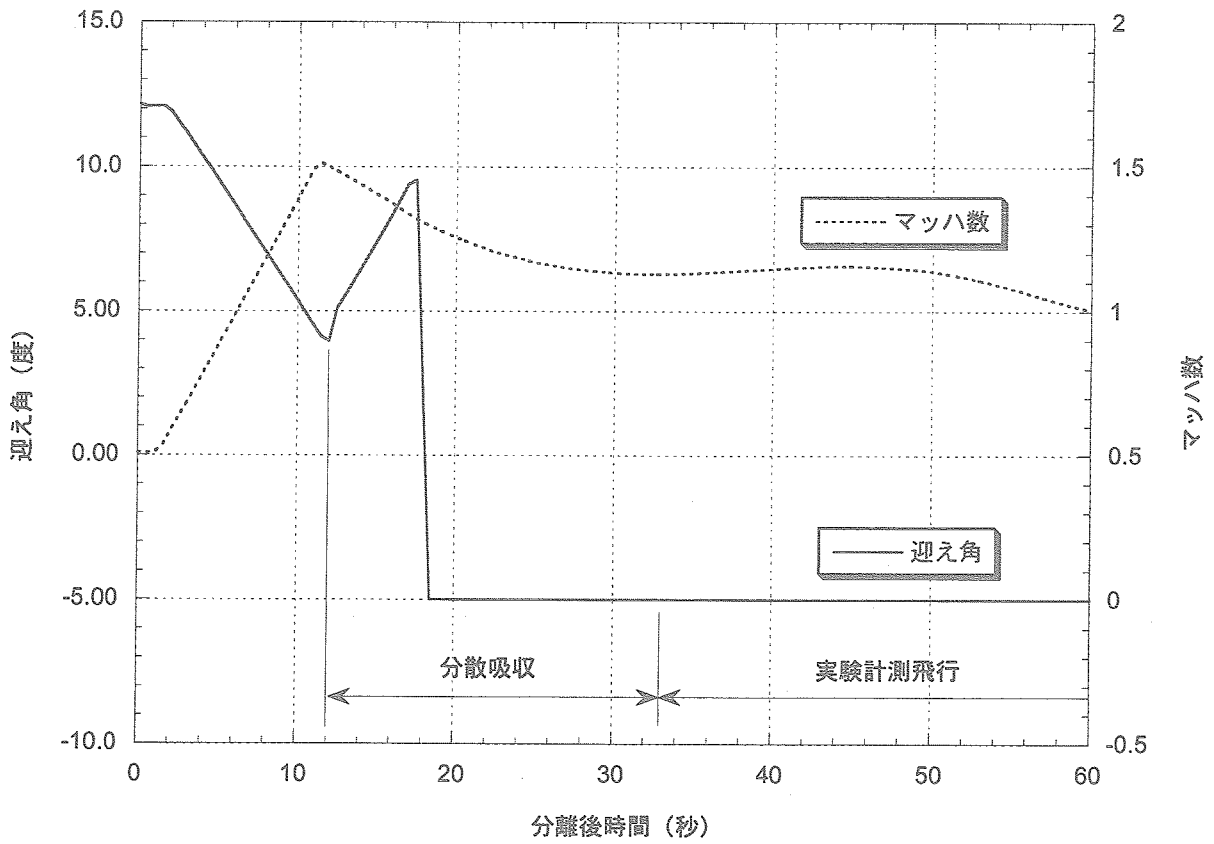


図 3.25 加速上昇用ロケット推力誤差 (-) 想定ケース



表 3.5 飛行実験要求成立可能性

想定誤差源、不確定性	可能性	図番
誤差無し	○	3.9
大気密度 (+)	×	3.10
(-)	○	3.11
分離高度 (+)	○	3.12
(-)	×	3.13
分離経路角 (+)	○	3.14
(-)	×	3.15
分離速度 (+)	○	3.16
(-)	×	3.17
CL (+) 誤差想定ケース	○	3.18
(-)	×	3.19
CD (+) 誤差想定ケース	×	3.20
(-)	○	3.21
質量誤差 (+)	○	3.22
(-)	○	3.23
推力誤差 (+)	○	3.24
(-)	×	3.25

○ ; 成立 (誘導則の改良によりその見込みがあるものを含む)

× ; 現状では見込み無し

降下飛行中に目標マッハ数 1.2 で多少でも  $\alpha$ -sweep を実施している区間が表れているか、に依った。飛行実験要求 ( $\alpha$ -sweep) を達成するためには、まず加速降下中における目標マッハ数超過を抑えるように、一旦迎え角を大きくする。その後、飛行マッハ数を一定に保つためには、3.2.2.1 項で示したように降下飛行中の動圧増加にともなう抗力の増加に対し、迎え角を減少させることによって抵抗係数を減らし、重力加速度と抗力加速度の速度方向成分をバランスさせる必要がある。これが飛行実験要求を達成するための基本的なメカニズムである。そのため、目標マッハ数において  $\alpha$ -sweep の区間が表れていないと、実験要求を満足できる見込みは無いものと考えられる。この点について、分離高度の不確定性を考慮した飛行シミュレーションを例に採りもう少し詳しく述べる。分離高度不確定性 (+) のケース (図 3.12) は、飛行実験成立の見込みありと判定した。このケースでは、分離後 38 秒、飛行マッハ数 1.2、迎え角 13.6 度から  $\alpha$ -sweep を開始している。しかしながら殆ど飛行実験要求を満足していないのは、 $\alpha$ -sweep 開始のタイミングが遅いことと、開始時の迎え角が大きいことが一つの問題と考えられる。飛行実験要求で許容される誤差を有効に利用して、マッハ数 1.23 (目標マッハ数 1.2 + 許容誤差 0.03) 到達時に要求である迎え角 10 度から  $\alpha$ -sweep を開始出来れば、エネルギー的にはノミナル (誤差なし) よりも余裕がある筈なので、完全ではないにしても、要

求をほぼ満足できると考えられる。このようなシミュレーションを行なった結果を、もとの図 3.12 の結果と合わせて図 3.26 に示した。改善シミュレーションでは、要求精度内のマッハ数で迎え角 10 度から 3 度までの  $\alpha$ -sweep を実現している。一方、飛行実験成立の見通しがないと判定した分離高度不確定性 (-) のケース (図 3.13) では、分離後 40 から 50 秒付近で降下中の加速 (音速一定のためマッハ数の変化は速度変化と等しい) は発生するものの、 $\alpha$ -sweep 以前にそもそも目標マッハ数 1.2 に到達していない。

なお大気密度誤差 (+) の場合 (図 3.10)、分離後 46 秒から  $\alpha$ -sweep を行なっている。しかしながら、このケースでは  $\alpha$ -sweep 時の飛行マッハ数は 1.1 であり、目標マッハ数に 1.2 に到達していない。そのため、ここでは成立の見通しなし (表 3.5 で × 判定) とした。因みに分離後 44 秒以降、 $\alpha$ -sweep を行なわず、例えば -5 度の迎え角を維持して加速しても (図 3.27 参照) 目標マッハ数には到達しない。

ところで、本稿で採用した判定基準をもって飛行実験要求を完全に満たすことを保証するのは難しい。本来であれば、図 3.7 の目標状態に到達したか否かで評価すべきかもしれないが、実際にはマッハ数保持精度に多少の誤差が許容されていることから、この付近へ誘導できれば飛行実験要求を達成できる。しかしながら、図 3.7 上にこの範囲を示すことは解析的にしろ、数値的にしろ極

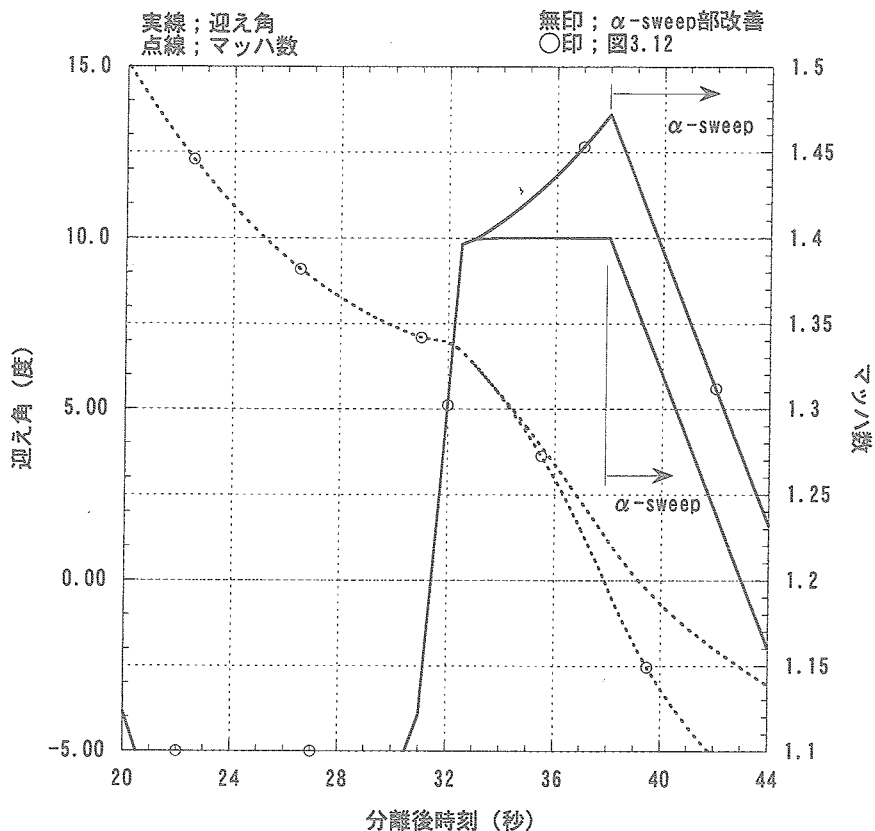


図 3.26 α-sweep 部改善シミュレーション

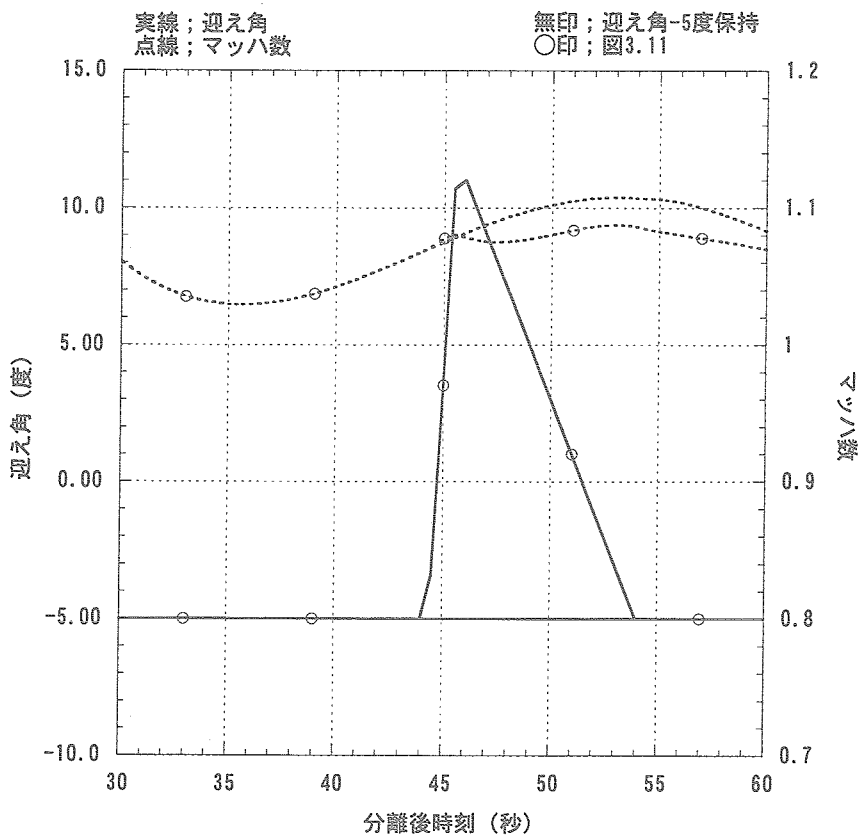


図 3.27 検証シミュレーション

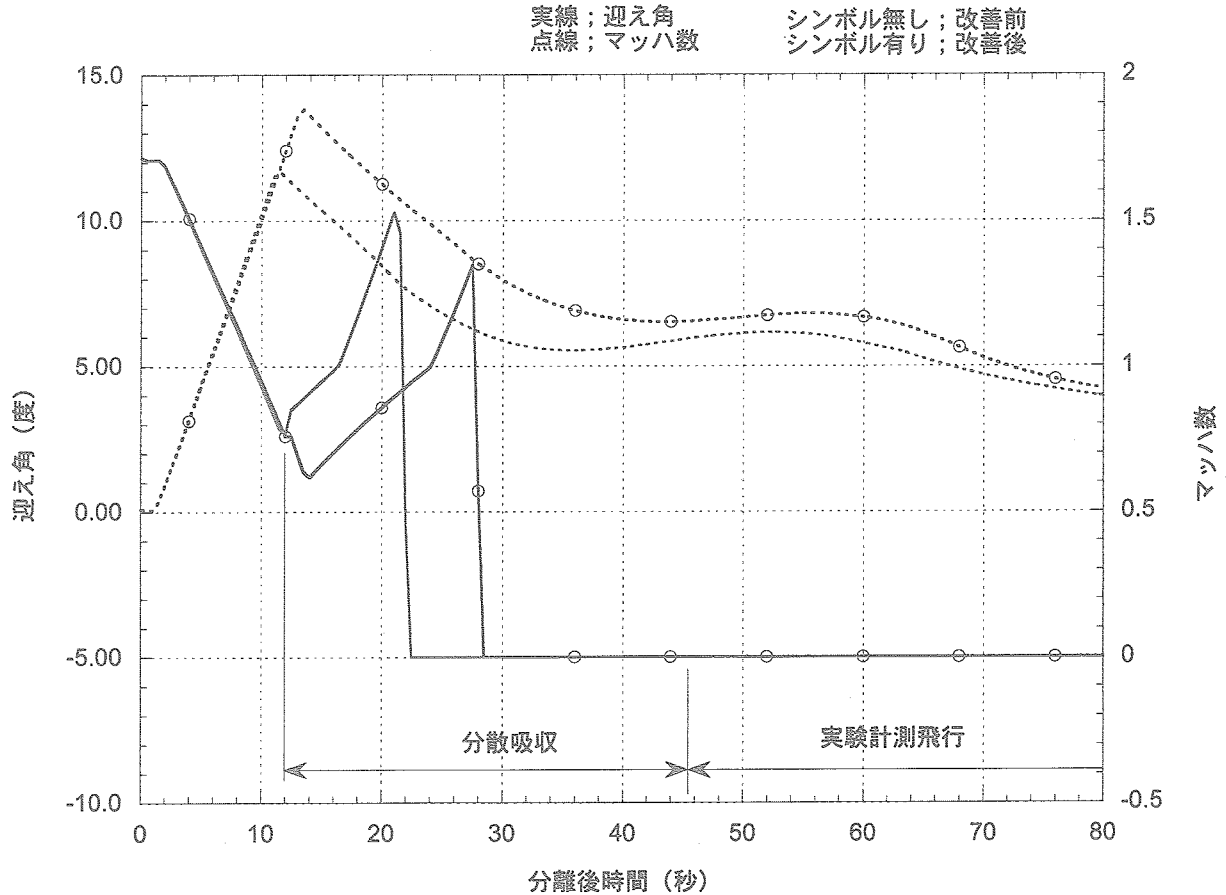


図 3.28 改善案シミュレーション結果 (推進増加)

めて困難である。そのため本稿では先の判定基準を採用した。

表 3.5 は、誤差無しの場合に比べてエネルギー的に厳しい側の誤差や不確実性を考慮すると、殆どの場合に所望の飛行実験が成立しなくなることを示している。

従って Proteus を用いた空中発進方式による打ち上げ手法は、誤差無しの場合に漸く成立するものであって、誤差を想定した場合にはエネルギー的に極めて厳しい状態にあるものと考えられる。そこで次節において、改善案の検討を行う。

#### 3.2.2.4 空中発進方式改善案の検討

本節では、実験機分離高度が低下するケースを例に採り改善案の検討を行なう。本ケースを選択した理由は、母機である Proteus の開発状況を鑑み、この不確実性に対する実験成立性をもっとも厳しくすると予想したからである。つまりこの不確実性に対して実験成立を保証できれば、空中発進方式による打ち上げ方式に目処が得られるものと判断した。現実的な改善案として挙げたものは、次の 2 案である。一つはエネルギー増加の観点から、単純に推進薬を増加させる場合、もう一つは釣り合い降下に必要な経路角 ((3.6) 式参照) をより浅くする

ことを目的として、機体代表面積を縮小する案である。なお前者については、加速上昇用ロケットを機体内に搭載するという制約と、Proteus のペイロード能力から推進薬 20% の増加が限度である。後者についても、加速上昇用ロケットを胴体内に搭載する観点から、HOPE-X 本機の 20% スケールへの縮小が限度である。これら 2 ケースの改善案に対する飛行シミュレーション結果を図 3.28 及び 29 に示す。何れのケースにおいても、分離後 50 から 60 秒付近で改善前に比べて高いマッハ数を達成していることから改善の効果は認められる。しかしながら表 3.1 に示したように、目標マッハ数を要求精度内 (本ケースではマッハ数 1.17 から 1.23) に保持しつつ迎え角 10 度から 0 度までの  $\alpha$ -sweep を行うという、飛行実験要求を満足していないことが分かる。

また実験機分離後、加速降下する場合についても検討を実施したが、この場合には動圧が著しく上昇して許容されている最大動圧を超えることとなり、やはり飛行実験成立の目処が立たなかった。

以上の検討結果から、本稿で想定した空中発進方式では、所望の飛行実験を行うための成立性が認められなかった。

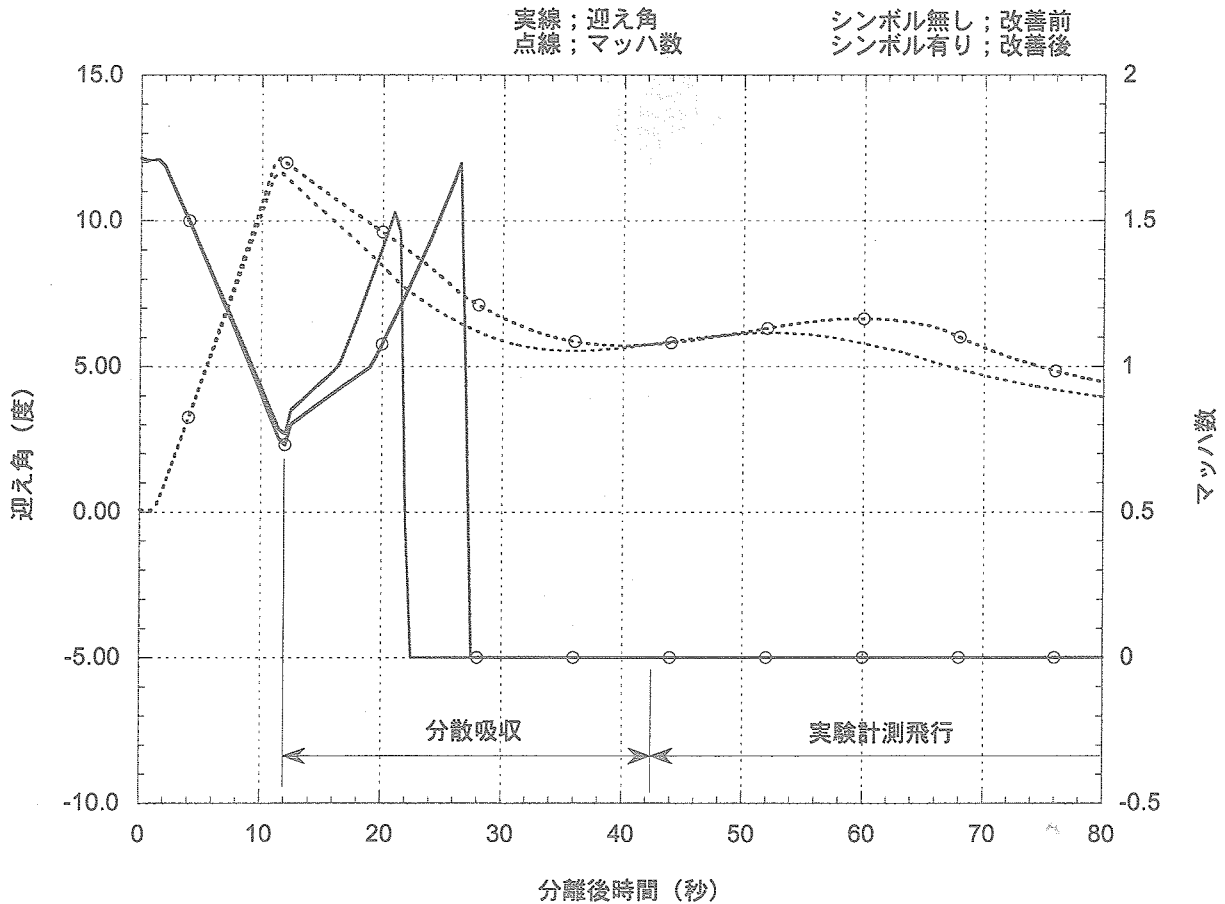


図 3.29 改善案シミュレーション結果 (代表面積縮小ケース)

### 3.3 バルーン・ドロップ方式に対する検討

図 3.30 にバルーン・ドロップ方式による打ち上げ手法概観図を示す。バルーン・ドロップ方式では、高層気球下部に実験機を懸吊して高度約 30 km 程度まで上昇し、そこから実験機を垂直下方に向けて分離する。その後、実験機は位置エネルギーを運動エネルギーに変換することにより、所定のマッハ数を達成しようというものである。実験機は分離から高度 20 km 程度まで最小抗力係数となる姿勢を維持して降下し、その後引き起こしを行って所定の実験軌道に進入する。以下では、空中発進方式の検討と同様に本打ち上げ方式に対する検討を行う。

#### 3.3.1 前提条件 (重量特性)

バルーン・ドロップ方式では、機体質量は 500.0 kg とした。この値は、空中発進方式における加速上昇用ロケット燃焼終了時の値 (546.1 kg) より若干軽い。その理由は、パラスト投棄システムを搭載していないことや加速上昇用ロケットエンジンのマウントに関する重量が軽減されているためである。

### 3.3.2 飛行経路設計

#### 3.3.2.1 誘導則の設計

バルーン・ドロップ方式に用いる誘導則は、加速フェーズ、マッハ数保持フェーズ、減速フェーズの以上 3 フェーズから構成する。最初の加速フェーズは実験機分離からマッハ数 1.2 に到達するまでとし、この間はピッチ角  $-80$  度一定で加速降下する。迎え角コマンドは次式により算出する。

$$\alpha = -80 - \gamma \quad (3.9)$$

ピッチ角一定での加速降下を設定した理由は、オイラー角の特異点となるピッチ角  $-90$  度を避けるためである。

飛行マッハ数が 1.2 に達すると、誘導フェーズをマッハ数保持フェーズに切り替える。本フェーズにおける迎え角コマンドは、フィードフォワードとフィードバックで構成する。ここでは、速度に関する運動方程式を基にマッハ 1.2 時点の加速度を 0 とするようなフィードフォワード値を出力する。抗力係数を、以下の様に迎え角の 2 次式で近似すると、

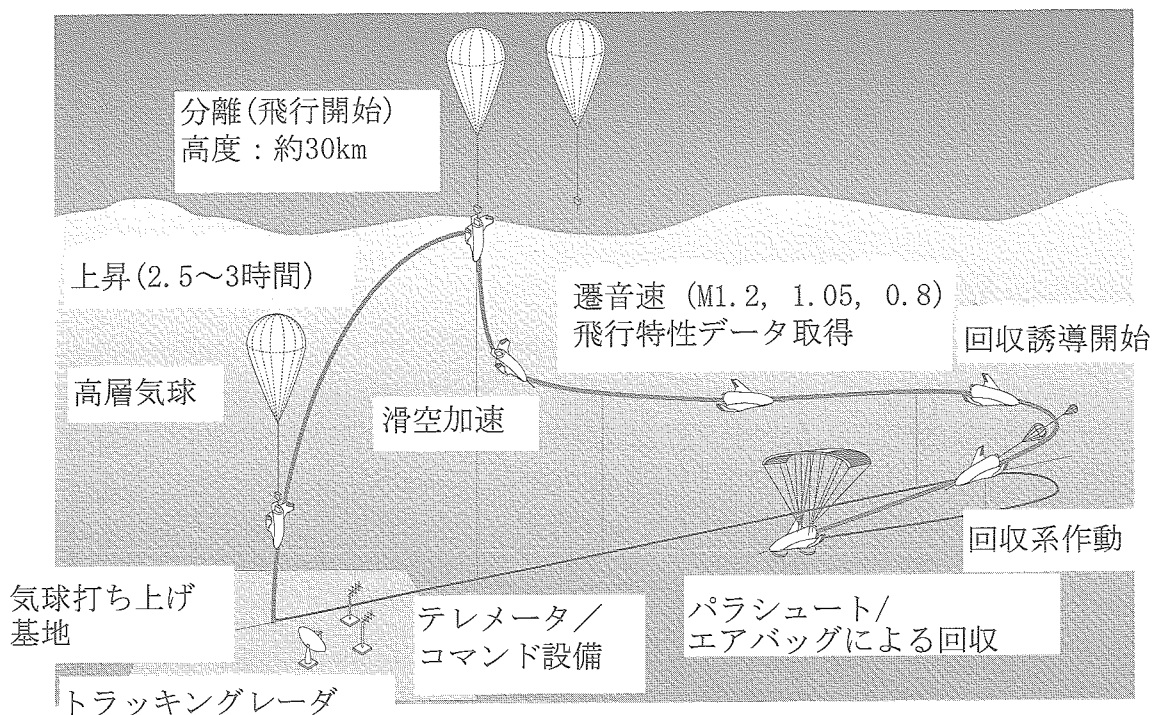


図3.30 バルーン・ドロップ方式による飛行実験概要

$$CD = a_2\alpha^2 + a_1\alpha + a_0 \quad (3.10)$$

(3.2)、(3.5)、(3.10) 式より、

$$a_2\alpha^2 + a_1\alpha + a_0 = -\frac{mg \sin \gamma}{q_\infty S} \quad (3.11)$$

が得られる。 $\alpha$ に対する2次方程式(3.11)の解をフィードフォワード値とする。これに対してフィードバックは、目標マッハ数に対する誤差にゲインを掛けるものとした。フィードバックゲインについては、本フェーズにおける飛行状態の変化が激しいため、線形モデルに基づく設計法の適用は妥当性を欠く。そのため、本稿では飛行シミュレーション結果を検討しながら、ゲインを0.9に設定した。以上のフィードフォワードとフィードバックに基づき、迎え角コマンドを出力する(図3.31参照)。図3.31中のマッハ数コマンドには、目標マッハ数1.2が与えられている。

最後の減速フェーズへは、次の何れかの条件が成立した段階で切り替える。

- ・ 飛行マッハ数が目標マッハ数よりも $-0.03$ 下がった場合
- ・ 動圧上昇を抑えるため、動圧が13 kPaを超えた場合

減速フェーズでは、迎え角コマンド12度一定の引き

起こしによって減速する。ただし、荷重倍数制限超過を避けるため、空力モデルに基づき、迎え角コマンドの最大値を制限する。荷重倍数制限を $Nz_{\max}$ とすると、具体的には、

$$Nz_{\max} \geq L/mg \quad (3.12)$$

ここで揚力係数を

$$CL = CL_\alpha \alpha + CL_1 \quad (3.13)$$

とモデル化し、(3.13)を(3.12)に代入して $\alpha$ について解くと、

$$\alpha \leq \frac{\left( \frac{Nz_{\max} mg}{q_\infty S} - CL_1 \right)}{CL_\alpha} \quad (3.14)$$

誘導ロジック上は、空力特性誤差の影響等を考慮して、 $Nz_{\max}$ に2.5を与える。なお、3.1.3項で示した迎え角制限は、全飛行に対して考慮されている。

### 3.3.2.2 バルーン・ドロップ方式による飛行経路

バルーン・ドロップ方式による実験機分離高度は27.6 kmとした。分離高度は、次の2点を考慮して試行錯誤により決定した。

- ・ 加速に不利な誤差を考慮したケースにおいても、目標マッハ数に到達すること

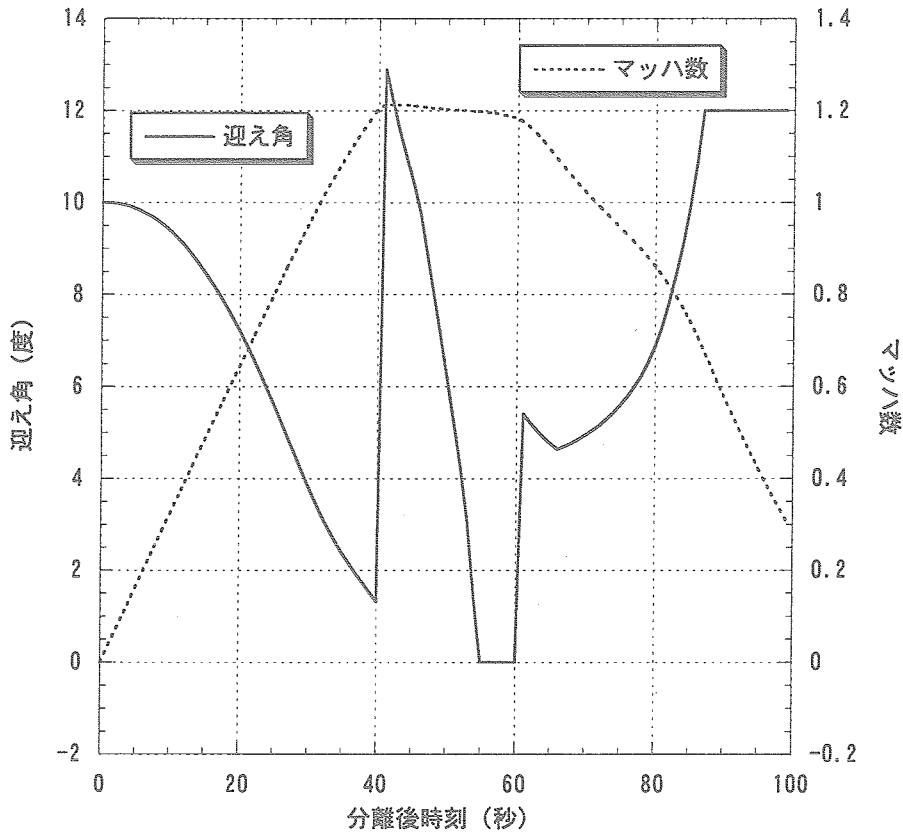


図 3.32 バルーン・ドロップ方式によるシミュレーション結果 (誤差無し)

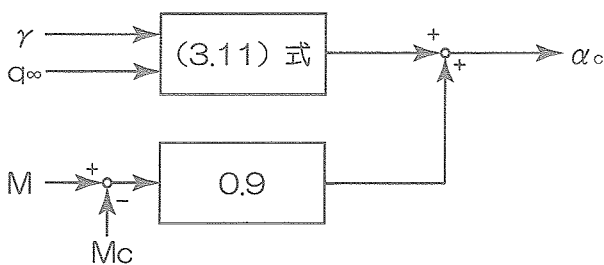


図 3.31 目標マッハ数到達時のコマンド出力方式

- ・加速に有利な誤差を想定した場合には、目標マッハ数を著しく超過しないこと

実験機分離時の速度は  $0 \text{ m/s}$ <sup>注)</sup>、経路角は  $-90$  度である。誤差を考慮しない場合の飛行シミュレーション結果を図 3.32 に示す。図から分かるように、分離後 41～60 秒までの 19 秒間、目標マッハ数を要求精度内で維持している。この間に実施される  $\alpha$ -sweep 中の最大および最小迎え角はそれぞれ  $12.9$  度と  $0$  度であり飛行実験に対する要求条件を完全に満足している。

バルーン・ドロップ方式に対する誤差は、3.1.4 節で示した両打ち上げ方式に共通の誤差の他、分離高度誤差を考慮した。分離高度誤差は、高層気球の目標高度投入

精度に基づき  $\pm 500 \text{ m}$  とした。全ケースの飛行シミュレーション結果を図 3.33 に示す。本稿で想定した誤差の範囲内であれば、いかなる誤差を考慮しても飛行実験要求を達成可能であることが分かる。

図 3.34 及び 35 には、動圧と荷重倍数の時間履歴を示した。現状の機体構造上の制約値は、動圧  $15.69 \text{ kPa}$  ( $1600 \text{ kgf/m}^2$ ) 以下、垂直荷重倍数は  $-1.0 \sim +3.5 \text{ g}$  となっており、何れの拘束条件も満足している。

#### 4. 結論

本稿では高速飛行実証フェーズII実証機の打ち上げ方式について、航空機を用いた空中発進方式と、高層気球を用いたバルーン・ドロップ方式について、その成立性に対する検討を行った。その結果、空中発進方式では誤差を想定しない場合には所望の飛行実験を実現可能であるものの、母機の性能に対する不確実性や、システムの誤差を考慮した場合には所望の飛行実験が成立し得ないことが明らかになった。本稿では現実的な改善案についても検討を重ねた。その結果僅かな改善は認められるものの、飛行実験を成立させる見通しを得るには至らな

注) 飛行シミュレーションを行なう際には、計算処理上の都合から  $1.0 \times 10^{-10} \text{ m/s}$  とした

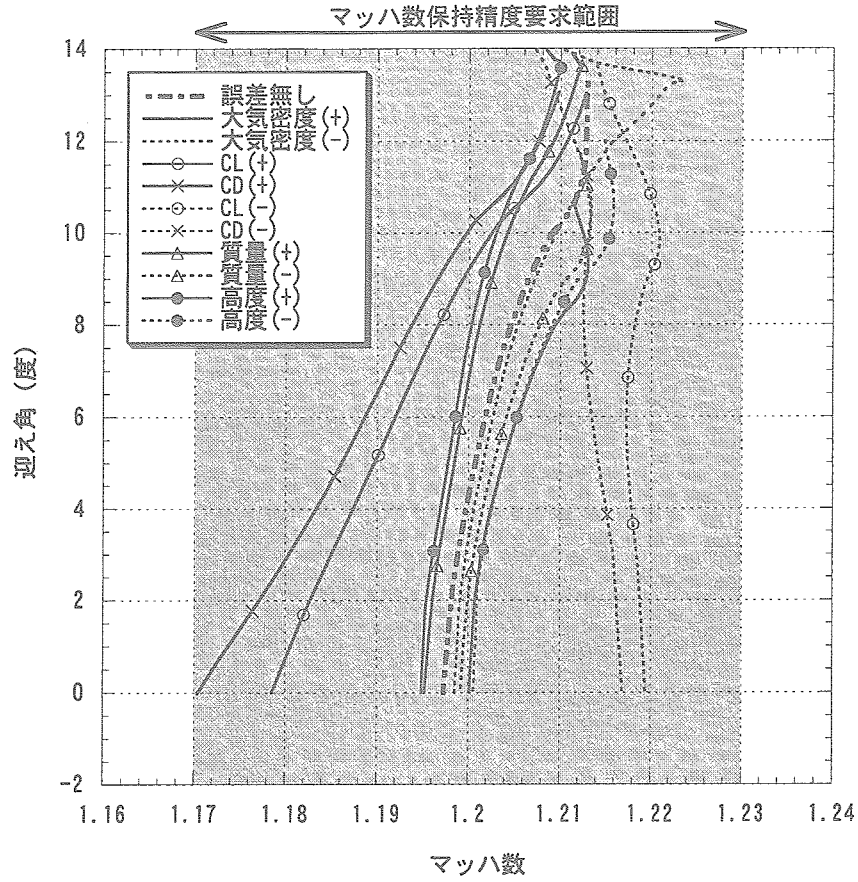


図 3.33 α-sweep 履歴 (全誤差ケース)

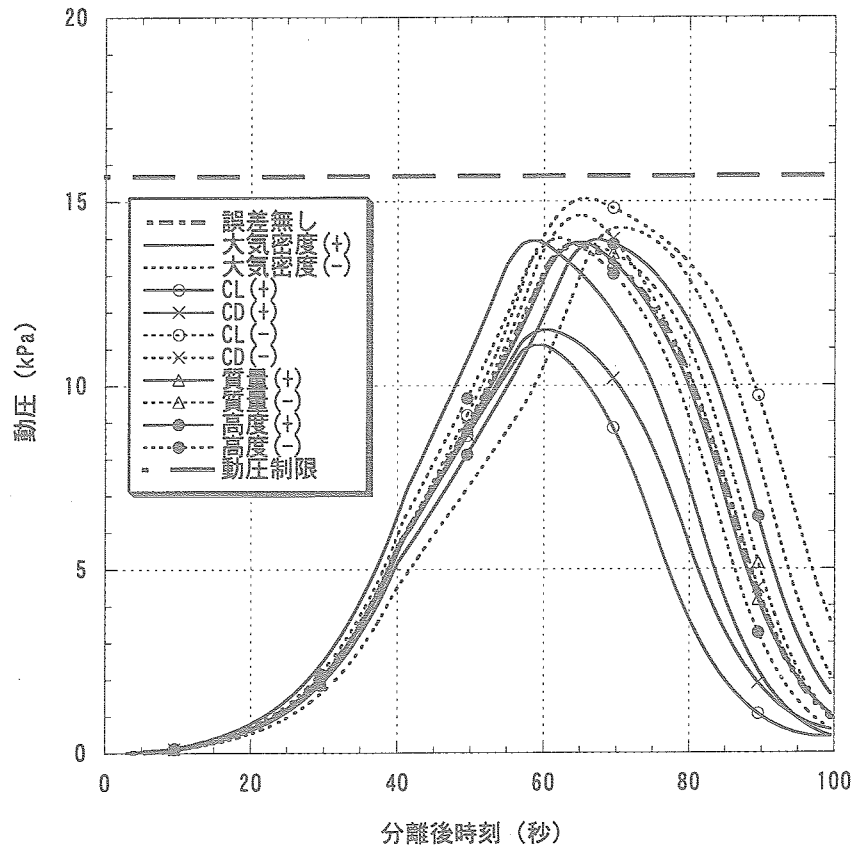


図 3.34 動圧履歴

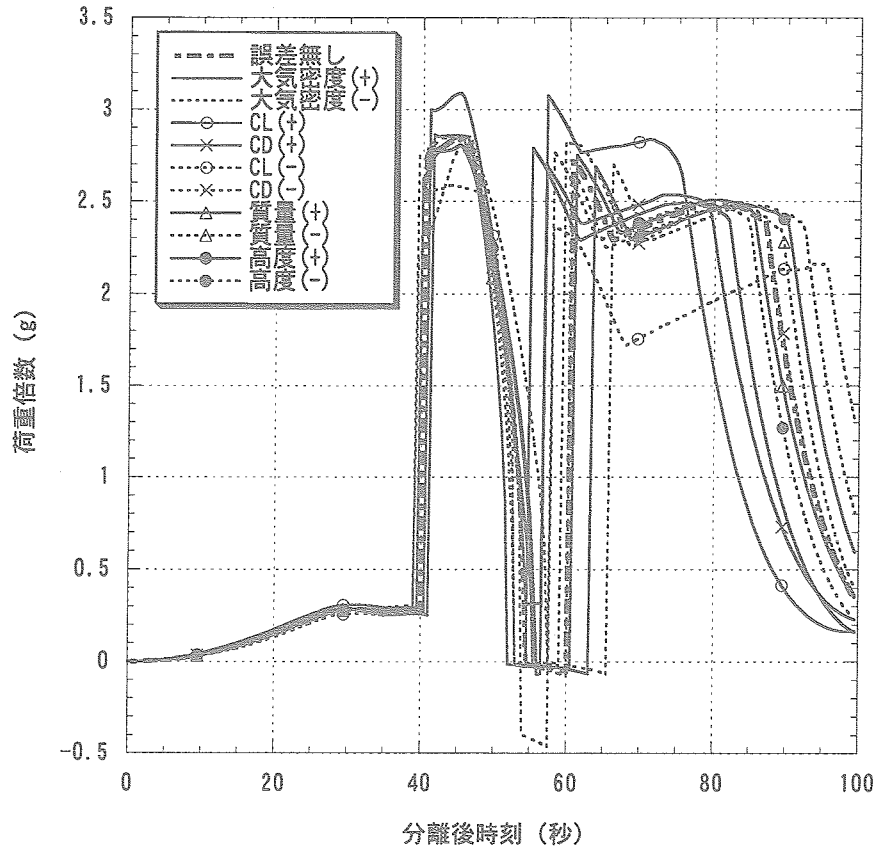


図 3.35 荷重倍数制限履歴

かった。

これに対し高層気球を用いたバルーン・ドロップ方式では、誤差無しのケースに加え、想定した10種類の誤差ケース全てにおいて飛行実験要求を達成することが出来た。したがって本稿では、高速飛行実証機の打ち上げ方式としてバルーン・ドロップ方式を選定する。

なお、最後に以下付記する。

打ち上げ方式の選定は、実験機開発スケジュールの観点から平成11年6月までに行う必要があった。そのため本稿の内容は、この時期までに完結したものであり、実験機の機体形状はチップフィン形態となっている。しかしながらその後HOPE-X本機の機体形状が改善され、胴上双尾翼の機体形状となった。そこで新形状の空力特性を用いて本稿と同様な検討を行った所、空中発進方式では誤差を想定しない場合でも所望の飛行実験が成立しない結果となった。つまり形状変更は、空中発進方式に対してより否定的な結果をもたらしている。この原因は、新形状ではチップフィンの廃止による誘導抵抗の増加や、後胴フレアによるベース抵抗増加により抗力の増加を招いていることによる。一方バルーン・ドロップ方式に対しては、分離高度を2.4 km上げて30 kmとすれば、本稿と同様な結果が得られることが確認されている。

### 5. おわりに

高速飛行実証フェーズIIの実証機打ち上げ方式として、母機航空機を用いた空中発進方式と、高層気球を用いたバルーン・ドロップ方式を技術的な観点から比較検討した結果、バルーン・ドロップ方式が所望の飛行実験達成の可能性がより高いことが明らかになった。高速飛行実証フェーズIIの実験方式は、この技術的な検討結果に加え、コストや飛行実験場に対する検討結果も踏まえて総合的に判断され、最終的にバルーン・ドロップ方式に決定された。

なお、本検討の後、HOPE-Xの実機開発は凍結となったが、高速飛行実証計画についてはHOPE-Xにとどまらず、将来宇宙輸送系の研究開発に向けた基礎技術蓄積の観点から重要であるとの判断から予定通り実施されることとなり、飛行実証は平成15年7月に実施された。

### 参考文献

- 1) OREX/HOPE ワークショップ 講演論文集、NAL SP-24、1994年9月
- 2) HYFLEX/HOPE シンポジウム 講演論文集、NAL SP-32、1996年9月
- 3) 小型自動着陸実験 (ALFLEX)、NAL TR-1369、1998



- 年10月
- 4) HYFLEX 空力特性研究チーム；極超音速飛行実験機 (HYFLEX) の空力特性、NAL TR-1334、1997年12月
  - 5) Watanabe, S., Ishimoto, S., and Yamamoto, Y.; Aerodynamic Characteristics Evaluation of Hypersonic Flight Experiment (HYFLEX) Vehicle Based on Flight Data, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 34, No. 4, pp. 464-470
  - 6) 鈴木広一；極超音速飛行実験 (HYFLEX) 機のマッハ2以下の実飛行経路について、NAL TM-726、1998年7月
  - 7) 柳原正明、宮沢与和也；HOPE-X 高速飛行実証実験計画、第43回宇宙科学技術連合講演会、1999年10月
  - 8) Yanagihara, M., Miyazawa, Y. et al.: Simulation Analysis of the HOPE-X Demonstrator, 9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA-99-4875
  - 9) NOAA, NASA and USAF: U. S. Standard Atmosphere, 1976.
  - 10) Suzuki, H., Fushimi, H., Matsumoto, Y., and Kimura, S.; Optimal Ascent Trajectory and Guidance Law for Aerospace Plane, AIAA 99-0386

Appendix. A 迎え角制限について

迎え角制限はトリム確保、および縦静安定、方向静安定確保の観点から設定した。各項目に対し、具体的に要求した基準は表A.1に示した通りである。各要求条件の組み合わせとして、図A.1に示すような迎え角の上下限が設定された。これは、図3.2と同一である。

上限については、最大エレベータ舵角におけるトリム、縦静安定、方向静安定制限範囲の組み合わせにより規定されている。下限については、迎え角-5度までの範囲では何れの項目も満足している。-5度以下については空力データが存在しないため、これを下限とした。

Appendix. B 空中発進方式の誘導ゲイン設計について

本節では、空中発進方式で採用した誘導則に対するフィードバックゲインの設計について述べる。

まず、ゲイン設計は線形モデルに基づく根軌跡法により行なった。線形モデルは、本文(3.7)式に示したように、以下の通りとなる。

$$x = (V \ \gamma \ q_{\infty})^T \quad u = \alpha$$

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

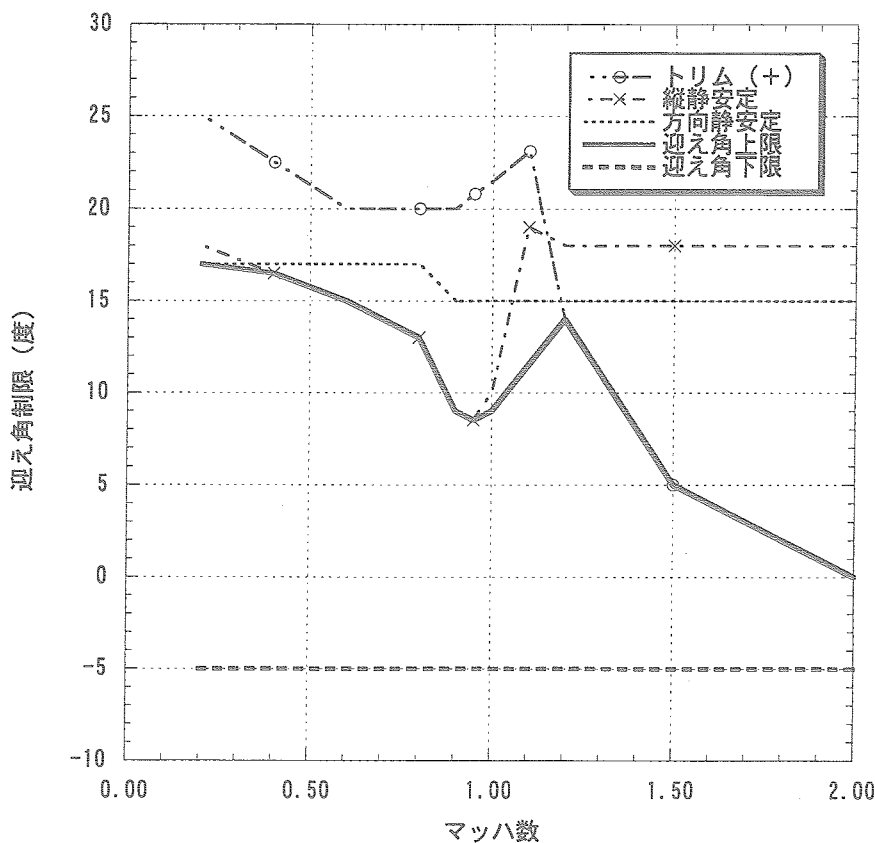


図 A.1 迎え角制限

図 A.1 迎角制限に対する検討項目

項目	要求範囲
トリム確保	エレボン可動範囲 (-20~+20 度) に対し、エルロンとしての使用範囲を 5 度確保する。このとき、エレベータとしての最大操作範囲 (-15~+15 度) で重心周りのピッチングモーメントが 0 となること。
縦静安定	舵効きの影響を考慮していない基本特性において、 $Cm\alpha < 0$
方向静安定	舵効きの影響を考慮していない基本特性において、 $Cn\beta > 0$

$$\begin{aligned}
 A &= \begin{pmatrix} 0 & -g \cos \gamma_0 & -\frac{CD_0 S}{m} \\ \frac{2 \cos \gamma_0}{r} & \left(\frac{g}{V_0} - \frac{V_0}{r}\right) \sin \gamma_0 & \frac{CL_0 S}{m V_0} \\ -\frac{q_{\infty 0} \sin \gamma_0}{h_s} & -\left(\frac{2g}{V_0} + \frac{V_0}{h_s}\right) q_{\infty 0} \cos \gamma_0 & -\left(\frac{V_0 \sin \gamma_0}{h_s} + \frac{2D_0}{m V_0}\right) \end{pmatrix} \\
 B &= \begin{pmatrix} -\frac{D_{0\alpha}}{m} \\ \frac{L_{0\alpha}}{m V_0} \\ -\frac{2q_{\infty 0} D_{0\alpha}}{m V_0} \end{pmatrix} \quad (B.1)
 \end{aligned}$$

添字 0 ; 平衡点

誘導ゲインの設計点は、誘導フェーズの切り替え点として、以下の飛行状態を選択した。

・設計点

慣性速度 354.084 m/s (マッハ 1.2 相当)  
 高度 18 km

経路角 - 60 度  
 迎え角 10 度

対象とするシステムは、一つの制御入力（迎え角）で 2 つの状態量（速度と動圧）を制御しようとするものとなっている。そのため、フィードバックゲインの設計は次のように行なった。まず  $K_V$ （速度の比例フィードバックゲイン）を暫定的に設定した。次いでこのゲインを固定し、応答特性の改善を目的として、 $\tau_V$ （速度の微分に対するフィードバックゲイン）を設定した。最後に、 $K_{q_{\infty}}$ （動圧に対する比例ゲイン）を設定する。ここで所望の特性が得られない場合には、最初の  $K_V$  の設計まで戻り、最終的に満足できる特性が得られるまで、この設計手順を試行錯誤的に繰り返した。

最終的に得られた結果を示す。 $K_V$  を  $-1.1 \times 10^{-2}$ 、 $\tau_V$  を  $2.0 \times 10^{-2}$  とした場合の  $K_{q_{\infty}}$  の根軌跡を図 B.1 に示す。減衰率が 0.7 となるように  $K_{q_{\infty}}$  を選択した（図中 ■印）。対応する固有周波数は 0.15 rad/s である。

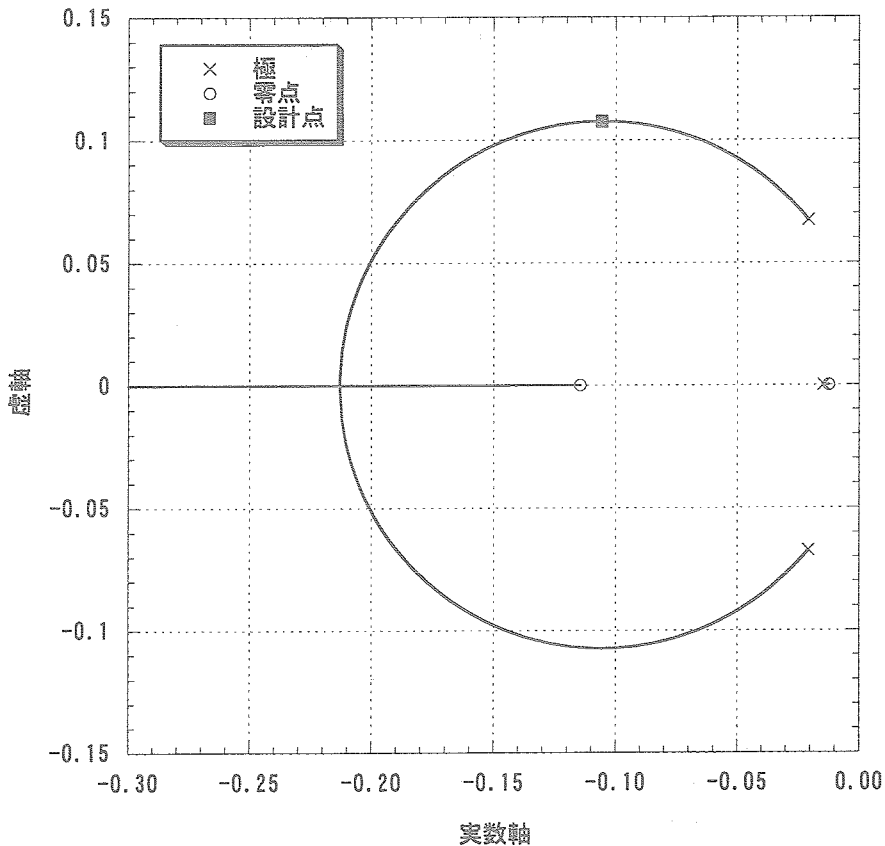


図 B.1 根軌跡

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA-RR-04-009

---

発行日 2004年10月25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七丁目44番地1  
TEL 0422-40-3000 (代表)  
印刷所 株式会社 東京プレス  
〒174-0075 東京都板橋区桜川2-27-12

---

©2004 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、下記にご連絡下さい。

※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