

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

## JAXA Research and Development Report

---

### 高速飛行実証機フェーズIIの誘導制御則設計

塚本 太郎, 鈴木 広一, 二宮哲次郎

2004年10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

## 高速飛行実証機フェーズIIの誘導制御則設計

Guidance and Control Law Design for High Speed Flight  
Demonstration Phase II

塚本 太郎 鈴木 広一 二宮哲次郎

Taro TSUKAMOTO Hirokazu SUZUKI Tetsujiro NINOMIYA

将来宇宙輸送系研究センター

Future Space Transportation System Research Center

2004年10月

October 2004

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency



# 目 次

記号・略語 .....	1
1. はじめに .....	2
2. 誘導制御則の設計 .....	3
2.1 誘導則の設計 .....	4
2.1.1 誘導則の概要 .....	4
2.1.2 フェーズコントロール .....	5
2.1.3 目標マッハ数の判定 .....	6
2.1.4 制御則とのインターフェース .....	7
2.1.5 迎角リミッタ .....	7
2.1.6 各誘導フェーズの誘導則 .....	7
2.1.6.1 加速/軌道投入フェーズの縦の誘導 .....	7
2.1.6.2 初期方位制御 .....	9
2.1.6.3 直線誘導 .....	10
2.1.6.4 マッハ数保持フェーズの縦の誘導 .....	11
2.1.6.5 減速/帰投フェーズの誘導 .....	11
2.2 制御則の設計 .....	13
2.2.1 縦制御則の設計 .....	13
2.2.2 横/方向制御則の設計 .....	14
2.2.3 構造連成フィルタの設計 .....	14
3. 誘導制御則の評価と調整 .....	15
3.1 ノミナルシミュレーション .....	15
3.2 誤差シミュレーション .....	15
4. まとめ .....	16
参考文献 .....	16
付 録 .....	
A. 迎角リミッタについて .....	17
B. 誘導ゲインの設計 .....	19
C. 制御ゲインの設計 .....	25
D. MDM/MDP 設計ツール .....	31
E. 搭載大気モデルについて .....	54
F. 振動試験結果を反映した構造連成フィルタの検討 .....	57
G. 高速飛行実証フェーズⅡ 誘導制御則仕様 .....	60



# 高速飛行実証機フェーズIIの誘導制御則設計\*

塚本 太郎\*<sup>1</sup>, 鈴木 広一\*<sup>1</sup>, 二宮哲次郎\*<sup>1</sup>

Guidance and Control Law Design for High Speed Flight Demonstration Phase II \*

Taro TSUKAMOTO \*<sup>1</sup>, Hirokazu SUZUKI \*<sup>1</sup>, Tetsujiro NINOMIYA \*<sup>1</sup>

## Abstract

The High-Speed Flight Demonstration Phase II is a flight experiment program to investigate the transonic aerodynamic characteristics of the HOPE-X winged re-entry vehicle. A vehicle based on a scaled HOPE-X configuration is lifted by stratospheric balloon to an altitude of 20 to 30-km, from where it will be released into free-fall and accelerate to transonic speeds. To acquire useful aerodynamic data, the guidance and control system must maintain the vehicle's Mach number at a constant value while varying its angle of attack quasi-statically. After data acquisition, the vehicle must be guided to a selected recovery point and attain suitable recovery parameters. In this paper, we describe the design of a guidance and control law to achieve these requirements.

Keywords: Re-entry vehicle, Flight test, Guidance and control

## 概 要

高速飛行実証フェーズIIは宇宙往還機の遷音速領域での空力特性を取得するための飛行実験である。本実験においては、実験機は高層気球によって高度20から30kmに打ち上げられ、分離されて加速し、遷音速での滑空飛行を実現する。有用な空力データを取得するために誘導制御系に対しては実験機のマッハ数を一定に保ちつつ迎角を準静的に変化させることが要求される。また、データ取得後は、選択された回収目標点に適切な終端条件で到達するように実験機を誘導しなければならない。ここでは、このような要求を満足するための誘導制御系の設計について記述する。

## 記号・略語

$A_z$	Z軸方向加速度	$M$	マッハ数
$C_D$	抵抗係数	$M_T$	目標マッハ数
$C_L$	揚力係数	$P_s$	静圧
$C_m$	ピッチングモーメント係数	$p, q, r$	角速度
$C_{m\alpha}, C_{n\beta}$	安定微係数	$S$	基準面積
$C_s$	音速	$s$	ラプラス変換の変数
$D$	抵抗	$T_{delay}$	時間遅れ
$DP$	動圧	$U$	仮想入力
$g$	重力加速度	$V$	速度
$h$	高度	$\alpha$	迎角
$H_p$	気圧高度	$\beta$	横滑り角
$I_{xx}, I_{zz}$	慣性モーメント, 慣性乗積	$\delta_e$	エレベータ舵角
$L$	揚力	$\delta_a$	エルロン舵角 (右舷下げ正)
$K$	ゲイン	$\delta_r$	ラダー舵角
$m$	実験機質量	$\delta_{el}$	左エレボン舵角
		$\delta_{er}$	右エレボン舵角
		$\Delta y$	横方向径路誤差 (直線飛行時)

\* 平成16年6月9日受付 (received 9 June, 2004)

\* 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 System Research Center, Institute of Space Technology and Aeronautics)

$\Delta r$	横方向径路誤差 (旋回時)
$\phi, \theta, \psi$	姿勢角 (オイラー角)
$\gamma$	経路角
$\rho$	大気密度
$\sigma$	バンク角
$\omega$	周波数
$\xi$	減衰率
( )c	コマンド
( )e	対地量
$\Delta( )$	微少量, 誤差
ADS	Air Data System
HOPE-X	H-II Orbiting Plane Experimental
HAC	Heading Alignment Cylinder
MDM/MDP	Multiple Delay Model and Multiple Design Point approach
NAL	National Aerospace Laboratory of Japan
NASDA	National Space Development Agency of Japan
JAXA	Japan Aerospace eXploration Agency

## 1. はじめに

NAL/NASDA (航空宇宙技術研究所/宇宙開発事業団)  
脚注は、共同で進めてきた再使用型宇宙輸送システムに関する研究の一貫として高速飛行実証実験を2002年度から2003年度にかけて実施した。同実験は有翼宇宙往還機の帰還フェーズの内、着陸場付近での航法系と地上支援設備のシステム検証を主目的としたフェーズIと、遷

音速空力特性推定を行うフェーズIIから構成される。フェーズIは自動離着陸機能を持ったジェット実験機による亜音速飛行、フェーズIIは高層気球を用いた高空分離による遷音速飛行と、いずれも小型実験機を用いた新規の飛行実証手法を用いて実施された<sup>1)2)</sup>。本報告はフェーズIIの誘導制御系の設計について記述する。

図1にフェーズIIの飛行実験の概要を図示する。実験機は地上から気球によって打ち上げられ、2～3時間程度かけて高度20ないし30kmまで上昇する。暫くその高度に滞留して適切な分離条件が整うのを待ったのち、実験機は気球から分離されてほぼ鉛直に降下、加速する。その後適当なタイミングで引き起こしを行ない、一定マッハ数を維持して空力特性を取得する。計測が終了すると実験機は減速し、複数の回収候補点から適切な1点を選択してその点へと誘導され、パラシュートとエアバッグを用いて着地するシステムとなっている。

図2に実験機の三面図、表1に主要な諸元を示す。実験機はHOPE-X (宇宙往還技術試験機) の25%相似模型である。HOPE-Xは制御舵面として左右のエレボン、胴上の二枚のラダー、ボディフラップをもち、スプリット構造をもつラダーを開閉することによってスピードブレーキの機能をもたせているが、実証機フェーズIIではこのうちボディフラップは-10deg固定、スピードブレーキは40deg固定としており、エレボンとラダーのみで飛行を制御する。

2003年7月にエスレンジ実験場 (スウェーデン) において実施された飛行実験では、亜音速領域での飛行について誘導制御系は所期の性能を示して所望の空力データを取得するための飛行を実現し、かつ実験機を目標回

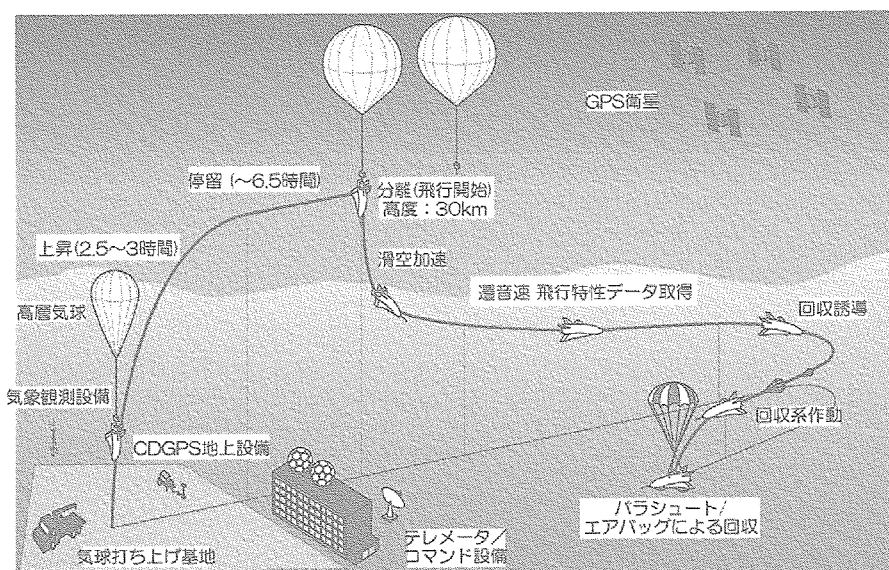


図1 高速飛行実証フェーズIIの実験概要

脚注 2003年10月より宇宙航空研究開発機構(JAXA)に再編

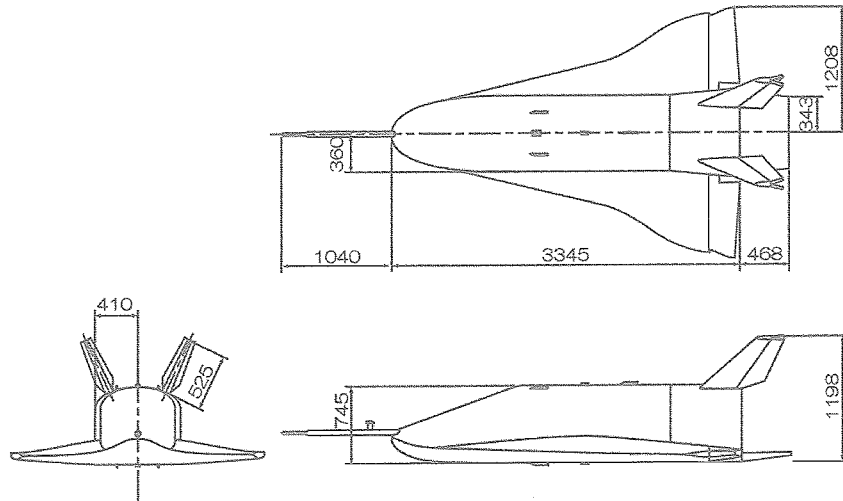


図2 実証機三面図（単位 mm）

表1 実験機諸元（重量は設計値）

重量	500kg
胴体長	3.345m
翼面積	3.14m
翼弦長	1.51m
スパン	2.42m

表2 誘導制御系に対する主要な要求

計測時	
目標マッハ数	1.2, 1.05, 0.8
マッハ数追従誤差	±0.03 Mach
迎角スweep範囲	10~2.5 deg
迎角変化率	2 deg/s 以下
試験高度	11 km 以上
回収時	
高度	1,067~1,500 m
等価対気速度	103 m/s 以下
全飛行中	
動圧	15.68 kPa 以下
荷重倍数	-1.0~+3.5 G

収点近傍へ誘導することができた。

本実験での誘導制御則については実際の搭載アルゴリズムの開発をNALが担当しており、その際の技術的ノウハウ等をまとめておくことは意義のあるものと考えられる。

## 2. 誘導制御則の設計

誘導制御則によって実現されるべき基本的要求は以下の2点である。

### (1) 目標マッハ数保持を高精度で実現すること

遷音速域で空力データを取得するという実験目的を達成するため、一定目標マッハ数での準静的な飛行を精度良く実現する必要がある。具体的には遷音速域で目標マッハ数（マッハ0.8, 1.05, 1.2）を誤差±0.03以内に10秒間程度保持する。この間、迎角変化率2度/秒以下で10~2.5degの範囲での迎角スweepを実施する。なお、目標マッハ数は分離高度に応じてオンボードで判断されなければならない。

### (2) 回収目標点の選択と回収点への高精度な誘導

実験機はパラシュートとエアバッグを使用して接地した後、回収され再使用される。エアバッグを使用するために回収地点の地形は平坦である必要があり、また、地面の状態にも制約がある。実験の行われるエスレンジ実験場は約100km四方におよぶ広大なエリアであり、そ

の内部には丘陵、湖沼、森林なども含まれている。条件の悪い場所に接地した場合、エアバッグが正常に作動しても機体に損傷を与え、再度の実験に支障を与える恐れがある。このため、前もって実験エリア内を調査し、接地に適した地点を回収候補点として選定した。さらに、実験機は気球で分離点に運ばれるため、実験エリアのどの位置で分離されるかは事前には決定することができない。このため、複数の回収候補点から到達可能な点を飛行中にオンラインで選定して、その1点へ精度良く誘導する必要がある。また、パラシュートの開傘可能な高度、速度には制約（高度1067m以上、等価対気速度103m/s以下）があるため、回収点上空に達したときこの制約を満足するように制御しなければならない。

さらに、許容される飛行環境下（動圧制限（15.68kPa以下）、荷重倍数制限（-1~3.5G））で、全飛行を完結する必要がある。また安全上の要求から設定された飛行不可領域に侵入してはならない。表2に誘導制御則に対する要求をまとめる。

上記のように目標マッハ数や、回収目標点の座標などのパラメタが飛行の状況に応じてオンボードで選定されるため、設計や評価の際に基準となる固定したノミナル



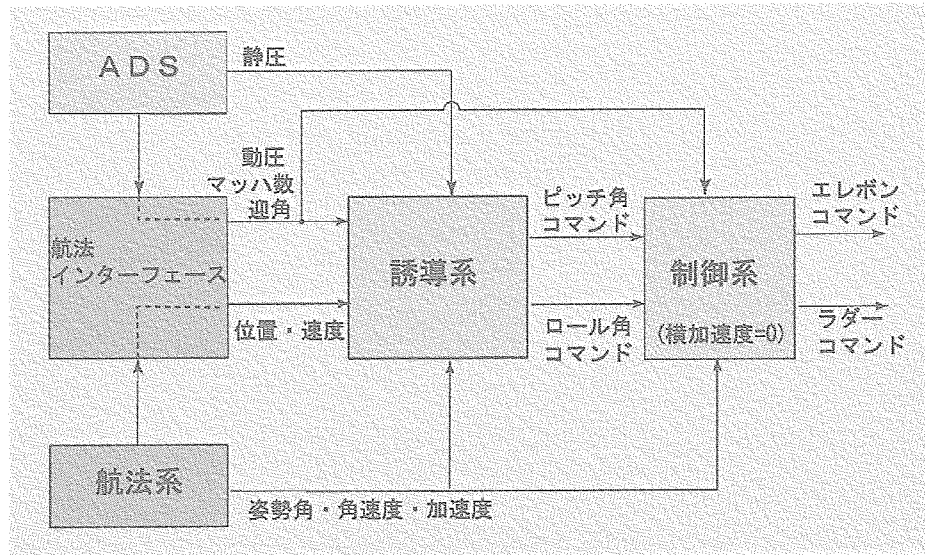


図3 誘導制御系ブロック図

軌道というものが存在せず、そのことが設計/評価を困難にしている点も特筆すべき事項である。

図3に航法誘導制御系のブロック図を示す。誘導則は航法系およびエアデータセンサから位置、速度、動圧、マッハ数の情報を取り込み、並進運動を制御するための姿勢角（ピッチ角とロール角）コマンドを生成する。制御則は誘導系から送られてくる姿勢角コマンドと、航法系及びエアデータセンサの情報から所望の姿勢運動を実現する舵角コマンド（エレボン、ラダー）を発生する。誘導制御則全体の詳細なロジックについては付録Gに示す。また、設計条件を与える詳細な機体解析モデルに

ついては文献6) にまとめられる予定である。

## 2.1 誘導則の設計

### 2.1.1 誘導則の概要

誘導則については全飛行を以下のように6つのフェーズに分割して設計した。(図4)

#### (1) 加速フェーズ

分離後一定ピッチ角 (-80deg) で降下、加速する。

#### (2) 軌道投入フェーズ

引き起こして一定迎角 (13deg 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

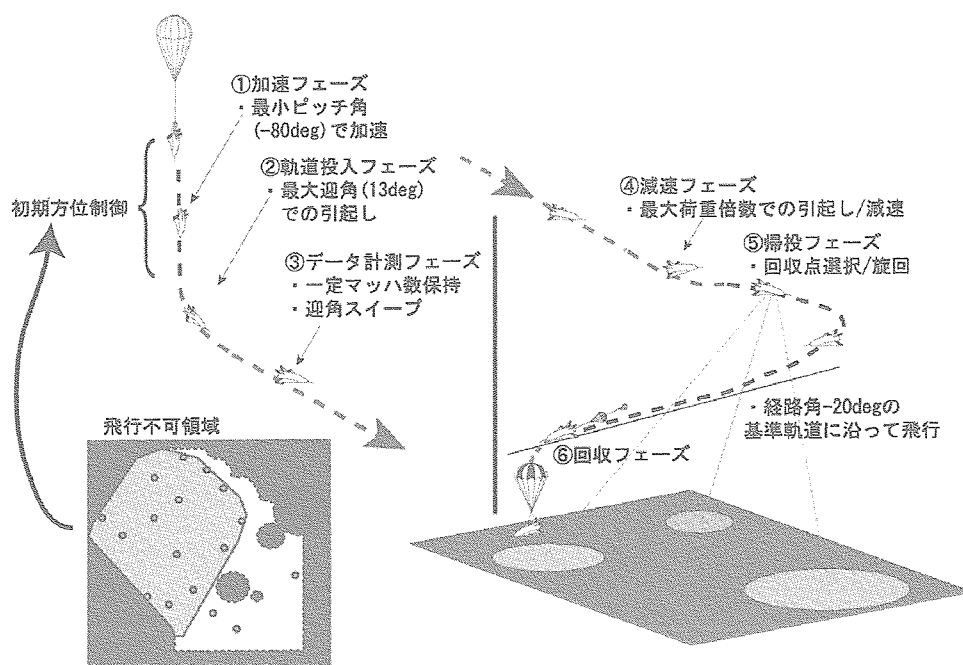


図4 誘導フェーズ

- 飛行条件に投入する。
- (3) マッハ数保持（データ計測）フェーズ
- マッハ数誤差をフィードバックして一定マッハ数を保持する。
- (4) 減速フェーズ
- 荷重倍数制限内での引き起こしを行って減速する。
- (5) 帰投フェーズ
- 目標回収点を選択し、そこへ向かって飛行する。縦は一定経路角、横はオンラインで推定した飛行レンジでちょうど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し、これらに沿って誘導する。
- (6) 回収フェーズ
- パラシュートを開傘し、エアバッグを使って接地する。
- 実験機の誘導は実質的には（5）の帰投フェーズ終了時に終了するため、本稿では誘導制御系設計の内容として、自由飛行中の5フェーズ（(1)～(5)）を対象とする。誘導フェーズをこのように分割した基本的な考え方は以下のようなものである。本実験の目的である「マッハ数保持フェーズ」での迎角スweep試験は、10度から2.5度までの実施が要求されている。このフェーズに準静的な飛行状態で移行できるよう、マッハ数保持フェーズに先立って迎角13度での待機状態での飛行を行なう「軌道投入フェーズ」を設定した。分離直後はピッチ姿勢角を-80度に保ちつつ加速降下する「加速フェーズ」を設定し、これら3フェーズをスムーズにつなぐことにより実験計測要求を達成する。データ計測終了後は、動圧の上昇を抑えるため、最大荷重倍数で減速する「減速フェ

表 3 各誘導フェーズの誘導の概要

飛行フェーズ	フェーズコントロール(2.1.2)	縦の誘導	横の誘導
(分離前)		目標マッハ数の判定(2.1.3)	—
加速		一定ピッチ角 (-80deg)保持 (2.1.6.1)	初期方位制御/直線誘導 (2.1.6.2,3)
軌道投入		一定迎角 ( $\alpha = 13\text{deg}$ )保持 (2.1.6.1)	
マッハ数保持		一定マッハ数保持 (2.1.6.4)	
減速		制限迎角での引き起こし	直線誘導 (2.1.6.3)
帰投		一定経路角の基準軌道への追従(2.1.6.5)	HAC 旋回による経路調整 (2.1.6.5)
(回収)		(開傘後一定時間(10 秒)ピッチレートダンピング実施の後終了)	(開傘後一定時間(10 秒)ロール角 0 に保持した後終了)

ーズ」を設定した。続く「帰投フェーズ」では、高層気球からの分離位置の不確定性を補うため、回収区域内に用意された複数の回収候補点から最も適切な1点を選択し、その点への誘導を行なう。なお、(1)～(3)では縦の誘導に加え、後述のように初期飛行方位設定のための横/方向の誘導もあわせて実施する。

表3に各誘導フェーズに対応する誘導則の概要をまとめる。( ) 内は対応する本報告の節を示す。

2.1.2 フェーズコントロール

ここでは誘導フェーズの切り替え条件について述べる。図5にフェーズコントロールのロジックを示した。ま

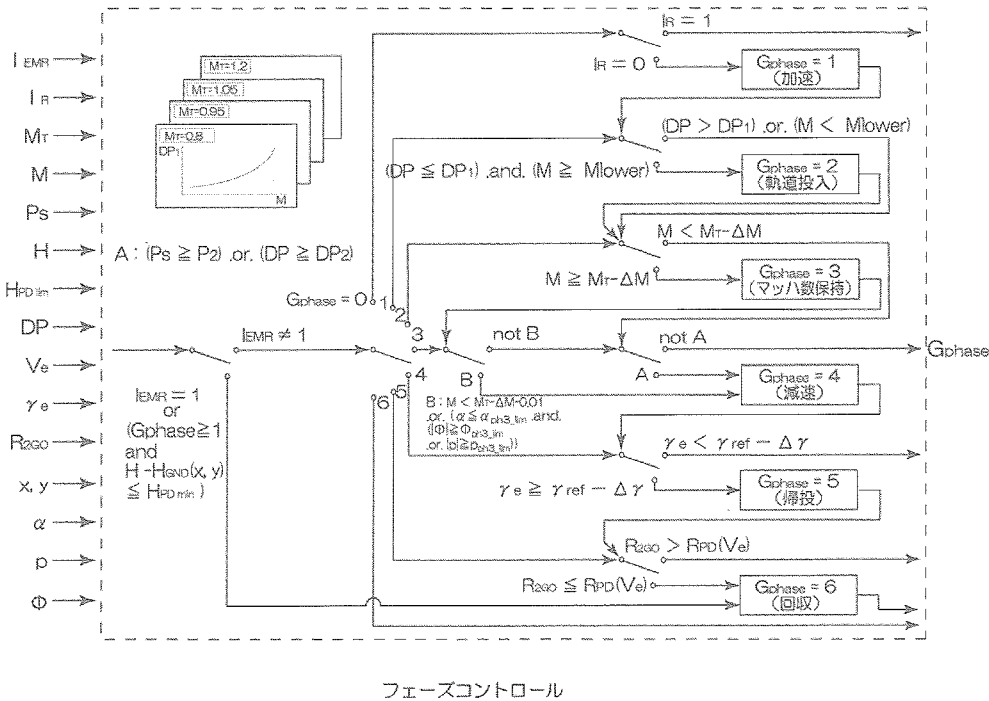


図5 フェーズコントロール

ず、加速フェーズから軌道投入フェーズへの切り替えは、飛行動圧が、マッハ数の関数として表される引き起こし判定動圧  $DP1$  よりも小さくなった場合に行われる。引き起こし判定動圧とは、マッハ数保持フェーズ開始時に、所望の飛行環境を実現するよう、飛行中実時間で算出されるパラメタである。判定動圧計算の詳細は後の 2.1.6.1 項で示される。

軌道投入フェーズからマッハ数保持フェーズへの切り替えは、空力データ取得に対する要求条件が反映された。すなわち、飛行マッハ数が、目標マッハ数に対する保持精度に到達した時点（目標マッハ数-0.03）で行われる。なお、目標マッハ数は 2.3.1 項に記述するように分離直後に設定され、 $DP1$  などのパラメタは設定された目標マッハ数に応じて計算される。

マッハ数保持フェーズの終了については以下の 4 つの条件のうちの少なくとも一つが成立したときにフェーズを移行する。

- (i) マッハ数が（目標マッハ数-0.04）を下回る
- (ii) 動圧が 13kPa を上回る
- (iii) 静圧が 22.7kPa（高度 11km 相当）を上回る
- (iv) 迎角 2.5 度以下の飛行状態でロール振動が発生している（ロールレートの絶対値が 20deg/s 以上あるいはロール角の絶対値が 15deg 以上）

1 つめの条件は、マッハ数保持の要求条件である（目標マッハ数±0.03）を反映しつつ、計測フェーズ開始直後にノイズ等によって不時に減速フェーズに移行してしまうのを防ぐため、（目標マッハ数-0.04）を閾値とした。2 つめは、機体保持の観点から高動圧域での飛行を避けるために動圧制限（13kPa）を課したものである。3 つめの条件は、高度 11km 以上の静穏な大気中で計測を行い、かつ帰投フェーズでの十分な飛行レンジを確保するために設けたものである。最後の条件は低迎角時の横/方向系の安定性が低下することに配慮して設定した。本実証機では、マッハ数 1 付近の低迎角範囲において、横/方向系の安定性が悪化するため制御系の性能を低下させるような誤差が存在したときに機体の運動はロール軸に対して振動的となってデータ取得に不適切となる場合がある。また、振動的な飛行状態で本フェーズに続く減速マニューバを行うと、制御不能に陥る可能性が認められた。そのため、迎角スweep要求である迎角 2.5 度以下の飛行状態で、ロール振動が発生していると判定された場合、迎角をあげて安定性を回復するために直ちに本フェーズを終了して減速フェーズに移行するものとした。

減速フェーズの終了判定は、機体の減速が十分に行われ、後の帰投フェーズにスムーズに移行できる条件として設定した。本実証機では、これを飛行経路角により判

定する。具体的には、帰投フェーズにおいて追従する経路角は  $\gamma_{ref} = -20.88$  度であることから、飛行経路角が  $\gamma_{ref} - 3.0 = -23.88$  度となった時点で本フェーズを終了し、帰投フェーズに入る。

帰投フェーズから回収フェーズへの切り替えは、基本的には選択した回収点直上通過時に行われる。ただし、回収フェーズ開始後パラシュート開傘までにある程度の距離を飛行することから、この分手前（750m）で帰投フェーズを終了する。

### 2.1.3 目標マッハ数の判定

実証機は分離時の状態に合わせて、試験目標マッハ数をオンボードで選択する機能を有している。これは、気球のオペレーション上、気象条件その他の制約により、目標高度での分離ができない事態に備えたものである。先に述べた通り、試験目標マッハ数として 1.2、1.05、0.8 の 3 種類が設定されているが、何れの目標マッハ数を選択するかは、分離時の気圧によって選択するものとした。その理由は、主として誘導則の設計が大気モデル誤差の影響を低減するため、基本となる物理量として動圧を選択しているからである。また高層気球は気圧高度で制御されるため、気球との運用上のインタフェースという点でも都合がよい。各目標マッハ数を選択する範囲は、次のように定めた。ここでは、設計した誘導則と、ノミナル（誤差を考慮しない）モデルを前提とする。各目標マッハ数を選択する上下限は目標マッハ数到達時の機体加速度が十分小さくなるような高度範囲の上限と下限に相当する気圧を選択した。上限は、分離後直ぐに引き起こしが行なわれ、最大抗力で降下するような飛行となる。一方下限は逆に、ピッチ角 80 度の最小抗力姿勢を維持しつつ降下し、引き起こし判定線にしたがいピッチアップを開始、目標マッハ数到達時に迎角 10deg となって、ぎりぎり迎角スweep要求を満足するような飛行である。このようにして設定された分離範囲を表 4 に示す。目標マッハ数 1.2 の下限と同 1.05 の上限は一部重なったため、両者の中間を設定した。また表から分かる通り、目標マッハ数 1.05 の下限と同 0.8 の上限には隙間の高度域が存在する。そのため、この高度域で分離された場合には、出来るだけ実験機会を有効に活用することを考え、緊急用の目標マッハ数 0.95 を設定している。

表 4 分離静圧と目標マッハ数

分離静圧 ( $P_s$ ) [Pa]	対応する分離高度 ( $H_p$ ) [m] (参考値)	目標マッハ数 ( $M_T$ )
$P_s \leq 1410$	30000~32850	1.2
$1410 < P_s \leq 2354$	26500~30000	1.05
$2354 < P_s < 4250$	22000~26500	0.95
$4250 \leq P_s$	18820~22000	0.8

### 2.1.4 制御則とのインターフェース

誘導則の設計は基本的に対気姿勢角 ( $\sigma, \alpha, \beta$ ) を制御入力として実験機の位置、速度を制御するものであり、誘導則の基本的な部分は縦、横の運動が分離しているとしてこれらを独立に設計する。しかしながら、制御則とのインターフェースは慣性センサの出力に対応して対地姿勢角 ( $\phi, \theta, \psi$ ) でとられるため、これらの間の変換が必要となる。ここでは、無風状態を仮定した変換式を適用した。

$$\theta_c = \sin^{-1}(\sin\gamma_e \cos\alpha_c \cos\beta_e + \cos\gamma_e \cos\alpha_c \sin\beta_e \sin\sigma_e + \cos\gamma_e \sin\alpha_c \cos\sigma_e) \quad (1)$$

$$\phi_c = \tan^{-1}\{(-\sin\gamma_e \sin\beta_e + \cos\gamma_e \cos\beta_e \sin\sigma_e) / (-\sin\gamma_e \sin\alpha_c \cos\beta_e - \cos\gamma_e \sin\alpha_c \sin\beta_e \sin\sigma_e + \cos\gamma_e \cos\alpha_c \cos\sigma_e)\} \quad (2)$$

ここで添え字  $c$  はコマンド、 $e$  は対地の量であることを示す。

### 2.1.5 迎角リミッタ

迎角コマンドには縦トリムおよび縦および横/方向安定性の観点から上下限が設定されている。上記のように無風状態を仮定した変換を使用した場合に実際に迎角コマンドに追従するのは対地迎角となり、向かい風の強い場合などには対気迎角はリミットに達していないのに対地迎角が上限値に達してしまい、引き起こし不足で回収点に到達できないケースが生じる。このような不具合を回避するためにエアデータセンサから得られる迎角計測値を使って上限を変化させる仕組みを取り入れた。迎角リミッタの詳細については付録Aに記す。

### 2.1.6 各誘導フェーズの誘導則

以下、誘導フェーズごとの誘導則について記述する。なお、誘導ゲインの設計の詳細については付録Bに記述する。

#### 2.1.6.1 加速/軌道投入フェーズの縦の誘導

誘導則設計での第一の興味は、いかにして精度良く一定マッハ数を保持するかという点にあった。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（ピッチ角保持）、遷移（軌道投入）、維持（マッハ数保持）、遷移（減速）、維持（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、このためには軌道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、軌道投入フェーズの誘導則を設計した。

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風の影響を無視すれば次式で記述される。

$$\dot{V} = -g \sin\gamma - \frac{\rho(h) \cdot V^2 SC_D(M, \alpha)}{2m} \quad (3)$$

$$v\dot{\gamma} = -g \cos\gamma + \frac{\rho(h) \cdot V^2 SC_L(M, \alpha)}{2m} \quad (4)$$

$$\dot{h} = V \sin\gamma \quad (5)$$

ここで、速度一定の飛行を考えると第一式より

$$-mg \sin\gamma - \frac{1}{2} \rho(h) \cdot C_s(h)^2 M^2 SC_D(M, \alpha) = 0 \quad (6)$$

$C_s$  は音速（高度の関数）である。したがって、マッハ数  $M$  を例えば 1.2 に固定すると、高度  $h$  と経路角  $\gamma$  を与えたとき、上式を  $\alpha$  について解くことによって速度変化率が 0 になるような迎角  $\alpha$  が定まる。即ち、ひとたびマッハ数が目標値 1.2 になったならば、上式を満たす迎角  $\alpha$  をと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  $\gamma$  の組み合わせは  $h$ - $\gamma$  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 1.2 を維持するために取るべき迎角の等高線となる。図 6 の点線はこのようにして描いた迎角の等高線である。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。

さて、軌道投入フェーズでは、引き続きマッハ数保持フェーズでスィ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角を保持して経路の引き起こしを行うものとし、また、10deg 以上の迎角からスィープを実施するため、このときの迎角を 13deg に設定している。軌道投入フェーズで 13deg の一定迎角で飛行してきて、マッハ 1.2 に達した瞬間に前述の迎角の等高線のうち 13deg 相当の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、この迎角 13deg の等高線は軌道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、このライン上の点を終端条件とするような、迎角 13deg 一定の一連の飛行軌道を描くと図 6 の破線のようなになる。加速フェーズで降下してきた実験機がこのどれかの軌道に乗ることができれば一定迎角 13deg を保持することで自然にマッハ数保持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 80deg 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の実線の軌道が得られる。そこで、この 2 種類の軌道をうまく乗りかえるこ

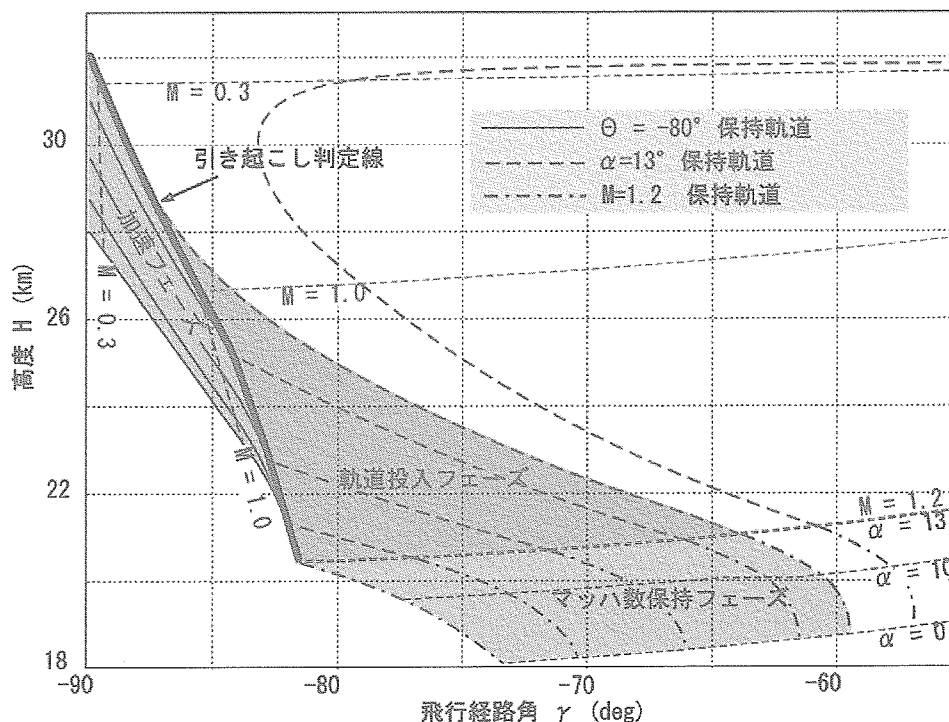


図6 引き起こし判定線

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の乗り換えをすることはできない。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6の太線のような一本の曲線に乗っていることがわかる。この線を引き起こし判定線と呼ぶことにする。そうすると、実験機を分離後

ピッチ-80deg一定で降下させ、引き起こし判定線を横切る瞬間に迎角を13degに引き起こせばスムーズに軌道を移行できる。

実際には瞬間的に迎角を変化させることはできないので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、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-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している。

さらに、低動圧域ではADS計測によるマッハ数の精度が確保されていないこと、および高次の近似多項式と

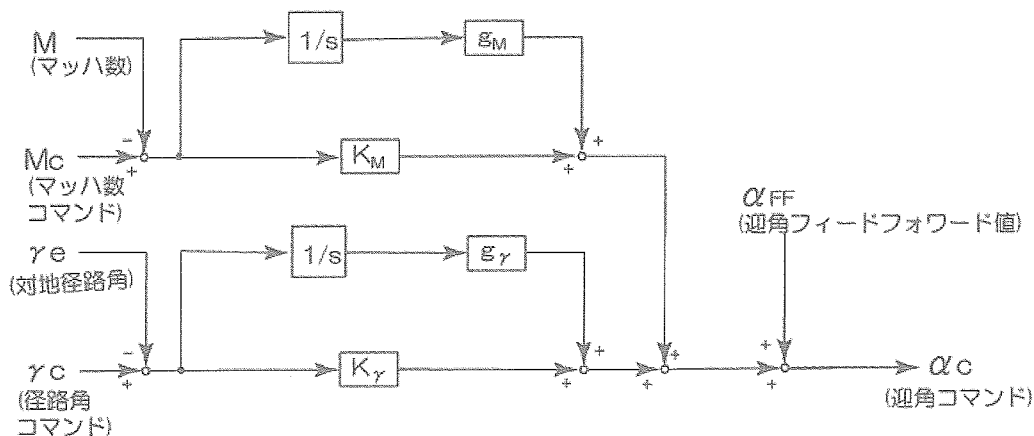


図7 加速/軌道投入フェーズの縦誘導則の構造

なることで低速域に変曲点が表れ、引き起こし線の近似精度が部分的に確保できないことから目標マッハ数1.2および1.05の場合には、マッハ数0.3までは引き起こしを行わないものとした。このことが機体を目標マッハ数に誘導する上で有害とはならないことはシミュレーションにより確認した。また、ここで得られた軌道データを基に、軌道投入フェーズの経路角コマンド $\gamma_c$ およびマッハ数コマンド $M_c$ の近似曲線が作成されている。

図7に縦の誘導のフィードバック構造を示す。マッハ数 $M$ と対地経路角 $\gamma_c$ を上記で得られた基準値に追従させるため、これらの比例および積分フィードバックを持つ構造となっている。分離直後と下方高度域における大気モデルに有害な差があると、比例フィードバックだけでは精度よく目標マッハ数に到達できないケースが発生することがあり、積分ゲインはこれを補償する役割を担っている。(付録B参照)なお、図7の $\alpha_{FP}$ は迎角のフィードフォワード値であり、加速フェーズ中はピッチ角-80 degに相当する対地迎角、軌道投入フェーズでは13degまで一定変化率で増加し、その後13degを保持する。

#### 2.1.6.2 初期方位制御

図8に実験エリアの概要を示す。図には回収候補点とともに飛行禁止領域<sup>脚注</sup>も示してある。飛行禁止領域は網掛けで示した周辺部分と、破線の円で示した部分からなる。図中のダイヤモンド型のエリアはゾーンBと呼ばれるエリアで本来は観測ロケットの着弾エリアとして利用さ

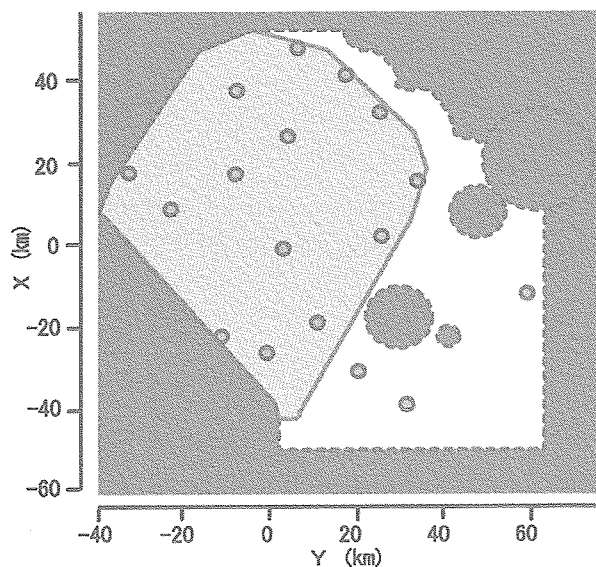


図8 実験エリア

れている。本実験の計画時にはゾーンBを主要な回収エリアとして設定した。

当初の計画では回収エリアはゾーンB内部のみであり、計測フェーズ終了までは横の擾乱をできるだけ排除したいという観点から横の誘導は行わず、ロール角0の飛行をするという設計であった。その後、気象条件の制約に対して実験機会を増やしたいという要求から回収エリアをゾーンBの外側にも拡大した。このため、エリア内にいくつかの居住地区が含まれることになり、図中に破線の円で示した集落周辺などの飛行禁止領域を設定する必要が生じた。実験機はこれらのエリアを縫って飛行するような経路を取らねばならず、初期の飛行方位の影響が無視できなくなった。実験機は分離後ゾーンBの内側に向かうように、かつ、帰投時の飛行経路が飛行禁止領域を通過しないように自己の飛行方位を制御する必要がある。

但し、これには以下のように困難な点があった。

- ・分離直後は動圧が低く、有効な方位制御が困難である。一方で、計測中は横の運動を抑制したいので初期のロール制御は計測フェーズに入る前に終了/整定させるのが望ましい。しかしながら、応答を速めようとして大きな操舵をとると過大な横滑り角を生じ安定性を損なうので好ましくない。
- ・実験機の初期姿勢がほぼ鉛直であるため、オイラー角のヨー角が実際に実験機が飛行していくべき方向と整合しない。極端な例ではピッチ角が-90degの場合、ロール角とヨーは区別できない。また引き起こしの始まる前は経路角がほとんど-90deg付近であるため、速度ベクトルの方位角を制御するのも適切でない。

このような事情から分離直後においては機体の背面方向（これはピッチ角が-90degに近い姿勢ではロールとヨーの組み合わせとなる）を飛行したい方位に向けるような制御をすることとした。このようにすれば引き起こしを開始した後は所望の方位に飛行し始めるはずであると考えられる。(図9)

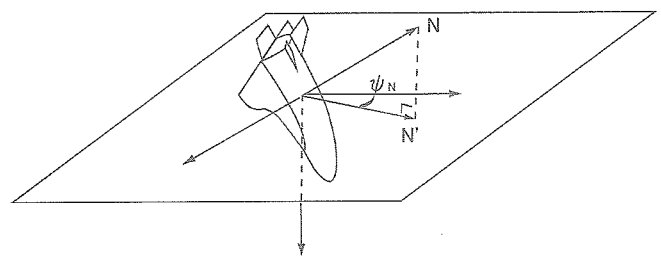


図9 初期方位制御

<sup>脚注</sup> ここに示した飛行禁止領域は誘導制御系設計時に設定したものであり、実際の運用時には実験場を管理するスウェーデン宇宙公社の同意の下に変更される場合がある。

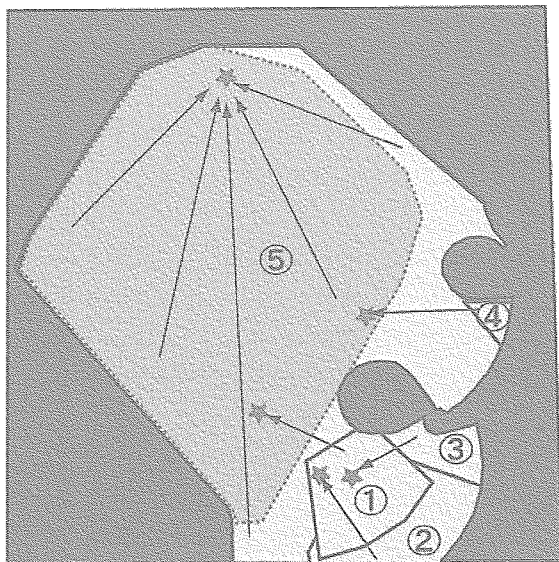


図10 エリア分割と初期目標点  
(★印が初期目標点)

しかし一方で引き起こし後はできるだけ横の運動を抑制したいので、上記のような初期のロール制御を途中で打ち切らねばならない場合がでてくる。その場合、それまでロール角とヨー角の組み合わせで制御していたものが急にロール角0付近に戻されるために結果として方位角の誤差が増す場合が生ずる。

これについては引き起こし開始後はロール角を制限しつつ飛行方位の誤差を陽にフィードバックすることとした。

また、飛行禁止領域への侵入をさけるため、分離可能エリアを設定し、かつこれを5つのサブエリアに分割してそれぞれのエリアに対して初期目標点を設定することにより、全飛行を通じて飛行禁止領域に侵入しないような飛行経路をとるように工夫した(図10)。なお、図10に示した分離不可エリアは図8の飛行禁止領域を包含し、かつ飛行中の軌道が飛行禁止領域に入らないよう付加的なエリアが設定されているため、図8の領域と若干形状が異なっている。また特殊パターン(2.1.6.5参照)を取るケースも想定しているが、その場合、飛行不可エリアと逆方向に旋回を行うように初期目標点を設定した。

### 2.1.6.3 直線誘導

初期方位角制御の項で述べたような問題により、目指す方位を確実に捕らえることが困難な場合があることが判明した。これは飛行禁止領域への侵入を回避する上で

解決しなければならない問題である。また、実験時には上空での滞留時に分離可能な位置にあるかどうかを判断するために分離後の予測飛行経路を地上管制卓のディスプレイに表示している。この予測飛行経路の精度を確保するためにも初期の飛行方位を精度よく制御することが重要である。このため、軌道投入フェーズ後半から減速フェーズ終了に至るまで、横の誘導を実施することとした。この誘導を直線誘導と呼ぶ。このとき考慮すべきは、マッハ数保持フェーズにおける空力データ取得に対し、悪影響を与えないよう非常に緩やかな誘導を行うことが要求される反面、実機運用上の重要な課題も克服しなければならない点である。

直線誘導の基本的な設計思想を述べる。実証機分離後、適当な動圧に達した時点で自機の位置と初期目標点の延長線上、十分遠方に仮想的な目標点を設定する。遠方に設定するのは、実証機がその点を通過しないようにするため(通過するとその点周りに螺旋降下してしまう)である。同時に自機の地上投影位置を直線誘導開始点として記憶する。以後は、直線誘導開始点と仮想目標点を結ぶ経路を地上目標軌道とし、実証機の地上投影軌跡がこの軌道に沿って飛行するよう誘導する。具体的には、実証機の地上投影位置から目標軌道に対して降ろした垂線の長さ $\Delta y$ <sup>脚注</sup>を誤差とし、これとその変化率をバンク角コマンドへフィードバックする。(図11)すなわち、

$$\sigma_c = K_y \Delta y + K_{\dot{y}} \Delta \dot{y} \quad (7)$$

とした。このフェーズの誘導ゲインの設計については、軌道投入フェーズ後半から減速フェーズにかけて横/方向系の姿勢制御の応答が低下していること、また、計測に悪影響を与えないよう、緩やかなマヌーバで一定の飛行方位を維持するよう配慮して設定された。(付録B参照)

一方、直線誘導実施中のバンク角コマンド制限値をパラメタとしてモンテカルロ・シミュレーションを行い、直線誘導開始時の誤差と終了時の誤差を比較検討した。その結果、誤差が抑制される度合いが大きく、また目標

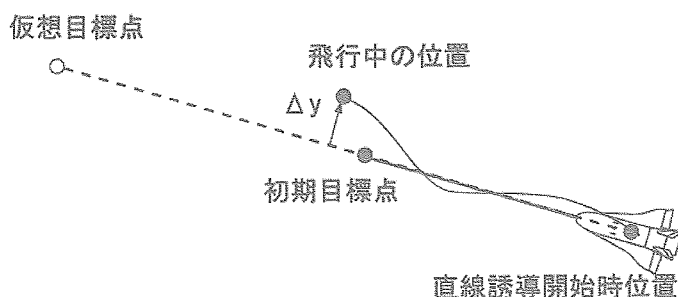


図11 直線誘導

脚注 付録Gのブロック図では $\Delta y$ の向きが本節とは逆になっており、したがってゲイン $K_y$ の符号が反転している。



とする直線誘導の精度を確保できる制限として、バンク角コマンドの制限を±10度とした。

#### 2.1.6.4 マッハ数保持フェーズの縦の誘導

マッハ数保持フェーズでは動圧、径路角などの飛行条件が変化する中で一定のマッハ数を保つことが要求される。これをスケジュールした入力と線形のフィードバックで実現することも可能であるが、逆ダイナミクス法<sup>3)</sup>と呼ばれる手法を適用すると下記のように比較的容易に非線形性を考慮にいれた設計ができる。ここではこれを採用した。縦面内並進運動のうち、飛行速度方向の成分は次式で記述される。

$$\dot{V} = -g \sin \gamma - \frac{D}{m}, \quad D = \frac{1}{2} \rho(h) \cdot V^2 SC_D(M, \alpha) \quad (8)$$

ここで、新しい制御入力変数

$$U \equiv -g \sin \gamma - \frac{\rho(h) \cdot V^2 SC_D(M, \alpha)}{2m} \quad (9)$$

を導入すると、最初の方程式は

$$\dot{V} = U \quad (10)$$

と一次の線形方程式となる。このシステムに対し、

$$U = -K(V - V_c) \quad (11)$$

なるフィードバック制御をかけると、閉ループのダイナミクスは

$$\dot{V} = -K(V - V_c) \quad (12)$$

すなわち、一次遅れ系

$$V = \frac{K}{s+K} V_c \quad (13)$$

となり、 $K$ を適当に決めることにより所望の応答特性をもたせることができる。

このとき元の物理的な制御入力 $\alpha$ は、

$$-K(V - V_c) = -g \sin \gamma - \frac{\rho(h) \cdot V^2 SC_D(M, \alpha)}{2m} \quad (14)$$

すなわち、

$$\begin{aligned} C_D(M, \alpha) &= \frac{mK}{\frac{1}{2} \rho(h) \cdot V^2 S} (V - V_c) - \frac{mg \sin \gamma}{\frac{1}{2} \rho(h) \cdot V^2 S} \\ &= \frac{mKc_s}{DP \cdot S} (M - M_c) - \frac{mg \sin \gamma}{DP \cdot S} \end{aligned} \quad (15)$$

を解いて得られる。具体的には $C_D$ を $\alpha$ の2次式で近似し、上記の2次代数方程式を解いて $\alpha$ コマンドを決める。誘導ゲイン $K$ は代表的な誤差を考慮し、ゲインをパラメトリックに変えた非線形シミュレーションによる検討を行って設定した(付録B参照)。なお、 $\alpha$ コマンドを求める際に該当する高度での音速 $C_s$ が必要になるが、これは搭載大気モデル(付録E参照)に基づき算出される。

#### 2.1.6.5 減速/帰投フェーズの誘導

計測終了後は荷重倍数の制限内で引き起こして減速した後に帰投フェーズに入る。帰投フェーズでは実験機を回収目標点直上においてパラシュート開傘可能な条件である高度1067m以上、等価対気速度103m/s以下に誘導しなければならない。そこで、帰投フェーズ終端の目標高度を1300mとする。終端高度が1300mになる経路角一定の基準軌道を設定し、これに沿って飛行していけば最終的にこの径路角の平衡滑空状態に落ち着くと期待できる。径路角の基準値は以下のようにして設定した。マッハ数0.45以下の低速では空力特性は一定とみなしてよい。揚力曲線のフロントサイド側での飛行を要求して迎角上限を12度、パラシュート開傘時EAS制限から迎角下限を6度とした。(これ以下だと平衡滑空時EASが103m/sを超過する。)両迎角における揚抗比に対応する径路角の中間値-20.88degを基準値として採用した。この目標径路角で飛行した場合にダウンレンジ20km以上が確保できることはシミュレーションにより確認した。

一方、図8に示した回収候補点は、地形と地表の状態を考慮して設定しており、実験機は最終的にこのうちのどれかの直上付近で回収フェーズに入るように誘導されねばならない。これらの回収候補点は分離エリアのどこからでも20km以内の飛行で少なくとも一つの回収点に到達できるように決められている。

帰投フェーズが始まると、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、高度が回収目標高度1300mになるまでの飛行レンジの予測値を算出する。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、および回収候補点位置の関係から各候補点への最短飛行距離を計算し、到達可能で条件のよい候補点を選び出す。この目標点に推定された飛行レンジで到達するように旋回してレンジを調節する必要があるが、これをできるだけ単純に実現するため、以下のようなロジックを採用した。

実験機は帰投フェーズ開始後マッハ0.75に減速するまで直進した後、適切な位置に到達したところでHAC(Heading Alignment Cylinder)と呼ばれる仮想的な円柱にそって旋回し、その後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。実験機は直進飛行しながら、時々刻々その瞬間に旋回開始した場合の飛行レンジを残りレンジと比較して、両者が一致したときに旋回を開始する。図12aにこの様子を示す。ただし、この方法は目標点が初期直線軌道からHAC直径未満の距離にある場合にはHACをスライドしていったときに目標点がHAC内部に入ってしまうと連続的なレンジ調整ができない部分が生ずる。このような場合にはいったん逆方





2.2 制御則の設計

2.2.1 縦制御則の設計

図13に縦の制御則の構造を示す。誘導則の出すピッチ角コマンド $\theta_c$ に追従するため、ピッチ角 $\theta$ 、ピッチレート $q$ 、Z方向加速度 $a_z$ をフィードバックしてエレベータコマンド $\delta_{ec}$ を生成するサーボ系となっている。なお、実際の舵面では左右のエレボンの対称操舵によって

エレベータ、非対称操舵によってエルロン機能を持たせるため、エレベータコマンドは横/方向制御則の出すエルロンコマンドと次式によりミックスされて左右のエレボンのコマンドとして出力される。

$$\begin{aligned}\delta_{eLc} &= \delta_{ec} + \delta_{ac} \\ \delta_{eRc} &= \delta_{ec} - \delta_{ac}\end{aligned}\tag{19}$$

フィードバックゲインを決定する際に問題になるのは、

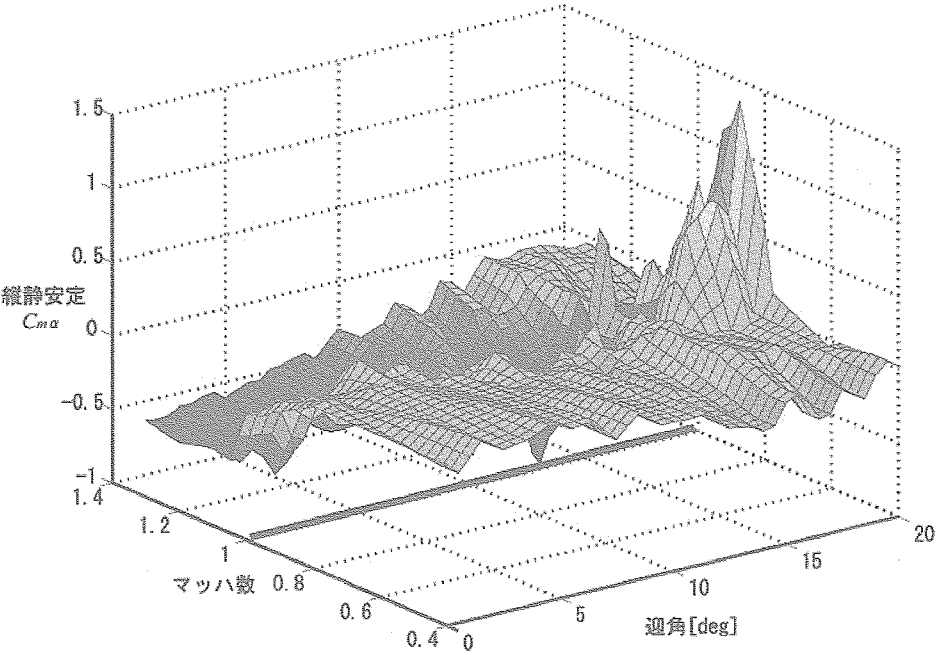


図14a 縦の静安定 ( $C_{ma}$ , 3Dプロット)

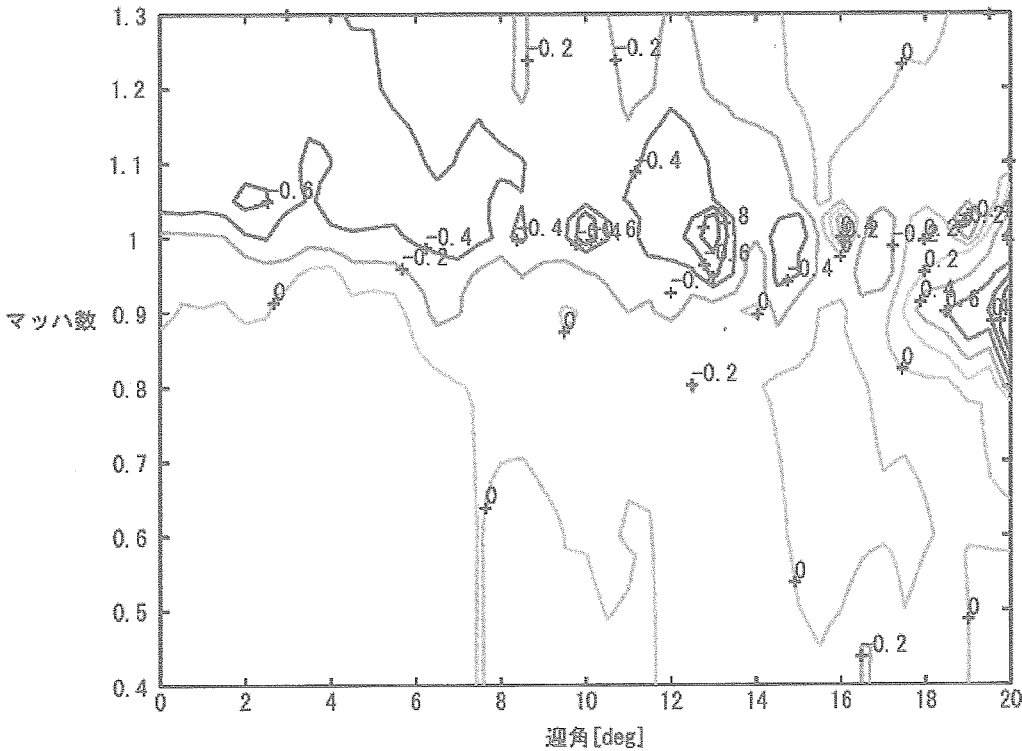


図14b 縦の静安定 ( $C_{ma}$ , 等高線)

飛行条件の変化である。特に本実験では亜音速から遷音速の領域で飛行するため、マッハ数1付近での特性の変化が問題となる。図14にマッハ数、迎角に対する安定微係数  $C_{m\alpha}$ 、すなわち迎角静安定の変化を示す。マッハ数1付近に静安定性のギャップがあることがわかる。さらに高空で速度0から分離、加速されるので動圧の変化が大きい。これを補償するために動圧の逆数に比例する補償ゲイン  $K_{dp}$  を用いるが、分離直後の非常に動圧の低い部分で動圧補償ゲインを用いるとゲインが過大になるので注意する必要がある。

以上を考慮して飛行領域を以下の様に分割してゲインを設計するものとした。

- (1) 分離直後の低動圧領域 ( $DP < 500\text{Pa}$ )
- (2) 亜音速領域 ( $M < 0.8$ )
- (3) 遷超音速領域 ( $0.8 < M$ )

さらに遷超音速部分ではマッハ数に関して線形なスケジュールを行なった。ゲインの設計にはMDM/MDP法<sup>4)</sup> (Multiple Delay Model and Multiple Design Point Approach, 多数遅れモデル多数設計点法)を使用した。この手法は制御対象の特性をいくつかのモデルで代表させ、その全てのモデルを評価することにより、実際の制御問題でより有効な解を求めようとするものである。特に評価モデルにPade近似した遅れモデルを含めることで、位相遅れに対するマージンを確保し、構造振動等、制御対象の高周波域での特性の不確定性に対処しやすくするところに特徴がある。試験マッハ数M1.2, 1.05, 0.8の3つの代表軌道から  $M-\alpha$  線図上に適度に分布する代表点を抽出し、そのうち、各スケジュール領域に対応する点を取り出し、各点に対し、遅れおよびゲイン変動を考慮したモデルを追加して多数モデルを構成した。設計で考慮する遅れモデル、ゲイン変動モデルの組み合わせについては200ms, 2倍を基準として応答と安定余裕を見ながら調整した。さらに設計したゲインを元にしてモンテカルロシミュレーションを実施し、結果を見ながら手作業でゲインのチューニングを行った。ゲイン設計の詳細については付録C, Dにまとめる

## 2.2.2 横/方向制御則の設計

図15に横/方向制御則の構造を示す。誘導則の出すロール角コマンド  $\phi_c$  に追従し、かつ横滑りを押さえるため横加速度  $a_y=0$  を保持するように、ロール角  $\phi$ , 横加速度  $a_y$ , ロールレート  $p$ , ヨーレート  $r$  をフィードバックするサーボ系となっている。

横のゲインについても縦と同様に設計を行なった。但し、多数モデルには横の安定性に強い影響をもつと考えられる  $I_{xx}$ ,  $I_{zz}$ ,  $C_{n\beta}$  誤差を含むモデルも含めている。

## 2.2.3 構造連成フィルタの設計

一般に飛行制御において剛体としての運動にかかわらない高い振動数(制御帯域の数倍程度以上)が操舵コマンドに含まれないことが望ましい。高周波成分が含まれると、機体の構造振動と連成して有害な振動を引き起こす場合がある。これを防止する目的で操舵コマンドのラインに挿入されるのが構造連成フィルタである。ここでは下記のような連続系の二次のフィルタ構造を仮定して構造振動の帯域における周波数成分を低減するようにパラメタを設計し、これを離散化して二次のデジタルフィルタを得ている。

$$F(s) = \left( \frac{\omega_d^2}{\omega_n^2} \right) \frac{s^2 + 2\zeta_n \omega_n s + \omega_n^2}{s^2 + 2\zeta_d \omega_d s + \omega_d^2} \quad (20)$$

この形の特徴は

- (1) 定常ゲイン ( $\omega \rightarrow 0$ ) が1 (0dB) に漸近。一方、高周波 ( $\omega \rightarrow \infty$ ) でゲインは  $\omega_d^2 / \omega_n^2$  に漸近する。(従って  $\omega_d^2 / \omega_n^2$  になるべく小さいほうが望ましい。)
- (2)  $\omega_d$ : カットオフを支配するパラメタ。低周波の遅れと高周波のゲイン抑制とのトレードオフとなる。
- (3)  $\omega_n$ : ゼロ点の振動数であり、ゲインを落とすべき振動数を設定する。また高周波の漸近ゲインにも影響を与える。
- (4)  $\zeta_n$ : ゼロ点振動数付近でのゲインディップの大きさに影響を与え、低周波における位相進みの広がりにも影響を及ぼす。

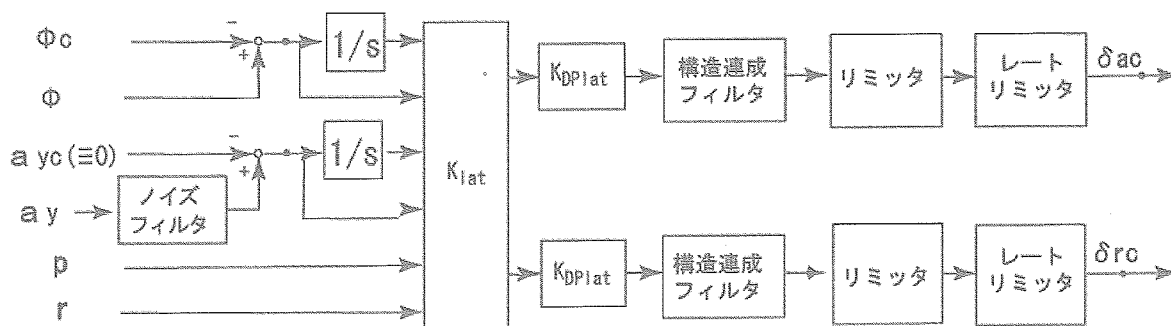


図15 横/方向制御則の構造

低周波域で位相遅れが少なく、高周波域、とくに構造振動のモードの存在する周波数帯でゲイン抑制が大きくなるような調整の結果、連続系のパラメタとして、エレベータのラインについては

$$\begin{aligned}\omega_d &= 7.26(2\pi), \zeta_d = 0.696, \\ \omega_n &= 40.8(2\pi), \zeta_n = -4.77 \times 10^{-5}\end{aligned}\quad (21)$$

エルロン・ラダーのラインについては

$$\begin{aligned}\omega_d &= 8.00(2\pi), \zeta_d = 0.700, \\ \omega_n &= 30.0(2\pi), \zeta_n = -2.00 \times 10^{-1}\end{aligned}\quad (22)$$

が得られた。これらから双一次変換によりそれぞれ以下のデジタルフィルタを得る。

$$\begin{aligned}x(k) &= Ax(k-1) + Bu(k) \\ y(k) &= Cx(k) + Du(k)\end{aligned}\quad (23)$$

$$\begin{Bmatrix} A & B \\ C & D \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.3529 & -0.3859 & 2.1701 \\ 0.3859 & 0.8899 & 0.6190 \\ 0.0279 & 0.1642 & 0.0764 \end{bmatrix} \quad (\text{エレベータ}) \quad (24)$$

$$\begin{Bmatrix} A & B \\ C & D \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.8717 & 0.4084 & 0.1849 \\ -0.4084 & 0.3000 & 0.5886 \\ 0.6021 & 0.1348 & 0.1322 \end{bmatrix} \quad (\text{エルロン・ラダー}) \quad (25)$$

フィルタを含んだ制御系の構造連成に対する耐性については地上の振動試験で得られた伝達特性を用いて評価した。(付録F参照)

### 3. 誘導制御則の評価と調整

誘導制御則を評価するために非線形6自由度のシミュレーションを活用した。

#### 3.1 ノミナルシミュレーション

図16左図に目標マッハ数1.2のノミナルケースのシミュレーション時歴を示す。なお、ここでいう“ノミナル”とは単に“誤差なし”の意味であり、所謂ノミナル軌道を飛行するケースという意味ではない。同じ誤差なしでも分離点が異なれば全く異なった軌道を取るため固定したノミナル軌道というものが存在しないのは先述したとおりである。

45～55秒付近で目標マッハ数が保持され、迎角が適切な範囲でスweepされている様子がわかる。また図16右図にはこのときの軌道を上からみたものを示す。実験場の中央付近で分離された実験機が回収候補点の一つを選択してその点へ適切に誘導されている。なお、この例では帰投フェーズで特殊パターンに入っており、一度逆旋回してからもう一度旋回して回収点に向かっている。

#### 3.2 誤差シミュレーション

空力特性、慣性特性、計測誤差、大気モデル誤差、風等を考慮して単独誤差、モンテカルロシミュレーションを実施して誘導制御系を評価し、問題点があれば対策を施してシミュレーション評価を繰り返した。評価の詳細については文献4)を、また使用した解析モデルについては文献6)を参照されたい。

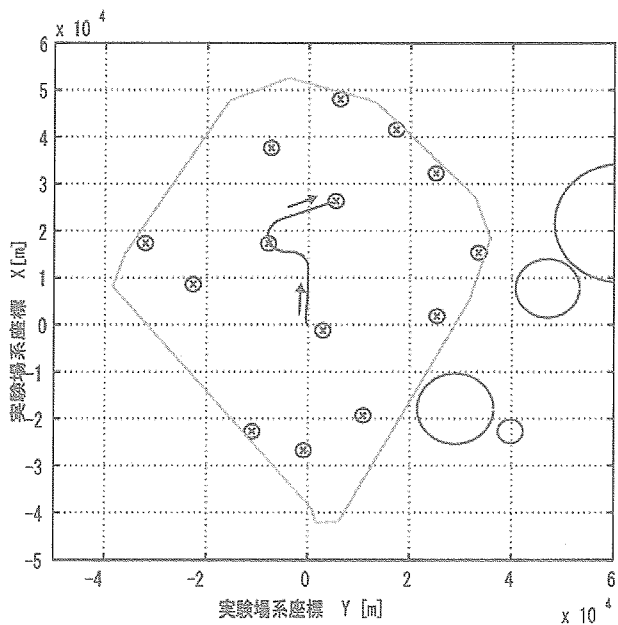
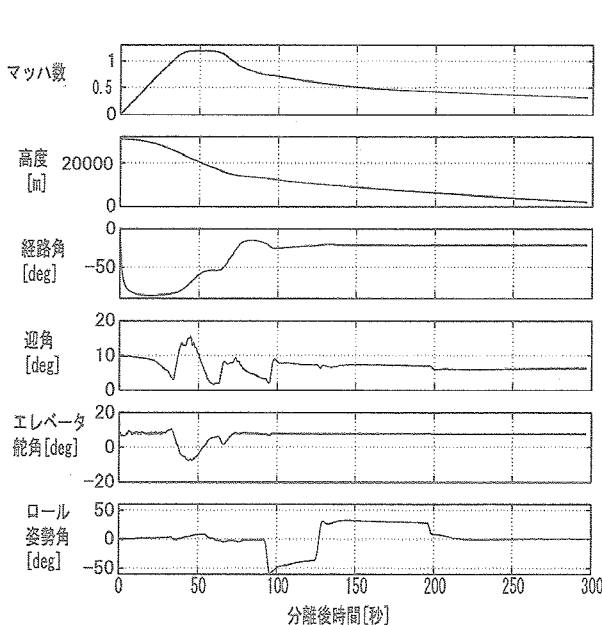


図16 ノミナルケース シミュレーション結果

#### 4. まとめ

高速実証フェーズ II の誘導制御系の設計について述べた。

高層気球を使用するため分離位置の不確定性が大きい一方で、飛行不可エリアの存在やエアバッグ回収に伴い回収可能地点が限定されていることから、誘導ロジックに対する要求は厳しく、要求に対処するためかなり複雑なロジックを組むこととなった。このため、設計/検証とも困難を伴ったが、設計の比較的早い段階から非線形の誤差シミュレーションを行ってロジックの問題点を把握し修正することが有効であったことを付記しておく。

制御則については、分離直後の低動圧条件での飛行や遷音速での迎角スイープに伴う低迎角飛行などを含む多様な飛行条件での姿勢制御に課題があったが、結果的に見れば、従来の制御構造と MDM/MDP 法によるゲイン設計、非線形シミュレーション評価の組み合わせで対処することができた。

最終的な設計結果は詳細な誤差モデルを使った非線形シミュレーションにより繰り返し評価されて修正を施され、有効性を確認されたうえで実際の飛行に供された。

#### 参考文献

- 1) 柳原正明ほか, 高速飛行実証計画について, 第 44 回宇宙科学技術連合講演会, 2000 年 10 月
- 2) NAL/NASDA 高速飛行実証フェーズ II 実験隊, '高速飛行実証フェーズ II の実験結果', JAXA 報告書 (出版予定)
- 3) Jean-Jacques Slotine, Weiping Li, 'Applied Nonlinear Control', Prentice Hall, 1990
- 4) Y.Miyazawa, 'Design with Multiple-Delay-Model and Multiple-Design-Point Approach', J.Guidance, Control and Dynamics, vol18, no3, pp508-515, May-June, 1995
- 5) 二宮, 鈴木, 塚本, '高速飛行実証フェーズ II の誘導制御系評価', JAXA 報告書 (JAXA-RR-04-002)
- 6) 鈴木, 塚本, 二宮, '高速飛行実証フェーズ II の数学モデル', JAXA 報告書 (出版予定)

## 付録 A 迎角リミッタについて

## [基本的な制限値]

飛行中の迎角コマンドは基本的に上限 15deg, 下限 2deg, 特に帰投フェーズにおいては上限 12deg, 下限 3deg に制限されている。この制限値は縦のトリム能力, 安定性, フロントサイド限界, 横/方向の安定性を考慮して設定されている。下限値については低迎角時に横/方向の安定性が劣化することから, 特に横の大きなマヌーバが想定される帰投フェーズでは下限値を大きくしている。

また, 減速フェーズなどでは動圧が高く, 迎角が上記の制限値内であっても荷重倍数制限にかかる場合があり, 荷重倍数を下式に従って迎角上限値にフィードバックして補正している。(図 A1 参照)

$$\alpha_{max(補正後)} = \alpha_{max(補正前)} - m / (DP \cdot S) / C_{z\alpha} \cdot (a_z - a_{z(上限値)}) \quad (A1)$$

ここに  $C_{z\alpha}$  は機体軸  $z$  軸方向の軸力係数の迎角に関する感度を表している。

## [オーバーシュート対策]

遷音速付近での縦の制御則は応答特性の改善が困難でオーバーシュート気味の特性をもっている。このため, 軌道投入フェーズからマッハ数保持フェーズへの移行時等に迎角コマンドが不連続的に変化した場合に迎角がコマンドを大きくオーバーシュートしてピッチアップ特性を持つ高迎角部分に達して発散するという現象が生じた。このため, 迎角コマンドにレート制限を課すとともに, 迎角制限値に近づくにつれて徐々にレートが減少してコマンドが滑らかに 0 に近づくようにしている。

## [風対策]

エアデータセンサの出力である対気姿勢角(迎角  $\alpha$ , 横滑り角  $\beta$ )は動圧の低い領域などでは信頼性が低いこと, 慣性センサに比較して遅れが大きいことなどから, 姿勢制御系のフィードバック量としてはあまり好ましくない。そこで本実験では縦の誘導コマンドは内部的に迎角, バンク角で計算されるものの, 無風状態を仮定した変換式を用いて対地姿勢角(ピッチ角  $\theta$ , ロール角  $\phi$ )に変換して制御則に送られる。当初迎角の上下限値は迎角コマンドに直接適用されていたが, この場合実際に制限を受けるのは対地迎角であり, 定常風がある場合には対気迎角と差が生じる。誘導制御系にはある程度のロバスト性があるので弱い風では問題ないが, とくに帰投フェーズにおいて強い向かい風が存在する場合などには, 対地迎角を制限してしまうと実際の対気迎角が過小となり, 引き起こし不足で目標点に到達できないケースが初期のモンテカルロシミュレーション評価で多発した。このため, エアデータセンサで計測される迎角(対気迎角)と慣性センサで計測される速度と姿勢角から計算される迎角(対地迎角)との差分を迎角制限値にフィードバックして迎角制限を緩和するようにした。(図 A1 参照)

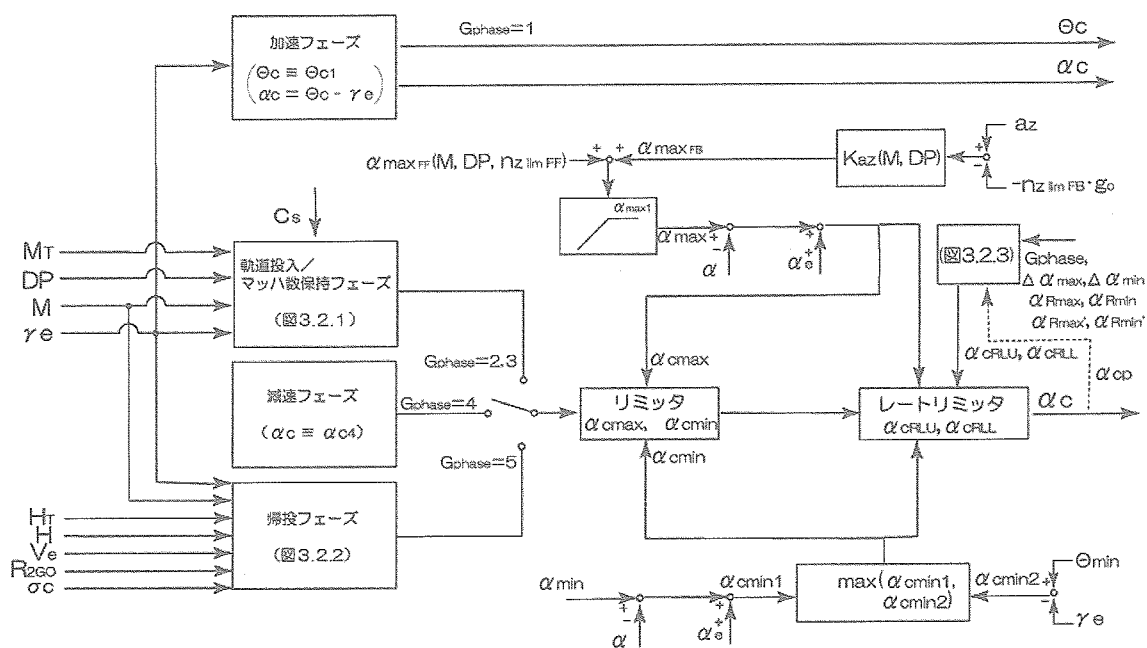


図 A1 エアデータセンサ計測値による迎角リミッタの補正

## 付録 B 誘導ゲインの設計

## [1]加速/軌道投入フェーズの誘導ゲイン(縦)

縦面内の運動の線形方程式は以下ようになる。

$$\Delta \dot{V} = -g \cos \gamma \cdot \Delta \gamma - \frac{C_D S}{m} \cdot \Delta Z - \frac{Z C_{D\alpha} S}{m} \Delta \alpha \quad (B1)$$

$$\Delta \dot{\gamma} = \frac{2 \cos \gamma}{r} \cdot \Delta V + \left( \frac{g}{V} - \frac{V}{r} \right) \sin \gamma \cdot \Delta \gamma + \frac{C_L S}{m V} \cdot \Delta Z + \frac{Z C_{L\alpha} S}{m V} \Delta \alpha \quad (B2)$$

$$\Delta \dot{Z} = -\frac{Z \sin \gamma}{h} \cdot \Delta V - \left( \frac{2g}{V} - \frac{V}{h} \right) Z \cos \gamma \cdot \Delta \gamma - \left( \frac{V \sin \gamma}{h} + \frac{2Z C_D S}{m V} \right) \cdot \Delta Z - \frac{2Z^2 C_{D\alpha} S}{m V} \Delta \alpha \quad (B3)$$

ここで  $\Delta$  は各変数の微小変動を示している。 $V$ ,  $\gamma$ ,  $Z$  はそれぞれ、真対気速度、径路角、動圧である。 $\alpha$  は迎角でこれが誘導系の制御入力になっている。この系に対してフィードバック則

$$\Delta \alpha = -K_M \cdot \frac{\Delta V}{C_s} - K_\gamma \cdot \Delta \gamma \quad (B4)$$

を適用したときの閉ループ系の極が適切な配置になるようにゲイン  $K_M$ ,  $K_\gamma$  を設定した。設定されたゲインは下表の通りである。目標マッハ数 1.2 のケースについてはモンテカルロシミュレーションにより評価した結果、分離直後と下方高度域における大気モデルに有害な差があると、比例フィードバックだけでは精度よく目標マッハ数に到達できないケースが発生することがあり、積分ゲイン  $g_M$  をあらたに追加して改善を図った。

目標マッハ数	$K_M$	$g_M$	$K_\gamma$	$g_\gamma$
0.8	-0.26	0.0	0.045	0.0
0.95	-0.22	0.0	0.08	0.0
1.05	-0.22	0.0	0.08	0.0
1.2	-0.17	-0.1	0.1	0.0

## [2]初期方位制御のゲイン(横)

初期方位制御は基本的に機体背面を目標方位に向ける姿勢制御であり、背面方向が目標方位と一致するような姿勢角コマンドを計算して出力する。したがって誘導ゲインは設定されていない。

## [3]直線誘導時のゲイン(横)

このフェーズの誘導ゲインの設計については、軌道投入フェーズ後半から減速フェーズにかけて横/方向系の姿勢制御の応答が低下していること、また、計測に悪影響を与えないよう、緩やかなマヌーバで一定の飛行方位を維持することが必要であった。まず、幾つかのシミュレーション結果から、ロール姿勢角コマンドからロール姿勢角が発生するまでの応答時間を検討し、その結果約 2 秒であるとの結論を得た。これに基づき、機体運動、誘導則、姿勢角の遅れの簡単なモデルから成る以下の系を近似モデルとして用い、揚力とほぼ比例する  $-A_z$  をパラメータとして安定性を検討した。

$$\Delta \ddot{y} = A_z \sigma ; \text{バンク角を微小として近似} \quad (B5)$$

$$\sigma_c = K_y \Delta y + K_\dot{y} \Delta \dot{y} ; \text{誘導則} \quad (B6)$$

$$\sigma = \frac{1 - (T_{\text{delay}} s / 2)}{1 + (T_{\text{delay}} s / 2)} \sigma_c ; \text{遅れを Pade 近似} \quad (B7)$$



先に述べたように、本誘導は非常に緩やかなマニューバが要求されているため、ここでは特性根に注目して設計を行なう。特性方程式は次式のようになる。

$$s^2(1+(T_{\text{delay}}s/2))+A_zK_y(1-(T_{\text{delay}}s/2))(s+1/T_1)=0 \quad 1/T_1=K_y/K_{\dot{y}} \quad (\text{B8})$$

ここでは  $T_{\text{delay}}$  として最悪ケースを想定して 2.5 秒とし、 $1/T_1$  を 0.1 とした場合の根軌跡を図 B2 に示す。シンボルは  $-A_zK_y=1$  の時の特性根を示す。遅れにより十分な減衰特性を持つ特性根にしにくいことが分かる。減衰を大きくすることを目的として、 $1/T_1$  を 0.07 に減じて根軌跡を求めなおした。(図 B3)シンボルは減衰率が 0.7 となる根であり、 $-A_zK_y=0.25$  の時に実現される。 $-A_zK_y$  がこれより小さい時にはより大きな減衰特性を持つので、 $K_{\dot{y}}$  を  $-A_z$  の最大値 20 を使って設定すれば、それ以下の状態で十分な減衰特性を有することが出来る。すなわち、フィードバックゲインを次のように設定した。

$$K_{\dot{y}}=0.25/(-A_{z\text{max}})=0.0125 \quad K_y=K_{\dot{y}}(1/T_1)=0.000875 \quad (\text{B9})$$

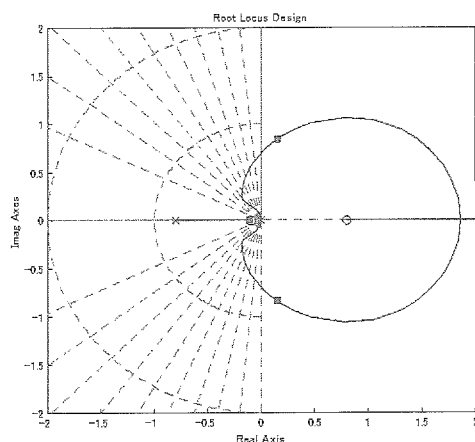


図 B2 根軌跡  $T_{\text{delay}} = 2.5$  シンボル ;  $-A_zK_y = 1$ ,  $(1/T_1)=0.1$

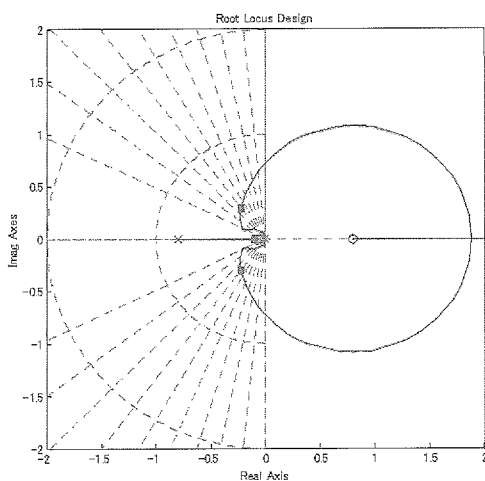


図 B3 根軌跡  $T_{\text{delay}} = 2.5$  シンボル ;  $-A_zK_y = 0.25$ ,  $(1/T_1)=0.07$

[4]マッハ数保持フェーズの誘導ゲイン(縦)

誘導ゲイン $K$ はゲインをパラメトリックに変えた非線形シミュレーションによる検討を行って決定した。実施したシミュレーションケースは以下の  $3 \times 7 \times 14 = 294$  ケースである。図 B4 にシミュレーション時歴の例を示す。

(1)試験ケース(3 ケース)

$M1.2, 1.05, 0.8$

(2)ゲイン(7 ケース)

$K=1/T, \quad T=2, 3, 4, 5, 6, 7, 8$

(3)誤差ケース(14 ケース)

下表の通りである。\*印で示した部分は別途誤差モデルとして定義されたプロファイルを適用する。例えば、空力誤差であればマッハ数によって各空力係数の誤差が変化するような誤差モデルとなっている。

番号	誤差	誤差量	単位	備考
1	質量+	0	[kg]	=ノミナル
2	質量-	-10	[kg]	
3	空力誤差 CL0(+)	*		
4	空力誤差 CL0(-)	*		
5	空力誤差 CD0(+)	*		
6	空力誤差 CD0(-)	*		
7	初期条件・高度(-)	-500	[m]	
8	初期条件・高度(+)	500	[m]	
9	ADS マッハ数バイアス誤差(+)	5	[%]	
10	ADS マッハ数バイアス誤差(-)	-5	[%]	
11	ADS 動圧バイアス誤差(+)	5	[%]	
12	ADS 動圧バイアス誤差(-)	-5	[%]	
13	大気モデル誤差(温度+)	*		
14	大気モデル誤差(温度-)	*		

シミュレーション結果を検討したところ、 $K$  の値が大きい(時定数が短い)場合、目標マッハ数への追従精度がよいが、迎角の応答は振動的になる傾向があり、時歴から  $M0.8 \sim 1.2$  いずれのケースも  $K=0.2$  (時定数  $T=5\text{sec}$ ) 程度にとるのがよいと判断し、この値を採用した。

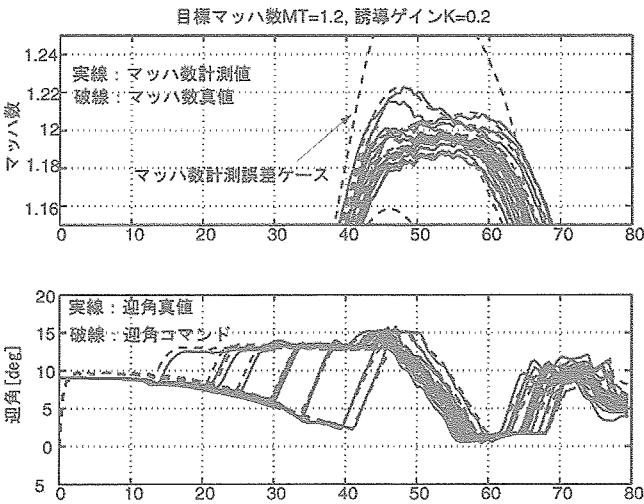


図 B4 誘導ゲイン設定用シミュレーション例

[5-1]減速/帰投フェーズの誘導ゲイン(縦)

縦ゲイン；他のゲイン設計過程と同じく、ここでもまず暫定的なゲインを古典的な手法により設定し、飛行シミュレーションを通して改善を図ることとした。状態量として対地速度  $V$ ，対地経路角  $\gamma$ ，高度  $h$ ，制御入力を迎角  $\alpha$  とする線形方程式を導き、まず根軌跡法によりゲインを設計した。設計点はマッハ数 0.8，高度 13km，固有周波数 0.1rad/s（目標マッハ数 1.2 の帰投フェーズで凡そ 3 周期弱を確保），減衰率 0.8 を条件とした。この結果得られたゲインを用いて飛行シミュレーションを行なったところ，高度誤差が残留することが明らかとなった。これは，飛行環境の変化による応答特性の変化が無視できないことに起因する。そのため，誘導ゲインを表に示すようにマッハ数ワイズにスケジュールした。

マッハ数	0.4	0.6	0.8
$K_H$	2.2e-3	1.2e-3	2.0e-4
$K_{Hdot}$	8.0e-3	4.95e-3	1.9e-3

このゲインを用いてモンテカルロ・シミュレーションを行ったところ，一部で高度履歴が目標高度に対して振動的な振る舞いを示すことが確認された。そこで機体の応答特性を周波数解析によって調べたところ，以下のようなゲインと遅れによって表現できることが分かった。

ピッチ角応答 ゲイン 1.12 遅れ 0.4 秒

ロール角応答 ゲイン 1.00 遅れ 0.8 秒

ゲイン，遅れについてその値を変化させて振動との関係を調べたところ，ピッチ角応答のゲインが振動に大きな影響を及ぼしていることが分かり，縦の応答特性と誘導則との不整合が振動の主要因であることが判明した。対策として誘導ゲインを下げて（ $K_H$  を 0.5 倍， $K_{Hdot}$  を 0.7 倍）ピッチ応答ゲインの影響を調べたところ，ゲインが 1.25 程度まで変化しても振動現象は発生しないことが分かった。また，振動の傾向はマッハ数の高い方で顕著であり，低い方ではその傾向が小さいことが分かった。このため，誘導誤差に余裕があるのであれば，マッハ数の高い領域において振動が発生しないようにゲインを下げ，その減少率を一律で他のゲインにも適用するのが，修正としては最も容易である。縦の誘導誤差は，迎角の制限により支配される。定常風が最も大きな影響を及ぼす要因と思われるが，迎角の上限を越えようとする向い風などのような誤差があれば縦の誘導誤差は発散するし，下限を越えようとする追い風のような誤差があれば速度の制限を越える。縦の誘導ゲインは，所詮，この迎角制限を越えないまでの誘導誤差の議論でしかない。帰投フェーズにおいては，迎角コマンドのフィードフォワードスケジュール値が 8 度，上限が 12 度，下限が 3 度と設定されている。これらの値から，縦の誘導誤差は

$\alpha_{max} = \alpha_{FF} - K_H \times H_{error} \quad H_{error} = -0.0694 / K_H$  (B10)

$\alpha_{min} = \alpha_{FF} - K_H \times H_{error} \quad H_{error} = 0.0876 / K_H$  (B11)

上記誘導ゲインの場合，迎角の上下限に相当する高度誤差  $H_{error}$  は -31.5m から 39.8m となる。一方ゲインを半減すれば，これらの誤差は 2 倍となって妥当な範囲と考えられる。最終的な縦の誘導ゲインは，下表のようになった。

マッハ数	0.4	0.6	0.8
$K_H$	1.1e-3	0.6e-3	1.0e-4
$K_{Hdot}$	8.0e-3	4.95e-3	1.9e-3

## [5-2]減速/帰投フェーズの誘導ゲイン(横)

旋回時横ゲイン；

半径  $r_{HAC}$  の円柱上を螺旋降下している状況を考える。この場合，動径方向の運動は

$$\frac{dR^2}{dt^2} = \frac{V_e^2 \cos^2 \gamma_{ref}}{R} - \frac{L}{m} \sin \sigma \quad (B12)$$

で表すことができる。水平面内での旋回半径誤差を  $\Delta R$  として釣り合い点( $R=r_{HAC}$ )まわりに線形化すると以下の線形方程式がえられる。

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} \Delta R \\ \Delta \dot{R} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ -\left(\frac{V_e \cos \gamma_{ref}}{r_{HAC}}\right)^2 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta R \\ \Delta \dot{R} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ -\frac{g \cos \gamma_{ref}}{\cos^2 \sigma} \end{pmatrix} \sigma \quad (B13)$$

$\sigma = K_r \Delta R + K_{\dot{r}} \Delta \dot{R}$  としてフィードバック系を構成し，特性方程式の係数を減衰率  $\zeta$ ，固有周波数  $\omega_n$  の二次遅れ系のそれと比較することにより次式を得る。

$$K_r = \frac{-\left\{\left(\frac{V_e \cos \gamma_{ref}}{r_{HAC}}\right)^2 - \omega_n^2\right\} \cos^2 \sigma}{g \cos \gamma_{ref}} \times F_{Kr}^2 \quad (B14)$$

$$K_{\dot{r}} = \frac{2\zeta\omega_n \cos^2 \sigma}{g \cos \gamma_{ref}} \times F_{Kr} \quad (B15)$$

実証機では  $\zeta$  を 0.8， $\omega_n$  を 0.2rad/s として，上記フィードバックゲインをオンボードで算出することとした。なお式中の  $F_{Kr}$  と  $F_{K\dot{r}}$  は姿勢制御系と組み合わせて応答特性を調整する際のパラメータであり，モンテカルロシミュレーションに基づく調整の結果，本実証機では 0.5 としている。

直線飛行時横ゲイン；横方向の力は揚力を傾けることによってのみ発生するものとすれば，

$$\ddot{y} = L \sin \sigma / m \quad (B16)$$

一方定常滑空飛行では，

$$L \cos \sigma = mg \cos \gamma \quad (B17)$$

(B16) (B17) から

$$\ddot{y} = g \cos \gamma \tan \sigma \approx g \cos \gamma \sigma \quad (\sigma \ll 1) \quad (B18)$$

$\gamma = \gamma_{ref}$  として，フィードバック則

$$\sigma = K_y y + K_{\dot{y}} \dot{y} \quad (B19)$$

を適用すれば，このときの特性方程式は

$$s^2 - K_{\dot{y}} g \cos \gamma_{ref} s - K_y g \cos \gamma_{ref} = 0 \quad (B20)$$

対応するモードの固有振動数を  $\omega$ ，減衰率を  $\zeta$  とすれば，各フィードバックゲインは以下のように表すことができる。

$$K_y = -\omega^2 / (g \cos \gamma_{ref}) \quad (B21)$$

$$K_{\dot{y}} = -2\zeta\omega / (g \cos \gamma_{ref}) \quad (B22)$$

実証機では  $\zeta = 0.7$ ， $\omega = 2\pi/20$  とし，フィードバックゲインを次のように定めた。

$$K_y = -\omega^2 / (g \cos \gamma_{ref}) = -1.07 \times 10^{-2} \quad (B23)$$

$$K_{\dot{y}} = -2\zeta\omega / (g \cos \gamma_{ref}) = -4.77 \times 10^{-2} \quad (B24)$$

このゲインでモンテカルロシミュレーションを実施したところ、横の振動が大きくなるケースが発生したため、ゲインを下げる調整をした。最終的に採用された誘導ゲインは、

$$K_y = -9.630 \times 10^{-4} \quad (\text{B25})$$

$$K_{\dot{y}} = -1.431 \times 10^{-2} \quad (\text{B26})$$

である。

---

<sup>1</sup> 附録 G のブロック図では  $\angle y$  の向きが本節とは逆になっており、したがってゲイン  $K_y$  の符号が反転している。

## 付録 C 制御ゲインの設計

## [1]縦制御則の設計

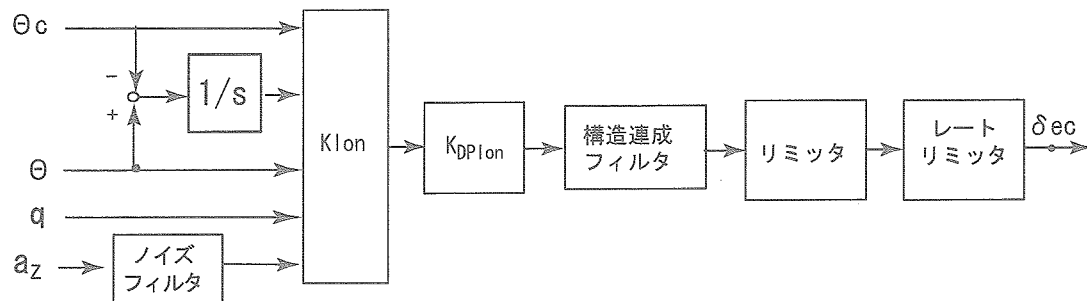


図 C1 縦制御則の構造

図 C1 に縦の制御則の構造を示す。誘導則の出すピッチ角コマンド $\theta_c$ に追従するため、ピッチ角 $\theta$ 、ピッチレート $q$ 、Z方向加速度 $a_z$ をフィードバックしてエレベータコマンド $\delta_{ec}$ を生成するサーボ系となっている。

フィードバックゲインを決定する際に問題になるのは、飛行条件の変化である。特に本実験では亜音速から遷音速の領域で飛行するため、M1付近での特性の変化が問題となる。

図 C2 にマッハ数、迎角に対する安定微係数 $C_{m\alpha}$ 、すなわち迎角静安定の変化を示す。マッハ数1付近に静安定性のギャップがあることがわかる。さらに高空で速度0から分離、加速されるので動圧の変化が大きい、これを補償するために動圧の逆数に比例する補償ゲイン $K_{DP}$ を用いるが、分離直後の非常に動圧の低い部分で動圧補償ゲインを用いるとゲインが過大になるので注意する必要がある。

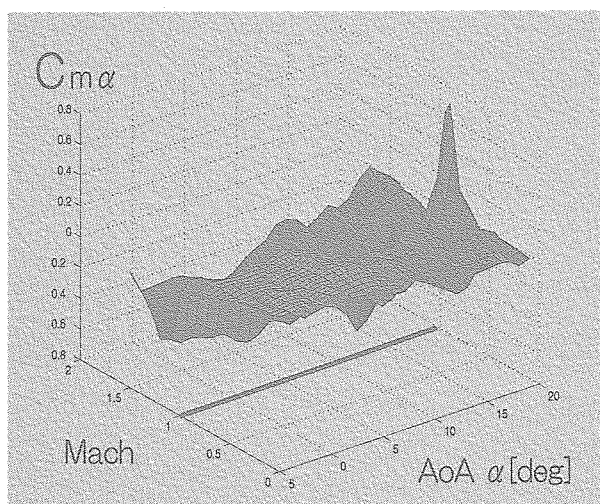


図 C2 縦の静安定

以上を考慮して飛行領域を以下の様に分割してそれぞれの領域で有効なゲインを設計し、飛行中にこれらを切り替えて制御するものとした。

- (1)分離直後の低動圧領域( $DP<500\text{Pa}$ )
- (2)亜音速領域( $M<0.8$ )
- (3)遷超音速領域( $0.8<M$ )

さらに遷超音速部分ではマッハ数に関して線形なスケジュールを行なった。ゲインの設計にはMDM/MDP 法(Multiple Delay Model and Multiple Design Point Approach, 多数遅れモデル多数設計点法)を使用した。この手法は制御対象の特性をいくつかのモデルで代表させ、その全てのモデルを評価することにより、実際の制御問題でより有効な解を求めようとするものである。特に評価モデルに Pade 近似した遅れモデルを含めることで、位相遅れに対するマージンを確保し、構造振動等、制御対象の高周波の不確定性に対処しやすくするところに特徴がある。

◆設計点の選択について

目標マッハ数 M1.2, 1.05, 0.8 の3つの代表軌道から  $M$ - $\alpha$ 線図上に適度に分布する代表点を抽出した

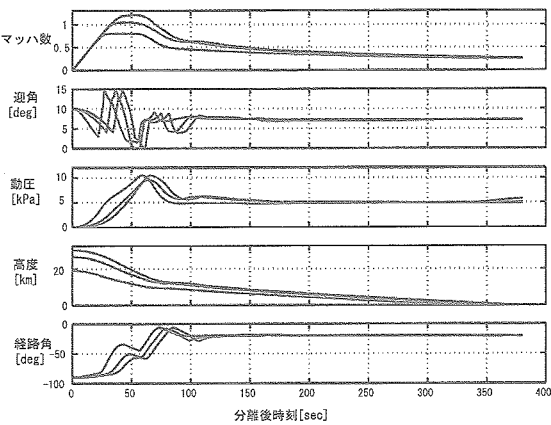


図 C3

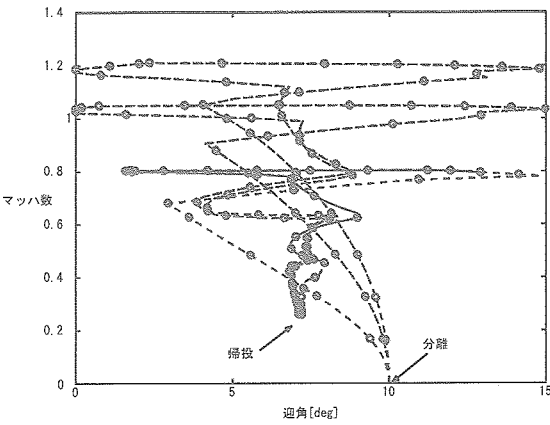


図 C4

図 C3 に制御則設計に用いた軌道データを示す。これは3自由度の誘導シミュレーションにより得られたものである。図 C4 はこの軌道を縦軸にマッハ数、横軸に迎角をとってプロットしたものであり、飛行中の迎角、動圧のとりうる範囲を与えている。試験条件によらず有効なゲインを設計するため、これらの軌道上全体にわたって満遍なく設計点を抽出した。選択された設計点を図上に○印で示しており、これらは以下の分離後秒時に対応している。

軌道	ポイント 数	設計ポイントの分離後秒時([sec])											
軌道 1 ( $M_T=1.2$ )	46	5	10	15	20	25	30	32	34	36	38	40	42
		44	46	48	50	52	54	56	58	60	62	64	
		66	68	70	75	80	85	90	95	100	105	110	
		120	130	140	150	160	170	180	220	260	300	340	
		380											
軌道 2 ( $M_T=1.05$ )	43	5	10	15	20	25	28	30	32	34	36	38	40
		42	44	46	48	50	52	54	56	58	60	65	
		70	75	80	85	90	95	100	110	120	130	140	
		150	160	170	180	220	260	300	340	380			

軌道 3 ( $M_I=0.8$ )	38	5	10	15	20	22	24	26	28	30	32	34	36
		38	40	42	44	46	48	50	52	54	56	58	
		60	65	70	75	80	85	90	100	140	180	220	
		260	300	340	380								

◆ゲインの設計

MDM/MDP 法によってゲインを設計した。 上記で抽出したモデルのうち、各スケジュール領域に対応する点を取り出し、各点に対し、遅れおよびゲイン変動を考慮したモデルを追加して多数モデルを構成した。設計で考慮する遅れモデル、ゲイン変動モデルの組み合わせについては 200ms、2 倍を基準として応答と安定余裕を見ながら調整した。

	領域	条件	スケジュール	動圧補償	設計モデル
I	低動圧域	$DP<600$ $M<0.9$	動圧スケジュール (100Pa 以下固定)	$K_{DP}=1$	各軌道上から 条件( $DP<1000\text{Pa}$ )の点抽出 遅れ 220ms&ゲイン 3 倍モデル付加
II	亜音速域	$DP>600$ $M<0.9$	固定ゲイン	$K_{DP}=DP/DP_0$ , $DP_0=4000[\text{Pa}]$	各軌道上から 条件( $DP>500\text{Pa}$ , $M<0.9$ )の点抽出 遅れ 150ms&ゲイン 2 倍モデル付加
III	遷超音速域	$M\geq 0.9$	マッハ数スケジュール (M1.1 以上固定)	$K_{DP}=DP/DP_0$ , $DP_0=4000[\text{Pa}]$	各軌道上から 条件( $DP>500\text{Pa}$ , $M>0.8$ )の点抽出 遅れ 170ms&ゲイン 2 倍モデル付加

設計結果として得られたゲインは以下の通りである。

領域	point	$K_{I\theta}$	$K_\theta$	$K_q$	$K_{az}$	$K_{\theta c}$	$K_{DP}$
低動圧	$DP=100$	0.5095	8.0803	3.9262	0.1294	-8.0803	1
	$DP=1000$	0.4885	2.4503	0.5589	0.0246	-2.4503	
亜音速		0.0617	0.7154	0.2500	-0.0006	-0.7154	4000/ $DP$
遷超音速	$M=0.9$	0.0542	0.4939	0.1963	-0.0009	-0.4939	4000/ $DP$
	$M=1.1$	1.2791	1.5153	0.3512	0.0090	-1.5153	

◆モンテカルロシミュレーションによるチューニング

上記の手法でえられたゲインは代表軌道上の線形モデルに対しての安定余裕と応答性を追及したものであるが、実際に各種誤差を含む詳細なモデルによる 6 自由度シミュレーションをしてみると、非線形性の影響、誘導とのマッチング、飛行条件の相違などから要求条件を満足しないケースがかなり生じた。



このため、上記のゲインを元にしてモンテカルロシミュレーションを実施し、結果を見ながら手作業でのゲインのチューニングを行った。最終的に得られたゲインは以下のとおりである。結果として線形評価による安定余裕などは劣化する部分が生じるものの全体としての要求達成率は向上するようなものになっている。

領域	point	$K_{I\theta}$	$K_{\theta}$	$K_q$	$K_{az}$	$K_{\theta c}$	$K_{DP}$
低動圧	$DP=100$	0.5095	8.0803	3.9262	0.1294	-8.0803	1
	$DP=1000$	0.4885	2.4503	0.5589	0.0246	-2.4503	
亜音速		0.1481	0.8585	0.3000	-0.00072	-0.7727	$4000/DP$
遷超音速	$M=0.9$	0.0379	0.3457	0.1374	-0.0006	-0.3457	$4000/DP$
	$M=1.1$	0.8954	1.0607	0.2458	0.0063	-1.0607	

[2] 横/方向制御則の設計

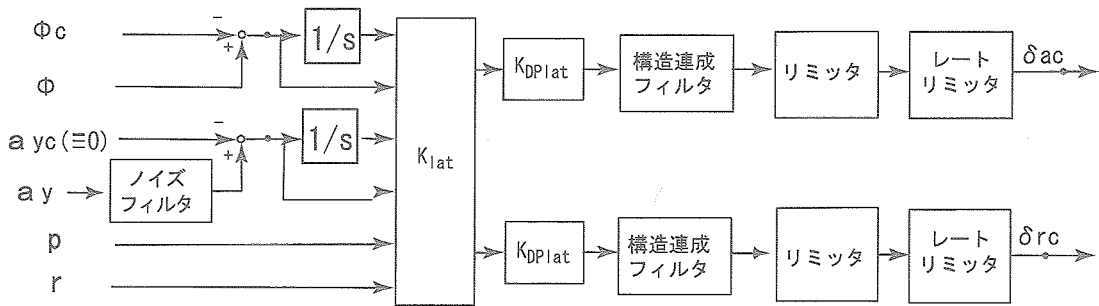


図 C5 横/方向制御則の構造

図 C5 に横/方向制御則の構造を示す。誘導則の出すロール角コマンド $\phi_c$ に追従し、かつ横滑りを押さえるため横加速度 $a_y=0$ を保持するように、ロール角 $\phi$ 、横加速度 $a_y$ 、ロールレート $p$ 、ヨーレート $r$ をフィードバックするサーボ系となっている。

横のゲインについては以下の条件により設計を行なった。

但し、多数モデルには横の安定性に強い影響をもつと考えられる $I_{xx}$ 、 $I_{zx}$ 、 $C_{n\beta}$ 誤差を含むモデルも含めている。縦と同様 M1.2, 1.05, 0.8 の3つのノミナル軌道上から $M$ - $\alpha$ 線図上に適度に分布する代表点を各40点程度抽出した。この各点に対し、遅れおよびゲイン変動を考慮したモデルを追加し、多数モデルを構成した。設計で考慮する遅れモデル、ゲイン変動モデルの組み合わせについては200ms、2倍を基準として応答と安定余裕を見ながら調整する。また特に影響の大きい $I_{xx}$ 、 $I_{zx}$ 、 $C_{n\beta}$ の誤差を含むモデルを設計時に考慮する。

	領域	条件	スケジュール	動圧補償	設計モデル
I	低動圧域	$DP < 4000$ $M < 0.8$	固定ゲイン	$K_{DP} = DP / DP_0$ , $DP_0 = 4000[\text{Pa}]$	各軌道上から 条件( $DP < 5000\text{Pa}$ )の点抽出 遅れ 200ms&ゲイン 2 倍, 1/2 倍モデル付加 $I_{xx}$ , $I_{zx}$ , $C_{n\beta}$ 誤差有モデル付加
II	亜音速域	$DP > 4000$ $M < 0.8$	固定ゲイン	$K_{DP} = DP / DP_0$ , $DP_0 = 4000[\text{Pa}]$	各軌道上から 条件( $DP > 500\text{Pa}$ , $M < 0.9$ )の点抽出 遅れ 200ms&ゲイン 2 倍, 1/2 倍モデル付加 $I_{xx}$ , $I_{zx}$ , $C_{n\beta}$ 誤差有モデル付加
III	遷超音速域	$M \geq 0.8$	固定ゲイン	$K_{DP} = DP / DP_0$ , $DP_0 = 4000[\text{Pa}]$	各軌道上から 条件( $DP > 500\text{Pa}$ , $M > 0.8$ )の点抽出 遅れ 150ms&ゲイン 2.5 倍モデル付加 $I_{xx}$ , $I_{zx}$ , $C_{n\beta}$ 誤差有モデル付加

設計結果として得られたゲインは以下の通りである。

	point		$K_{I\phi}$	$K_{Iay}$	$K_{\phi}$	$K_{ay}$	$K_p$	$K_r$	$K_{DP}$
低動圧		$\delta_a$	0.0114	-0.0005	0.0320	0.0093	0.0117	0.0422	4000/max(DP, 500)
		$\delta_r$	-0.0141	0.0045	-0.0563	0.0015	-0.0518	0.2263	
亜音速		$\delta_a$	0.0196	-0.0040	0.0538	0.0075	0.0218	0.0973	4000/DP
		$\delta_r$	-0.0241	0.0210	-0.0366	-0.0018	-0.0409	0.2488	
遷超音速	M=0.9	$\delta_a$	0.0217	-0.0017	0.0613	0.0030	0.0196	0.1598	4000/DP
		$\delta_r$	-0.0089	0.0038	-0.0059	0.0050	0.0052	0.2474	
	M=1.1	$\delta_a$	0.0217	-0.0017	0.0613	0.0030	0.0196	0.1598	
		$\delta_r$	-0.0089	0.0038	-0.0059	0.0050	0.0052	0.2474	

これに対してモンテカルロシミュレーションを行って縦と同様にハンドチューニングを行ない、さらに初期方位の制御性能を向上させる必要から、初期旋回時の制御ゲインを別途設計した。最終的に得られたゲインは以下のとおりである。

	point		$K_{I\phi}$	$K_{Iay}$	$K_{\phi}$	$K_{ay}$	$K_p$	$K_r$	$K_{DP}$
初期旋回		$\delta_a$	0.0192	-0.0005	0.0622	0.0151	0.0190	-0.0037	4000/max(DP, 500)
		$\delta_r$	0.0033	0.0071	-0.0055	0.0052	-0.0172	0.2333	
低動圧		$\delta_a$	0.0114	-0.0003	0.0320	0.00558	0.0117	0.0422	4000/max(DP, 500)
		$\delta_r$	-0.0141	0.0027	-0.0563	0.0009	-0.0518	0.2263	
亜音速		$\delta_a$	0.0196	-0.0040	0.0538	0.0075	0.0218	0.0973	4000/DP
		$\delta_r$	-0.0241	0.0210	-0.0366	-0.0018	-0.0409	0.2488	
遷超音速	M=0.9	$\delta_a$	0.0260	-0.0017	0.0368	0.0027	0.0196	0.1278	4000/DP
		$\delta_r$	-0.0089	0.0038	-0.0059	0.0050	0.0052	0.2474	
	M=1.1	$\delta_a$	0.0260	-0.0017	0.0368	0.0030	0.0176	0.1598	
		$\delta_r$	-0.0089	0.0038	-0.0059	0.0050	0.0052	0.1979	

## 付録 D MDM/MDP 設計ツール

MDM/MDP 法をスケジュールゲインに適用できるように拡張した。MDM/MDP 法自体の詳細については文献[D1][D2][D3]などを参照のこと。本ツールは以下の特徴をもつ。

## (1)基底関数展開によるスケジュールゲインへの対応

特性の変化の大きいシステムの場合、ゲインのスケジュールが必要となる。ゲインをスケジュールリングパラメタを独立変数とする適当な基底関数の線形和として定義し、各基底関数に掛かる係数を最適化する。これによって該当するスケジュール区間の連続的なゲインを一度に決めることができる。さらに、基底関数の選び方により、スケジュール曲線の形状に適当な制約を加えることが可能である。

## (2)ゲインを基底マトリクスの線形和として定義することによる構造の指定

たとえば縦の制御則で $\theta$ のフィードバックと $\theta_c$ のフィードフォワードを組み合わせ $\theta$ - $\theta_c$ の比例フィードバックとするような拘束を課したい場合がある。 $K=[K_I\theta, K_\theta, K_q, K_{\theta c}]$ (順に、 $\theta$ コマンド誤差の積分、 $\theta$ ,  $q$ , の比例フィードバック、 $\theta$ コマンドフィードフォワードのゲイン)を最適化する場合、これを

$$K=K_I\theta[1\ 0\ 0\ 0]+K_\theta[1\ 0\ 0\ -1]+K_q[0\ 0\ 1\ 0] \quad (D1)$$

と、3つの基底マトリクスの線形和として定義し、各係数を最適化するようにすれば $K_\theta$ は $\theta$ - $\theta_c$ の比例フィードバックとなる。

## (3)不安定領域での評価関数の定義

多数モデルを増やしていくとペナルティ関数法ですべてのモデルを安定化する初期ゲインを求めるのが困難な場合がある。そのような場合、閉ループ系が不安定な場合の評価関数を閉ループ固有値実部の最大値として定義し、これを最小にするように探索することで、安定な解を探す。いったん安定な領域に入ってしまうと従来の二次形式の評価関数に移行する。ただし、そのままでは安定限界付近で評価関数が不連続になるので適当な変数変換を施して評価関数が連続につながるようにする。これにより不安定な初期ゲインからでも計算が開始できるようになり、ペナルティ関数法ですべてのモデルを安定化することに失敗してもパラメタ最適化の計算が開始できる。実際、ペナルティ関数法でうまく行かなくても安定な最適解に収束できる場合が多い。

以下例題を用いて説明する。ただし、ここに示すのは説明用の設計例であり、実際の実証機の制御則とは異なるものである。

## ●(例題) 高速飛行実証、初期フェーズ縦制御則の設計

高速飛行実証機の分離～計測フェーズ終了までの制御則を設計する。ゲインは動圧( $DP[\text{Pa}]$ )によりスケジュールされる。設計に使用する線形モデルはノミナル軌道上のポイントをいくつか選んで線形化したものである。

## (1)制御則の構造と基底マトリクスの定義

制御則は図 D1a のような構造とする。MDM/MDP 法の通常の枠組みでは図 D1b のような構造を考えて、フィードフォワード  $K_{ff}$  と比例ゲイン  $K_\theta$  を独立に最適化する。左の構造を考えることは  $K_{ff}=-K_\theta$  という制約を課することになる。そこで以下のように3つの基底行列  $K^l$  ( $l=1, 2, 3$ )での線形結合でゲインをあらわし、その係数を最適化するようにする。

$$K=[K_e, K_\theta, K_q, K_{az}, K_{ff}]=K_e \cdot K^1 + K_\theta \cdot K^2 + K_q \cdot K^3 \quad (D2)$$

$$K^1=[1\ 0\ 0\ 0\ 0], \quad K^2=[0\ 1\ 0\ 0\ -1], \quad K^3=[0\ 0\ 1\ 0\ 0]$$

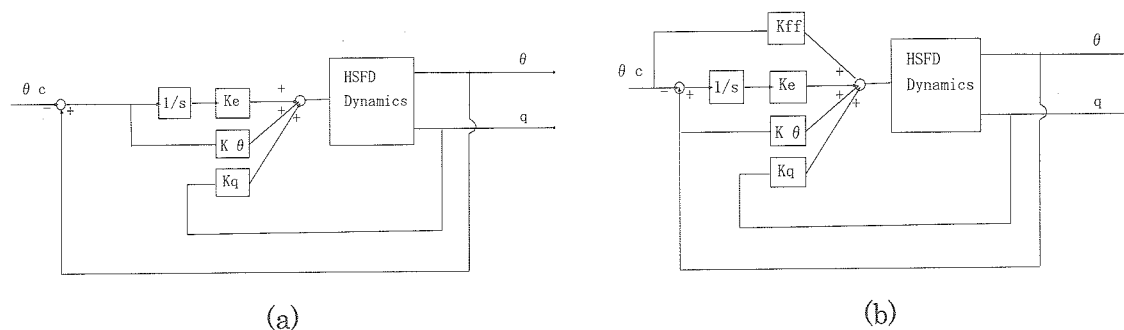


図 D1 制御則の構造

## (2)基底関数の定義

ここでは下図のような基底関数を使用した。この結果得られるゲインは DP=100, 1000, 10000 を直線でむすぶ折れ線となる。

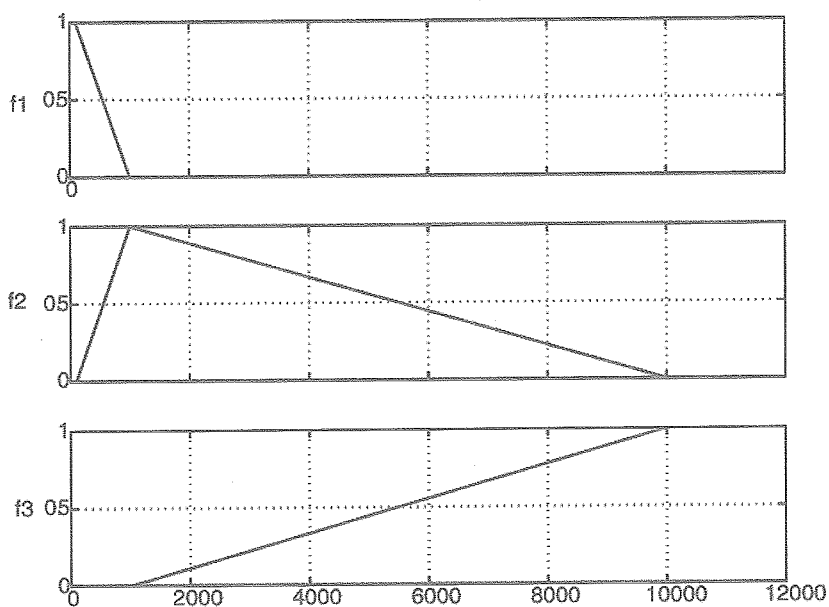


図 D2 基底関数

## (3)多数モデル

軌道上の 6 つのポイント DP=[100, 500, 1000, 5000, 10000]での評価関数の平均を最適化して設計をおこなった。各ポイントで遅れ 200ms を含んだモデルを考慮する。図 D3 のプログラムリスト中に各評価ポイントでの線形モデル(遅れモデルは含まない)を示す。

#### (4)設計結果のゲイン

以下にゲインの設計結果と評価関数値を示す。

##### ・ゲイン

動圧	$K_e$	$K_\theta$	$K_q$	$K_{az}$	$K_{ff}$
100	1.5435	14.0784	7.0133	0	-14.0784
500	1.2248	8.8458	4.3571	0	-8.8458
1000	0.8265	2.3050	1.0369	0	-2.3050
2000	1.5251	2.0874	0.9523	0	-2.0874
5000	3.6210	1.4347	0.6988	0	-1.4347
10000	7.1141	0.3469	0.2763	0	-0.3469

##### ・評価関数値

動圧	遅れなし	200ms	100ms
100	0.5883	0.8019	0.6618
500	0.3265	0.5366	0.3468
1000	0.3631	0.5156	0.4084
2000	0.328	0.4853	0.3637
5000	0.4411	0.6473	0.4908
10000	0.2689	0.6337	0.3697

#### ●参考文献

- [D1]Y.Miyazawa, 'Design with Multiple-Delay-Model and Multiple-Design-Point Approach', J.Guidance , Control and Dynamics, vol18, no3, pp508-515, May-June, 1995
- [D2]'飛行制御解析設計ソフトウェア MDM/MDP ツールボックス解説書(改訂版)', 航空宇宙技術研究所, 平成 11 年 10 月
- [D3]塚本, 柳原, 水藤, "スプリットエレボンを用いた有翼宇宙往還機の横/方向制御の検討", NAL-TR-1379, 1999 年 3 月

図D3 設計用matlabコード

```

% -- HSPD THE-control --
clear
tic
% for optimal calculation          ←matlab最適化コマンドのオプション
options(1)=1;
options(2)=1e-5;    %-Termination tolerance for X.(Default: 1e-4).
options(3)=1e-5;    %-Termination tolerance on F.(Default: 1e-4).
options(4)=0;       %-Termination criterion on constraint violation.(Default: 1e-6)
options(6)=0;       %-Algorithm: Optimizer: Not always used.
options(7)=0;       %-Algorithm: Line Search Algorithm. (Default 0)
% options(9)=1;      %-Gradient Check
options(14)=200;    %-Maximum number of iterations. (Default 20. of variables)

wp=1;
Q=1;    W=1;          ←重みの設定

Td = [0.0001 1.0 0.5]*0.2;    ←遅れ(ここでは0.0001, 1.0, 0.5[sec]の3通り)
KK = [1.0];                  ←ゲイン変動(ここではノミナルの1通りのみ)

r=1;    mui=1;          ←ペナルティ関数法で使用する重み

% Multi-Design Point Data Setttng          ←多数設計点データの設定
% -----
m_SPRM(1) = 100;          ←スケジューリングパラメタ(動圧) 100[Pa]の設計点

m_A(:, :, 1) = [ ...          ← A行列
    -0.000913    0.001695    -14.588290    -1.623561 ; ...
    -0.002174    -0.020335    98.419574    9.655026 ; ...
    -0.000190    0.001430    -0.013206    0.000000 ; ...
    0.000000    -0.000000    1.000000    0.000016 ; ...
];

m_B(:, :, 1) = [ ...          ← B行列
    -0.021758 ; ...
    -0.449243 ; ...
    -0.290492 ; ...
    0.000000 ; ...
];

m_C(:, :, 1) = [ ...          ← C行列
    0.000000    0.000000    0.000000    1.000000 ; ...
    0.000000    0.000000    1.000000    0.000000 ; ...
    -0.002174    -0.020335    0.001522    -0.016294 ; ...
];

m_D(:, :, 1) = [ ...          ← D行列
    0.000000 ; ...
    0.000000 ; ...
    -0.449243 ; ...
];

% -----
m_SPRM(2) = 500;

m_A(:, :, 2) = [ ...
    -0.002525    0.003310    -28.158421    -1.946062 ; ...
    -0.008386    -0.057256    195.256265    9.592329 ; ...
    -0.000851    0.000032    -0.042091    0.000000 ; ...
    0.000000    -0.000000    1.000000    0.000031 ; ...
];

m_B(:, :, 2) = [ ...
    -0.168309 ; ...

```

```

-2.367309 ;...
-1.604728 ;...
0.000000 ;...
];

m_C(:, :, 2)=[ ...
0.000000 0.000000 0.000000 1.000000 ;...
0.000000 0.000000 1.000000 0.000000 ;...
-0.002174 -0.020335 0.001522 -0.016294 ;...
];

m_D(:, :, 2)=[ ...
0.000000 ;...
0.000000 ;...
-2.367309 ;...
];

% -----
m_SPRM(3) = 1000;

m_A(:, :, 3)=[ ...
-0.006102 0.004404 -33.002200 -2.087576 ;...
-0.011164 -0.097108 249.283440 9.561314 ;...
0.000211 -0.003889 -0.089914 0.000000 ;...
0.000000 -0.000000 1.000000 0.000039 ;...
];

m_B(:, :, 3)=[ ...
-0.345943 ;...
-4.681880 ;...
-3.499688 ;...
0.000000 ;...
];

m_C(:, :, 3)=[ ...
0.000000 0.000000 0.000000 1.000000 ;...
0.000000 0.000000 1.000000 0.000000 ;...
-0.002174 -0.020335 0.001522 -0.016294 ;...
];

m_D(:, :, 3)=[ ...
0.000000 ;...
0.000000 ;...
-4.681880 ;...
];

% -----
m_SPRM(4) = 2000;

m_A(:, :, 4)=[ ...
-0.028085 0.010277 -72.290457 -4.099899 ;...
-0.037408 -0.171461 296.127438 8.873579 ;...
-0.024485 -0.014504 -0.071994 0.000000 ;...
0.000000 -0.000000 1.000000 0.000047 ;...
];

m_B(:, :, 4)=[ ...
1.135678 ;...
-7.229284 ;...
-5.674656 ;...
0.000000 ;...
];

m_C(:, :, 4)=[ ...
0.000000 0.000000 0.000000 1.000000 ;...
0.000000 0.000000 1.000000 0.000000 ;...

```



```

    -0.002174    -0.020335    0.001522    -0.016294 ; ...
];

m_D(:, :, 4) = [ ...
    0.000000 ; ...
    0.000000 ; ...
    -7.229284 ; ...
];

% -----
m_SPRM(5) = 5000;

m_A(:, :, 5) = [ ...
    -0.011825    0.030211    -54.694993    -5.757118 ; ...
    -0.007535    -0.316960    345.718567    7.899958 ; ...
    -0.030093    -0.075267    -0.212529    0.000000 ; ...
    0.000000    -0.000000    1.000000    0.000049 ; ...
];

m_B(:, :, 5) = [ ...
    3.022870 ; ...
    -9.685494 ; ...
    -7.165048 ; ...
    0.000000 ; ...
];

m_C(:, :, 5) = [ ...
    0.000000    0.000000    0.000000    1.000000 ; ...
    0.000000    0.000000    1.000000    0.000000 ; ...
    -0.002174    -0.020335    0.001522    -0.016294 ; ...
];

m_D(:, :, 5) = [ ...
    0.000000 ; ...
    0.000000 ; ...
    -9.685494 ; ...
];

% -----
m_SPRM(6) = 10000;

m_A(:, :, 6) = [ ...
    -0.036084    0.033092    -32.458704    -6.891895 ; ...
    -0.031100    -0.654242    335.372558    6.940552 ; ...
    -0.062506    -0.125155    -0.599053    0.000000 ; ...
    0.000000    -0.000000    1.000000    0.000041 ; ...
];

m_B(:, :, 6) = [ ...
    10.481176 ; ...
    -26.537021 ; ...
    -24.591756 ; ...
    0.000000 ; ...
];

m_C(:, :, 6) = [ ...
    0.000000    0.000000    0.000000    1.000000 ; ...
    0.000000    0.000000    1.000000    0.000000 ; ...
    -0.002174    -0.020335    0.001522    -0.016294 ; ...
];

m_D(:, :, 6) = [ ...
    0.000000 ; ...
    0.000000 ; ...
    -26.537021 ; ...
];

```

```

%-----
J = size(m_SPRM, 2)

%% -- model with delay & varied gain generation loop -- ← 遅れ、ゲイン変動付モデルの生成
for jj = 1:J
    ii = 0;
    for i_Td = 1:3
        for i_KK = 1:1
            ii = ii + 1
            KDP = 1
            m_Ad(:, :, ii, jj) = [m_A(:, :, jj) m_B(:, :, jj)*KK(i_KK);
                                   zeros(1, 4) -2/Td(i_Td)];
            m_Bd(:, :, ii, jj) = [-m_B(:, :, jj)*KK(i_KK);
                                   4/Td(i_Td)];
            m_Cd(:, :, ii, jj) = [m_C(:, :, jj) m_D(:, :, jj)*KK(i_KK)];
            m_Dd(:, :, ii, jj) = [-m_D(:, :, jj)*KK(i_KK)];
        end
    end
end

I = ii;

% augmented models                                     ← 拡大系の生成
for jj = 1:J
    for ii = 1:I
        Ad = m_Ad(:, :, ii, jj);
        Bd = m_Bd(:, :, ii, jj);
        Cd = m_Cd(:, :, ii, jj);
        Dd = m_Dd(:, :, ii, jj);
        [aQ, aW, aA, aB, aC, aD] = aug_int2(Q, W, Ad, Bd, Cd, Dd);
        m_aA(:, :, ii, jj) = aA;
        m_aB(:, :, ii, jj) = aB;
        m_aC(:, :, ii, jj) = aC;
        m_aD(:, :, ii, jj) = aD;
        m_aQ(:, :, ii, jj) = aQ;
        m_aW(:, :, ii, jj) = aW;
        m_wp(ii, jj) = wp/I/J;
    end
end

%=====
% base-matrices for penalty function method             ← ペナルティ関数法用基底行列の定義
K = 3 % number of base matrices
Kbas_PF(:, :, 1) = [1 0 0 0];
Kbas_PF(:, :, 2) = [0 1 0 0];
Kbas_PF(:, :, 3) = [0 0 1 0];

% base-functions for penalty function method             ← ペナルティ関数法用基底関数の定義
L = 3 % number of base-function
fbas_PF = set_fbas(3, L, m_SPRM, 'fnc_fbas_ex4'); %fbas(K, L, J)

% bias gain setting for penalty function method
for jj = 1:J
    Kbias_PF(:, :, jj) = [0 0 0 0];
end

% penalty function method to get initial gain           ← ペナルティ関数法による初期解の探索
[gam_PF, iPFM] = pnlyf4(m_aA, m_aB, m_aC, m_aD, m_wp, m_aQ, m_aW, r, mui, Kbas_PF, fbas_PF, Kbias_PF);

% initial gain parameter setting
gam0(1, 1) = gam_PF(1, 1); % 1st base-func, 1st base-matrix

```

```

gam0(1, 2)=gam_PF(1, 2); %1st base-func, 2nd base-matrix
gam0(1, 3)=gam_PF(1, 3); %1st base-func, 3rd base-matrix
gam0(2, 1)=gam_PF(2, 1); %2nd base-func, 1st base-matrix
gam0(2, 2)=gam_PF(2, 2); %2nd base-func, 2nd base-matrix
gam0(2, 3)=gam_PF(2, 3); %2nd base-func, 3rd base-matrix
gam0(3, 1)=gam_PF(3, 1); %3rd base-func, 1st base-matrix
gam0(3, 2)=gam_PF(3, 2); %3rd base-func, 2nd base-matrix
gam0(3, 3)=gam_PF(3, 3); %3rd base-func, 3rd base-matrix

% bias gain setting
for jj = 1:J
Kbias(:, :, jj)=[0 0 0 0];
end

% base-matrices setting
Kbas(:, :, 1)=[1 0 0 0 0];
Kbas(:, :, 2)=[0 1 0 0 -1];
Kbas(:, :, 3)=[0 0 1 0 0];
%Kbas(:, :, 4)=[0 0 0 0 1];

% base-functions setting
fbas = set_fbas(3, L, m_SPRM, 'fnc_fbas_ex4'); %fbas(K, L, J)
% Optimize gain
[gam, f]=optmnl3(options, gam0, m_aA, m_aB, m_aC, m_aD, m_wp, m_aQ, m_aW, Kbas, fbas, Kbias)
f0 = 10000;
[f, f_al]=mdmfncs3(gam, m_aA, m_aB, m_aC, m_aD, m_wp, m_aQ, m_aW, Kbas, fbas, Kbias, f0);
f_al
toc

function [aQ,aW,aA,aB,aC,aD] = aug_int2(Q,W,A,B,Cm,Dm,Cc,Dc)
% AUG_INT2 Augment integral-outputs to the outputs of a state space system.
% [aQ,aW,aA,aB,aC,aD] = AUG_INT2(Q,W,A,B,Cm,Dm,Cc,Dc) appends the states to the
% outputs of the system (A,B,C,D). The original and resulting system are:
% <original system>
%
% 
$$\dot{x} = A1x + B1u$$

% 
$$\begin{bmatrix} y_c \\ y_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_c \\ C_m \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} D_c \\ D_m \end{bmatrix} u$$

%
% 
$$PI = \int e^T Q e \, dt \quad ; \quad e = y_c - y_{co}$$

%
% 
$$W = E[y_{co} \, y_{co}^T]$$

%
% <resulting system>
% 
$$\begin{bmatrix} dI(e) \\ x \end{bmatrix} / dt = \begin{bmatrix} 0 & C_c \\ 0 & A1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I(e) \\ x \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D_c \\ B1 \end{bmatrix} u$$

%
% 
$$\begin{bmatrix} I(e) \\ y_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & C_m \\ 0 & C_m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I(e) \\ x \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ D_m \end{bmatrix} u \quad ; \quad I(*) : \text{integral}$$

%
% 
$$PI = \int \begin{bmatrix} e^T & (dx/dt)^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Q & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e \\ dx/dt \end{bmatrix} dt$$

%
% 
$$W = \begin{bmatrix} E[y_{co} \, y_{co}^T] & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

%
% This command prepares the plant that has integral feedback loop.

```

```

%
% See also: AUGSTATE,PARALLEL,SERIES,FEEDBACK, and CLOOP

% caheck input variables
error(nargchk(6,8,nargin));
if (nargin < 8)
    [n,m] = size(B);
    Cc = Cm(1:m,:);
    Dc = Dm(1:m,:);
end
error(abcdchk(A,B,Cc,Dc));
error(abcdchk(A,B,Cm,Dm));

% ... investigate system numbers
[n,n] = size(A);
[n,m] = size(B);
[lc,n] = size(Cc);
[lc,m] = size(Dc);
[lm,n] = size(Cm);
[lm,m] = size(Dm);

% ... calculate extended models
% Xe=[I(e);x],Ue=[u];Ye=[I(e);ym]
aA = [zeros(lc,lc) Cc ; zeros(n,lc) A];
aB = [Dc; B];

aC = [eye(lc) zeros(lc,n) ; ...
      zeros(lm,lc) Cm];
aD = [zeros(lc,m) ; Dm];

% calculate Weight Matrices for extended problem
aQ = zeros(lc+n,lc+n);
aW = zeros(lc+n,lc+n);
aQ(1:lc,1:lc) = Q;
aW(1:lc,1:lc) = W;
%%% end of aug_int2.m

```

```

function [fout] = fnc_fbas_ex4(k,l,SPRM)
%
% fnc_fbas
%
% Basic Function Definition
%
% [fout] = fnc_fbas(k,l,SPRM);
% Inputs ...
% 1 : k for k-th base-function
% 2 : l for l-th base-matrix
% 3 : SPRM Scheduling Parameter Value
%
% Outputs ...
% 1 : fout base functions value for SPRM
%
% See set_fbas

m_SPRM = [100 1000 10000];
L = size(m_SPRM,2);

if k == 1
    if (SPRM <= m_SPRM(1))
        fout = 1;
    elseif (SPRM <= m_SPRM(2))
        fout = (m_SPRM(2)-SPRM)/(m_SPRM(2)-m_SPRM(1));
    else

```

```

        fout = 0.0;
    end

elseif k == L
    if (SPRM <= m_SPRM(L-1))
        fout = 0;
    elseif (SPRM <= m_SPRM(L))
        fout = (SPRM-m_SPRM(L-1))/(m_SPRM(L)-m_SPRM(L-1));
    else
        fout = 1;
    end

else
    if (SPRM <= m_SPRM(k-1))
        fout = 0;
    elseif (SPRM <= m_SPRM(k))
        fout = (SPRM-m_SPRM(k-1))/(m_SPRM(k)-m_SPRM(k-1));
    elseif (SPRM <= m_SPRM(k+1))
        fout = (m_SPRM(k+1)-SPRM)/(m_SPRM(k+1)-m_SPRM(k));
    else
        fout = 0;
    end
end

end

function [fout,Istb] = mdmJij(m_sys,n_sys,Amat,Bmat,Cmat,Dmat,Kmat,K2mat,Wmat,Qmat,f0);
% mdmJij.m
%   subroutine program for mdmmdp's function program
%   caluculat Performance Index for each plant model
%   [fout,Istb] = mdmJij(m_sys,n_sys,Amat,Bmat,Cmat,Dmat,Kmat,K2mat,Wmat,Qmat);
%   Inputs ...
%   1 : m_sys
%   2 : n_sys
%   3 : Amat(n_a,n_a)      augument plant A-matrix
%   4 : Bmat(n_a,m_a)      augument plant B-matrix
%   5 : Cmat(l_a,n_a)      augument plant C-matrix
%   6 : Dmat(l_a,m_a)      augument plant D-matrix
%   7 : Kmat(m_gain,n_gain-lc) feedback gain matrix
%   8 : K2mat(m_gain,lc)   feedforward gain matrix
%   9 : Qmat(m_a,m_a)      weight matrix for augment plant
%  10 : Wmat(m_a,m_a)      initial condition matrix for augment plant
%  11 : f0                 scale transformation parameter (f0>0)
%   note:  n_a = lc+n, m_a = m, l_a = lc+lm, m_gain = m, n_gain = (lc+lm)+lc
%          ( original system: A(n,n),B(n,m),Cc(lc,n),Cm(lm,n),Dc(lc,m),Dm(lm,m) )
%   Outputs ...
%   1:fout      Performance Index Value for considering plant model
%   2:Istb      Stable/Unstable flag (1:stable 0:unstable)
%
% See   optmns3, mdmgrds3, sclfnscs, mdmfncs3.m
%
% calculate elements
E00mat = inv( eye(m_sys)-Kmat*Dmat );
E10mat = Bmat * E00mat;

% Calculate Ao_mat
Ao = Amat + E10mat * Kmat * Cmat;

% Calculate Wo0
Wo0 = eye(n_sys) - E10mat * K2mat * Cmat(1:m_sys,:);

% Calculate Wo
Wo = Wo0 * Wmat * Wo0';

```

```

% Calculate Eigenvalues
EigV = eig(Ao);
% max(sign(real(EigV)))

if max(sign(real(EigV))) == 1
    Istb = 0;
elseif max(sign(real(EigV))) == -1
    Istb = 1;
end

% unstable case
if Istb == 0
    fout = 2 * f0 + f0*max(real(EigV));
    return
end

% solve Lyapunov eq.
x = lyap(Ao, Wo);

% output value setting

fout = sclfnsc( trace( Qmat * x ), f0);

return;

% end of mdmJij.m

function [f,f_al]=mdmfncs3(x,m_aA,m_aB,m_aC,m_aD,m_wp,m_aQ,m_aW,Kbas,fbas,Kbias,f0);
% mdmfncs3
% Calculate Performance Index for Multiple Models
% [f,f_al]=mdmfncs3(x,m_aA,m_aB,m_aC,m_aD,m_wp,m_aQ,m_aW,Kbas,fbas,xb,f0);
% Inputs ...
% 1 : x = gam(K*L) feedback/forward gain matrix parameters
% 2 : m_aA(n_a,n_a,N,J) augument plant A-matrices (N models, J points)
% 3 : m_aB(n_a,m_a,N,J) augument plant B-matrices (N models, J points)
% 4 : m_aC(l_a,n_a,N,J) augument plant C-matrices (N models, J points)
% 5 : m_aD(l_a,m_a,N,J) augument plant D-matrices (N models, J points)
% 6 : m_wp(N,J) weighting parameter
% 7 : m_aQ(m_a,m_a,N,J) weight matrix for augument plant
% 8 : m_aW(m_a,m_a,N,J) initial condition matrix for augument plant
% 9 : Kbas(m_gain,n_gain,L) gain base matrices [m_gain x l_gain x L]
% 10 : fbas(K,L,J) base functions of gain paarmeters [K x L x J]
% 11 : Kbias(m_gain,l_gain,J) bias of feedback/forward gain matrix
% 12 : f0 scale transformation parameter (f0>0)
% note: n_a = lc+n, m_a = m, l_a = lc+lm, m_gain = m, n_gain = (lc+lm)+lc
% ( original system: A(n,n),B(n,m),Cc(lc,n),Cm(lm,n),Dc(lc,m),Dm(lm,m) )
% Outputs ...
% 1:f Total PI
% 2:f_al(N,J) List of PI for each models
%
% See optimalf, mdmgrad, mdmfuns0

%%%%
%%%% Initialize parameter
%%%%

gam = x ; %Prameter to be optimized

n_a = size(m_aA,1); %Number of States for augmented system
m_a = size(m_aB,2); %Number of Inputs for augmented system
l_a = size(m_aC,1); %Number of Outputs for augmented system

```

```

N    = size(m_aA,3); %Number of Models at each evaluation point
J    = size(m_aA,4); %Number of evaluation points
m_gain = size(Kbas,1); %size of gain matrix (FB/FF)
n_gain = size(Kbas,2); %size of gain matrix (FB/FF)
K    = size(fbas,1);
L    = size(Kbas,3);
lc = n_gain - l_a; % controlled output dimension for original plant
lm = l_a - lc; % feed-backed output dimension for original plant

%
% initialize paraemtr of total results
%
Istb = 1;
f_al = [];

%%
%% loop
%%
for jj = 1:J % point number
for ii = 1:N % model number

%
%
% Augument Plant
%
Amat = m_aA(:,ii,jj);
Bmat = m_aB(:,ii,jj);
Cmat = m_aC(:,ii,jj);
Dmat = m_aD(:,ii,jj);

Qmat = m_aQ(:,ii,jj);
Wmat = m_aW(:,ii,jj);

% gain reconstruction
gain = zeros(m_gain,n_gain);
kl = 0;
for l=1:L
for k = 1:K
kl = kl+1;
gain = gain+Kbas(:,l)*fbas(k,l,jj)*gam(kl);
end
end

gain = gain + Kbias(:,jj);

Kmat = gain(:, 1:(n_gain-lc));
K2mat = gain(:, (n_gain-lc+1):n_gain);

[f_ij,Is_ij] = mdlmJij(m_a,n_a,Amat,Bmat,Cmat,Dmat,Kmat,K2mat,Wmat,Qmat,f0);

if Is_ij ~= 1
Istb = 0;
end

%
% set results
%
f_al(ii,jj) = f_ij;

end; %%% end of for-ii
end; %%% end of for-jj

%
% summation
%
f_sm = sum(sum(f_al .* m_wp));

%%

```

```

%%%%%%%% 9. output value setting
%%%%%%%%

f = abs(f_sm);

% disp_fn2(gain,f,f_al);

return;

%%%%%%%% ... mdmfnc3.m

function [df,df_al]=mdmgrds3(x,m_aA,m_aB,m_aC,m_aD,m_wp,m_aQ,m_aW,Kbas,fbas,Kbias,f0);
% mdmfnc3
% Calculate Performance Index for Multiple Models
% [df,df_al]=mdmgrds3(x,m_aA,m_aB,m_aC,m_aD,m_wp,m_aQ,m_aW,Kbas,fbas);
% Inputs ...
% 1 : x = gam(K*L) feedback/forward gain matrix parameters
% 2 : m_aA(n_a,n_a,N,J) augment plant A-matrices (N models, J points)
% 3 : m_aB(n_a,m_a,N,J) augment plant B-matrices (N models, J points)
% 4 : m_aC(l_a,n_a,N,J) augment plant C-matrices (N models, J points)
% 5 : m_aD(l_a,m_a,N,J) augment plant D-matrices (N models, J points)
% 6 : m_wp(N,J) weighting parameter
% 7 : m_aQ(m_a,m_a,N,J) weight matrix for augment plant
% 8 : m_aW(m_a,m_a,N,J) initial condition matrix for augment plant
% 9 : Kbas(m_gain,n_gain,L) gain base matrices [m_gain x l_gain x L]
% 10 : fbas(K,L,J) base functions of gain parameters [K x L x J]
% 11 : Kbias(m_gain,n_gain,J) bias of feedback/forward gain matrix
% 12 : f0 scale transformation parameter (f0>0)
% note: n_a = lc+n, m_a = m, l_a = lc+lm, m_gain = m, n_gain = (lc+lm)+lc
% ( original system: A(n,n),B(n,m),Cc(lc,n),Cm(lm,n),Dc(lc,m),Dm(lm,m) )
% Outputs ...
% 1:df(K*L) Gradient of Total PI
% 2:df_al(N,J,K*L) List of Gradients of PI for each model
%
% See optimalf, mdmfnc3, sclgrds
%

%%%%%%%%
%%%%%%%% Initialize parameter
%%%%%%%%

gam = x ; %Parameter to be optimized

n_a = size(m_aA,1); %Number of States for augmented system
m_a = size(m_aB,2); %Number of Inputs for augmented system
l_a = size(m_aC,1); %Number of Outputs for augmented system
N = size(m_aA,3); %Number of Models at each evaluation point
J = size(m_aA,4); %Number of evaluation points
m_gain = size(Kbas,1); %size of gain matrix (FB/FF)
n_gain = size(Kbas,2); %size of gain matrix (FB/FF)
K = size(fbas,1);
L = size(Kbas,3);
lc = n_gain - l_a ; % controlled output dimension for original plant
lm = l_a - lc ; % feed-backed output dimension for original plant

%%%%%%%%
%%%%%%%% ii,jj loop start
%%%%%%%%
for jj = 1:J %%%% point number loop
for ii = 1:N %%%% model number loop

```



```

%
%

% *** Augument Plant for (ii,jj) extraction ***
%
    Amat = m_aA(:,ii,jj);
    Bmat = m_aB(:,ii,jj);
    Cmat = m_aC(:,ii,jj);
    Dmat = m_aD(:,ii,jj);

    Qmat = m_aQ(:,ii,jj);
    Wmat = m_aW(:,ii,jj);

% *** gain & gain gradient reconstruction ***
    gain = zeros(m_gain,n_gain);

    kl = 0;
    for l = 1:L; % base matrix number loop
        for k = 1:K; % base function number loop
            kl = kl+1;
            gain = gain + Kbas(:,l)*fbas(k,l,jj)*gam(kl);
            dgain(:,kl) = Kbas(:,l)*fbas(k,l,jj);
            dKmat(:,kl) = dgain(:, 1:(n_gain-lc),kl);
            dKwmat(:,kl) = dgain(:, (n_gain-lc+1):n_gain,kl);
        end % end of for-k
    end % end of for-l

    gain = gain + Kbias(:,jj);

    Kmat = gain(:, 1:(n_gain-lc));
    Kwmat = gain(:, (n_gain-lc+1):n_gain);

% *** Closed loop A,B matrices & Wo matrix ***
    IKDmat = eye(m_a)-Kmat*Dmat;
    iIKDmat = inv(IKDmat);
    Ao = Amat + Bmat * iIKDmat * Kmat * Cmat;
%    Cwmat = Cmat(1:m_a,:);
    Cwmat = -Cmat(1:m_a,:); %1999.11.15 debugged
    Bo = eye(n_a) + Bmat * iIKDmat * Kwmat * Cwmat;
    Wo = Bo * Wmat * Bo';

% *** Stability Check ***
    EigV = eig(Ao);
    [EigR_max,Imax]=max(real(EigV));
    EigV_max = EigV(Imax);

    AoLMD = Ao - EigV_max * eye(n_a);

    if max(sign(real(EigV))) == 1
        Istb = 0;
    elseif max(sign(real(EigV))) == -1
        Istb = 1;
    end

if (Istb == 1)
% == Stable Case dJij/dgam(k,l) calculation =====

% *** solve Lyapnlv equation Ao*X + X*Ao' + Wo = 0 ***
    X = lyap(Ao,Wo);

    kl = 0;
    for l = 1:L; %%%% base matrix number loop
        for k = 1:K; %%%% base function number loop
            kl = kl+1;

```

```

% *** garadient of Ao,Bo,Wo ***

dAo = Bmat * iIKDmat * dKmat(:,kl) * (Dmat * iIKDmat * Kmat + eye(l_a)) * Cmat ;
dBo = Bmat * iIKDmat * dKmat(:,kl) * Dmat * iIKDmat * Kwmat * Cwmat ...
      + Bmat * iIKDmat * dKwmat(:,kl) * Cwmat;
dWo = dBo * Wmat * Bo' + Bo * Wmat * dBo';

% *** Wobar calculation ***
Wobar = dAo * X + X * dAo' + dWo;

% *** solve Lyapnlv equation dAo*Y + Y*dAo' + Wobar = 0
Y = lyap(Ao, Wobar);

% *** trace(Qo*Y) ***
% df_al(ii,jj,kl) = trace(Qmat*Y);

fij = trace(Qmat*X);
dfij = trace(Qmat*Y);
df_al(ii,jj,kl) = sclgrds(dfij,fij,f0);

end %%%% end of for-k
end %%%% end of for-l

elseif(Istb == 0)
% === Unstable Case dJij/dgam(k,l) calculation =====

kl = 0;
for l = 1:L %%%% base matrix number loop
for k = 1:K %%%% base function number loop
kl = kl+1;

% *** garadient of Ao ***

dAo = Bmat * iIKDmat * dKmat(:,kl) * (Dmat * iIKDmat * Kmat + eye(l_a)) * Cmat ;

% *** THESUM,PHISUM calculation ***

THESUM = 0;
PHISUM = 0;
for sgm = 1:n_a
THEsgm = AoLMD;
THEsgm(sgm,:) = dAo(sgm,:);
THESUM = THESUM + det(THEsgm);

PHIsgm = AoLMD;
PHIsgm(sgm,:) = zeros(1,n_a);
PHIsgm(sgm,sgm) = 1;
PHISUM = PHISUM + det(PHIsgm);
end

% *** real(THESUM/PHISUM) ***

df_al(ii,jj,kl) = f0 * real(THESUM/PHISUM);

end %%%% end of for-k
end %%%% end of for-l

end % === if-Istab end =====

end %%%% end of for-ii

```

```

end      %%% end of for-jj

%
%  summation
%

kl = 0;
for l = 1:L;
for k = 1:K;
    kl = kl+1;
    df(kl) = sum(sum(df_al(:,kl) .* m_wp));
end
end

return;

%%% ... mdmgrds3.m

function [pa,pb] = mdmptys3(a,b,c,d,mu,gam,Kbas,fbas,gainb,q,w,p,r)
% mdmptys3    MDM/MDP Penalty function method subroutine
%
%    [pa,pb] = mdmptys3(a,b,c,d,mu,gam,Kbas,fbas,gainb,q,w,p,r)
%
%  inputs
%      a(n_a,n_a)      augmented plant A-matrix
%      b(n_a,m_a)      augmented plant B-matrix
%      c(l_a,n_a)      augmented plant C-matrix
%      d(l_a,m_a)      augmented plant D-matrix
%      mu              penalty weight parameter
%      gam(K*L)        gain parameter gamma
%      Kbas(m_a,l_a,L) gain base-matrices
%      fbas(K,L)       base-functions for gain parameter
%      gainb(m_a,l_a)  bias gain
%      q(n_a,n_a)      weight for augmented states
%      w(l_a,l_a)      weight for initial value
%      p              weight for each model&point
%      r(m_a,m_a)      weight for augmented inputs
%  outputs
%      pa
%      pb
%
%  See  penaltyf, are, lyap
%

m_a=size(b,2);
l_a=size(c,1);

[K,L] = size(fbas);
% gain reconstruction
gain = zeros(m_a,l_a);
kl = 0;
for l=1:L
    for k = 1:K
        kl = kl+1;
        gain = gain+Kbas(:,l)*fbas(k,l)*gam(kl);
    end
end

gain = gain + gainb;

%
```

```

s0 = eye(m_a) - gain * d;
s1 = gain * c;
%
re = r + mu * s0' * r * s0;
ire = inv(re);

ae = a + mu * b * ire * s0' * r * s1;
be = b * ire * b';
% [size(q); size(s1)]
ce = q + mu * s1' * r * s1 - mu^2 * s1' * r * s0 * ire * s0' * r * s1;

% Riccati equation,
% ae'*Y + Y*ae - Y*be*Y + ce = 0;
% be = B*R * B'
Y = are(ae,be,ce);

ke = inv(re) * (-b'* Y + mu * s0' * r * gain * c);
ae = a + b * ke;
ce = w;

% Lyapunov equation.
% X = LYAP(A,C) solves
% A*X + X*A' = -C

X = lyap(ae,ce);

s2 = c + d * ke;

for l=1:L
    KS2(:,l) = Kbas(:,l) * s2;
    KS2X(:,l) = KS2(:,l) * X;
end

pa = zeros(K*L,K*L);
pb = zeros(K*L,1);

kl = 0;
for l = 1:L
    for k = 1:K
        kl = kl+1;

        kkl = 0;
        for ll = 1:L
            for kk = 1:K
                kkl = kkl+1;
                pa(kl,kkl) = p * fbas(k,l) * fbas(kk,ll) * trace( KS2(:,l)'* r * KS2X(:,ll) );
            end
        end

        pb(kl,1) = p * fbas(k,l) * trace( (ke-gainb*s2)'* r * KS2X(:,l) );
    end
end

return;

% end of mdmptys3.m

function [gam,f]=optmnl3(options,gam0,m_a,m_aB,m_aC,m_aD,m_wp,m_aQ,m_aW,Kbas,fbas,Kbias);
% optmnl3

```

```

% MultiDelayModel & MultiDesignPoints Method
% calculation of common Gain K with Optimization Toolbox
% for Gain-scheduled Servo Problem
% [gam,f]=optimls3(options,gam0,m_aA,m_aB,m_aC,m_aD,m_wp,m_aQ,m_aW,Kbas,fbas);
% Inputs ...
% 1 : options                option parameters for optimal calculation
% 2 : gam0(K,L)              initial gain parameter
% 3 : m_aA(n_a,n_a,N,J)      augment plant A-matrices (N models, J points)
% 4 : m_aB(n_a,m_a,N,J)      augment plant B-matrices (N models, J points)
% 5 : m_aC(l_a,n_a,N,J)      augment plant C-matrices (N models, J points)
% 6 : m_aD(l_a,m_a,N,J)      augment plant D-matrices (N models, J points)
% 7 : m_wp(N,J)              weighting parameter
% 8 : m_aQ(m_a,m_a,N,J)      weight matrix for augment plant
% 9 : m_aW(m_a,m_a,N,J)      initial condition matrix for augment plant
% 10 : Kbas(m_gain,n_gain,L) gain base matrices [m_gain x l_gain x L]
% 11 : fbas(K,L,J)           base functions of gain parameters [K x L x J]
% 12 : Kbias(m_gain,n_gain,J) bias of gain
% note:  n_a = lc+n, m_a = m, l_a = lc+lm, m_gain = m, n_gain = (lc+lm)+lc
%        ( original system: A(n,n),B(n,m),Cc(lc,n),Cm(lm,n),Dc(lc,m),Dm(lm,m) )
% Outputs ...
% 1 :gam(K,L)                Optimum Gain Parameters
% 2 :f                        Resulting Performance Index
%
% See fminu(optim toolbox), mdmfncs3, mdmgrds3
%
global disp_flag;

if options(7)>0,
    disp_flag = options(7);
else
    disp_flag=0;
end;

[K,L] = size(gam0);

%%%%%%%%
%%%%%%%% Servo Problem
%%%%%%%%

fprintf('==> Servo Calculation !!!!');

% initial value setting
kl = 0;
for l = 1:L
    for k = 1:K
        kl = kl + 1;
        xi(kl) = gam0(k,l);
    end
end

% optimization
f0 = 1000000 ; % scale transformation parameter (f0>0)
x = fminu('mdmfncs3',xi,options,'mdmgrds3',m_aA,m_aB,m_aC,m_aD,m_wp,m_aQ,m_aW,Kbas,fbas,Kbias,f0);
% x = fmins('mdmfncs3',xi,options,[],m_aA,m_aB,m_aC,m_aD,m_wp,m_aQ,m_aW,Kbas,fbas,Kbias,f0);

% display results
[f,f_al]=mdmfncs3(x,m_aA,m_aB,m_aC,m_aD,m_wp,m_aQ,m_aW,Kbas,fbas,Kbias,f0);

%%%%%%%%
%%%%%%%% set the output data
%%%%%%%%

kl = 0;
for l = 1:L
    for k = 1:K

```

```

    kl = kl+1;
    gam(k,l) = x(kl);
end
end

return;

%%%% ... end of optm3.m

```

```

function [gamma,iPFM]=pnlyf4(m_aA,m_aB,m_aC,m_aD,m_wp,m_aQ,m_aW,r,mui,Kbas,fbas,Kbias);
% pnlyf4 ; MultiDelayModel & MultiDesignPoints Mothod
% calculation of common Gain K by Penalty Function Method
%
% [gamma,iPFM]=pnlyf4(m_aA,m_aB,m_aC,m_aD,m_wp,m_aQ,m_aW,r,mui,Kbas,fbas,Kbias);
%
% 1 : m_aA(n_a,n_a,N,J) augument plant A-matrices (aA1,aA2,...)
% 2 : m_aB(n_a,m_a,N,J) augument plant B-matrices
% 3 : m_aC(l_a,n_a,N,J) augument plant C-matrices
% 4 : m_aD(l_a,m_a,N,J) augument plant D-matrices
% 5 : m_wp(N,J) weighting parameter [wp1;wp2;...]
% 6 : m_aQ(m_a,m_a,N,J) weight matrix for augment plant [Q1;Q2;...]
% 7 : m_aW(m_a,m_a,N,J) initial condition matrix for augment plant [W1;W2;...]
% 8 : r weighting parameter of u-input. [m_a x m_a]
% 9 : mui initial value of weighting function [1 x 1]
% 10 : Kbas(m_a,l_a,L) gain base matrices [m_a x l_a x L]
% 11 : fbas(K,L,J) base functions of gain paarmeters [K x L x J]
% 12 : Kbias(m_a,l_a,J) bias of gain [m_a x l_a x L]
%
% Outputs ...
% 1 : gamma(K,L) output result, Gain Parameter gamma(k,l) without bias gammab(k,l)
% 2 : iPFM Penalty Function Method success flag. (1:succeeded)
%
% See mdmpntys3
%
%%%%
%%%% 0. Check Input Arguments And Initialize Parameters
%%%%

```

```

eps = 2.2204e-16; %%% eps should be set by option(x)

n_a = size(m_aA,1);
m_a = size(m_aB,2);
l_a = size(m_aC,1);
N = size(m_aA,3); % model number for 1 point
J = size(m_aA,4); % point number

K = size(fbas,1);
L = size(Kbas,3);

```

```

gam = ones(K*L)*1.e-6; %% Initial gain parameter
mu = mui; %% set initial value of weighting function

%%%
%%% 1. Main loop
%%%
iPFM = 0; %initial setting of PFM success flag
%%% ... RK is used as only counter
for RK=1:5

%
% change a value of weighting function
mu = mu*(2);

% RJ is used as only counter
for RJ=1:6,

%
% display calculating condition
%
fprintf( '[RK,RJ] = [%d %d], Mu = %d\n',RK,RJ,mu );

% initialize parameter
pa_all = zeros(K*L,K*L);
pb_all = zeros(K*L,1);

% calculate new gamma

for jj=1:J %% J; point number
for ii=1:N %% N; model number

%
% augument model extraction
%
aA = m_aA(:,ii,jj);
aB = m_aB(:,ii,jj);
aC = m_aC(:,ii,jj);
aD = m_aD(:,ii,jj);

wp = m_wp(ii,jj);

aQ = m_aQ(:,ii,jj);
aW = m_aW(:,ii,jj);

[pa,pb] = mdmpty3(aA,aB,aC,aD,mu,gam,Kbas,fbas(:,ii,jj),Kbias(:,ii,jj),aQ,aW,wp,r);

pa_all = pa_all+pa ;
pb_all = pb_all+pb ;

%
end; %%%% ... end of for-ii
end; %%%% ... end of for-jj

gam = pa_all ./ pb_all;

%%%
%%% 2. output variable setting
%%%
gamma = zeros(K,L);
kl = 0;
for l=1:L
for k = 1:K
kl = kl+1;
gamma(k,l) = gam(kl);
end
end

%%%

```

```

%% 3. Stability check of closed loop system
%%
e1 = [];
for jj=1:J % point number
    for ii=1:N % model number

% gain reconstruction
gain = zeros(m_a,l_a);
kl = 0;
for l=1:L
    for k = 1:K
        kl = kl+1;
        gain = gain+Kbas(:,l)*fbas(k,l,jj)*gam(kl);
    end
end

gain = gain + Kbias(:,jj);

aA = m_aA(:,ii,jj);
aB = m_aB(:,ii,jj);
aC = m_aC(:,ii,jj);
aD = m_aD(:,ii,jj);
at = aA + aB * gain * inv(eye(l_a)-aD*gain) * aC;

eig1 = eig(at);

e1 = [e1;real(eig1)];

end; %%% end of for-ii
end; %%% end of for-jj
%%
%% 4. Display condition and Good-bye if all models are stable.
%%

if max(sign(e1))== -1,
    fprintf('PENALTY! %tmax(e)=%e, min(e)=%e\n', max(e1),min(e1) );
    iPFM = 1;
%    fprintf('Find out a feedback gain by penalty function method!\n');
    return;
else
    fprintf('Penalty: %tmax(e)=%e, min(e)=%e\n', max(e1),min(e1) );
end; %%% end of if

end; %%% ... end of for-RJ loop

end; %%% ... end of for-RK loop

%%
%% 5. check output arguments and set outputs
%%

fprintf('Error! Cannot find out a feedback gain by Penalty Function Method!\n');

return;

%% end of pnltfy4.m

function [fout]=sclfnsc(fin,f0);
% sclfnsc
% Performance Index Scale Transformation Function
% [fout]=sclfnsc(fin);
%
% fout = fin (0 < fin < f0)

```



```

%      fout =   f0 + f0 * tanh(fin/f0-1)  (fin > f0)
%
% Inputs ...
% 1 : fin      Unscaled Performance Index
% 2 : f0       scale parameter
% Outputs ...
% 1:  fout     Scaled Performance Index
%
%
% See   mdmJij
%
if max(size(fin) > 1)
    disp('fin must be scalar !! (sclfncs)')
    break;
end

if f0 <= 0
    disp('f0 must be positive !! (sclfncs)')
    break;
end

if fin < 0
    disp('error! nevasive fin in sclfncs !!!')
    break;
elseif fin < f0
    fout = fin;
else
    fout = f0 + f0 * tanh(fin/f0-1);
end

return;
function [dfout]=sclgrds(dfin,fin,f0);
% sclfncs
% Performance Index Scale Transformation Function : Gradient
% [dfout]=sclgrds(fin,f0);
%
%      dfout = fin * dF/dJ
%      dF/dJ = 1              (0 < fin < f0)
%              sech(fin/f0-1) ^ 2      (fin > f0)
%
% Inputs ...
% 1 : dfin     Gradient of Unscaled Performance Index
% 2 : fin      Unscaled Performance Index
% 3 : f0       scale parameter
% Outputs ...
% 1:  dfout    Gradient of Scaled Performance Index
%
%
% See   mdmJij
%
if max(size(fin) > 1)
    disp('fin must be scalar !! (sclgrds)')
    break;
end

if f0 <= 0
    disp('f0 must be positive !! (sclgrds)')
    break;
end

if fin < 0
    disp('error! nevasive fin in sclgrds !!!')
    break;
elseif fin < f0
    dfout = dfin;
else

```

```

    dfout = dfin*sech(fin/f0 -1)^2 ;
end

```

```

return;

```

```

function [fbas]=set_fbas(K,L,SPRM,FBAS);
%
% set_fbas
%
%   Basic Function Values Setting
%
%   [fbas] = set_fbas(K,L,SPRM,'fnc_fbas');
%   Inputs ...
%   1 : K
%   2 : L
%   3 : SPRM(J)
%   4 : FBAS = 'fnc_fbas' : base-function name
%
%   Outputs ...
%   1 : fbas(K,L,J)          base functions of gain paarmeters [K x L x J]
%
% See    fnc_fbas
%
J = max(size(SPRM))

for jj = 1:J
for l = 1:L
for k = 1:K

schrpt = ['fbas(k,l,jj) = ' FBAS '(k,l,SPRM(jj));'];
eval(schrpt);
%fbas(k,l,jj) = fnc_fbas(k,l,SPRM(jj));

end
end
end

return;

%%%% ... end of set_fbas.m

```

## 付録 E 搭載大気モデルについて

高速飛行実証フェーズ II の誘導制御系においては ADS データ無効時の動圧, マッハ数の推定値の算出, およびマッハ数保持時のフィードバックの計算に搭載大気モデルから計算した音速を使用している。モデルは気圧レベルごとの気温を与える温度プロファイルで定義されており, 初期化時にこのデータから各レベルの高度, 及び密度を計算して補間用のテーブルデータを生成する。飛行中はこれらのデータを高度について補間することにより大気密度, 温度を計算する。音速は温度から計算される。温度プロファイルのデータは ECMWF( European Centre for Medium-Range Weather Forecasts; ヨーロッパ中期気象予報センター) 提供の 1990 年～1999 年の気象客観データを統計処理して作成した。

実際の計算手順は以下の通りである。

[1] 初期化時に下表に示した, 圧力レベル-温度のデータから以下の手順により, 各気圧レベルに対応する(ジオポテンシャル)高度  $H(i)$ , 密度  $\rho(i)$  を生成する。

$$(1) \quad \rho(i) = P(i) / (R_{air} \cdot T(i)) \quad (E1)$$

により各レベルでの密度  $\rho(i)$  を計算する。

(2) 下式により, 各レベルでの高度データ  $H(i)$  を計算する。

$$H(1) = H_1 \quad (E2)$$

$$H(i+1) = H(i) + \ln(\rho(i) / \rho(i+1)) \times [(P(i+1) - P(i)) / (\rho(i+1) - \rho(i))] / g_0 \quad (E3)$$

$$(i = 1, 2, \dots, 13)$$

ただし,  $g_0$ : 重力加速度 9.80665[m/s<sup>2</sup>]

(5 月)

気圧レベル	気圧 P[hPa]	温度 T[K]
1	1000	277.704
2	850	269.990
3	700	261.578
4	500	246.242
5	400	235.054
6	300	223.660
7	250	222.275
8	200	224.209
9	150	224.345
10	100	223.248
11	70	223.287
12	50	223.371
13	30	225.202
14	10	233.287

$$H_1 = 124.218$$

(8 月)

気圧レベル	気圧 P[hPa]	温度 T[K]
1	1000	286.888
2	850	277.651
3	700	269.045
4	500	253.539
5	400	242.048
6	300	226.984
7	250	221.759
8	200	223.48
9	150	225.528
10	100	224.73
11	70	224.866
12	50	224.418
13	30	225.538
14	10	234.486

$$H_1 = 98.923$$

[2]各ステップにおいて以下の手順により、大気密度  $\rho$ 、温度  $T$ 、音速  $C_s$  を計算する。

(1) ジオポテンシャル高度  $H$  の計算

$$H = r_E \times H_{nav} / (r_E + H_{nav}) \quad \text{ただし、} H_{nav} \text{ は航法高度、} r_E \text{ は地球半径} \quad (\text{E4})$$

(2) 線形補間により、大気密度  $\rho$  と温度  $T$  を計算する。データの範囲外では末端の値を保持する

(3) 下式により音速  $C_s$  を求める。

$$C_s = (\kappa \cdot R_{air} \cdot T)^{1/2} \quad (\text{E5})$$

ただし、 $\kappa$ : 比熱比 1.4 [—]  $R_{air}$ : 気体定数 287 [J/kgK]

上記の手順で高度データを計算する際に使用されている計算式は以下のように導出されている。

$$\cdot \text{理想気体の状態方程式} \quad P = \rho R_{air} T \quad (\text{E6})$$

$$\cdot \text{力学平衡の式} \quad dP = -\rho g_0 dh \quad (\text{E7})$$

ここで  $R_{air} = 287.0$  [J/(kg · K)] は空気の気体定数である。

$i$  番目の気圧レベルでの気圧  $P_i$  と温度  $T_i$  は与えられたテーブルから求めることができる。したがって (E6) 式から対応する密度  $\rho_i$  を求めることができる。

$$\rho_i = P_i / R_{air} T_i \quad (\text{E8})$$

さらに (E7) 式から  $i$  番目の気圧レベルと  $i+1$  番目の気圧レベルの高度差は以下のように計算される。

$$h_{i+1} - h_i = \int_{h_i}^{h_{i+1}} dh = - \int_{P_i}^{P_{i+1}} \frac{1}{\rho g_0} dP \quad (\text{E9})$$

ここで、レベル間の圧力  $P(P_{i+1} < P < P_i)$  に対応する密度  $\rho$  が、圧力に関する線形補間で与えられるとすれば

$$h_{i+1} - h_i = \int_{h_i}^{h_{i+1}} dh = - \int_{P_i}^{P_{i+1}} \frac{1}{\rho g_0} dP = - \frac{1}{g_0} \int_{P_i}^{P_{i+1}} \frac{1}{\left( \rho_i + \frac{\rho_{i+1} - \rho_i}{P_{i+1} - P_i} (P - P_i) \right)} dP = \frac{1}{g_0} \frac{P_{i+1} - P_i}{\rho_{i+1} - \rho_i} \ln \left| \frac{\rho_i}{\rho_{i+1}} \right| \quad (\text{E10})$$

あるいは

$$h_{i+1} = h_i + \frac{1}{g_0} \frac{P_{i+1} - P_i}{\rho_{i+1} - \rho_i} \ln \left| \frac{\rho_i}{\rho_{i+1}} \right| \quad (\text{E11})$$

となる。

(補足) 搭載誘導則においてはその簡便さから上記のように気圧レベルごとの高度データを作成しておいて、レベル間の線形補間によりその間の高度を計算するという方法をとった。しかしながら、この単純な補間方法は実はかなり大きな高度誤差が生じる。実際高高度では数百メートル程度の誤差となりうる。また、上記では気圧レベル間で密度と圧力が線形の関係にあることを仮定しているが、各レベル間の温度変化が気圧に対して線形であるとして以下のように計算することもでき、大気モデルが気圧レベルに対する温度分布を基に構成されていることからこちらのほうがより妥当であると考えられる。以下

ではレベル間の高度も結果の線形補間でなく正確に計算している。

$$\begin{aligned}
 h - h_i &= \int_{h_i}^h dh' = - \int_{P_i}^P \frac{1}{\rho g_0} dP' = - \frac{1}{g_0} \int_{P_i}^P \frac{R_{air} T}{P'} dP' \\
 &= - \frac{R_{air}}{g_0} \int_{P_i}^P \frac{T_i + \frac{T_{i+1} - T_i}{P_{i+1} - P_i} (P' - P_i)}{P'} dP' = - \frac{R_{air}}{g_0} \left( \left( T_i - \frac{T_{i+1} - T_i}{P_{i+1} - P_i} P_i \right) \ln \frac{P}{P_i} + \frac{T_{i+1} - T_i}{P_{i+1} - P_i} (P - P_i) \right)
 \end{aligned} \quad (E12)$$

あるいは

$$h = h_i - \frac{R_{air}}{g_0} \left( \left( T_i - \frac{T_{i+1} - T_i}{P_{i+1} - P_i} P_i \right) \ln \frac{P}{P_i} + \frac{T_{i+1} - T_i}{P_{i+1} - P_i} (P - P_i) \right) \quad (P_{i+1} < P < P_i) \quad (E13)$$

図 E1 に上記の 2 つの方法(式(E11)の線形補間, および式(E13))で気圧-ジオポテンシャル高度の関係を求めてプロットしたものを示す。線形補間をしたものとそうでないものの間には振動的な偏差が見られることがわかり、最悪では 1km に及ぶ差になっていることがわかる。なお、搭載誘導則においては通常の場合大気モデルを使って計算した気圧高度を直接にフィードバックすることではなく、音速を介して一部のフィードバックゲインをわずかに変化させるだけなので、この誤差の影響はほとんどないと考えられるため、先述したように単純な線形補間を使用している。

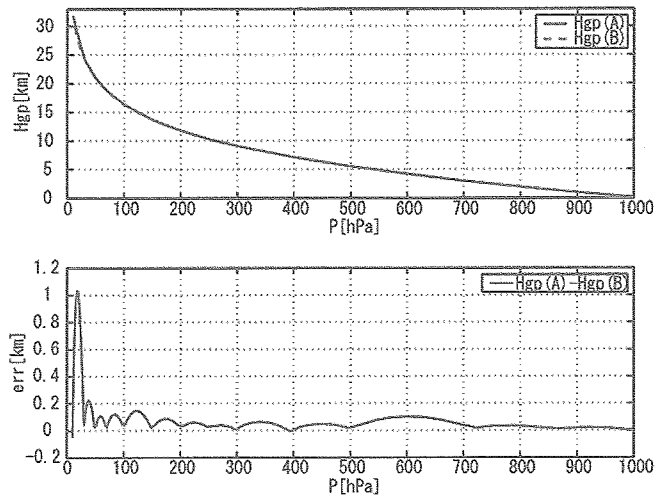


図 E1 気圧-ジオポテンシャル高度の関係

## 付録 F 振動試験結果を反映した構造連成フィルタの検討

## [1]構造連成振動に対する耐性の評価方法

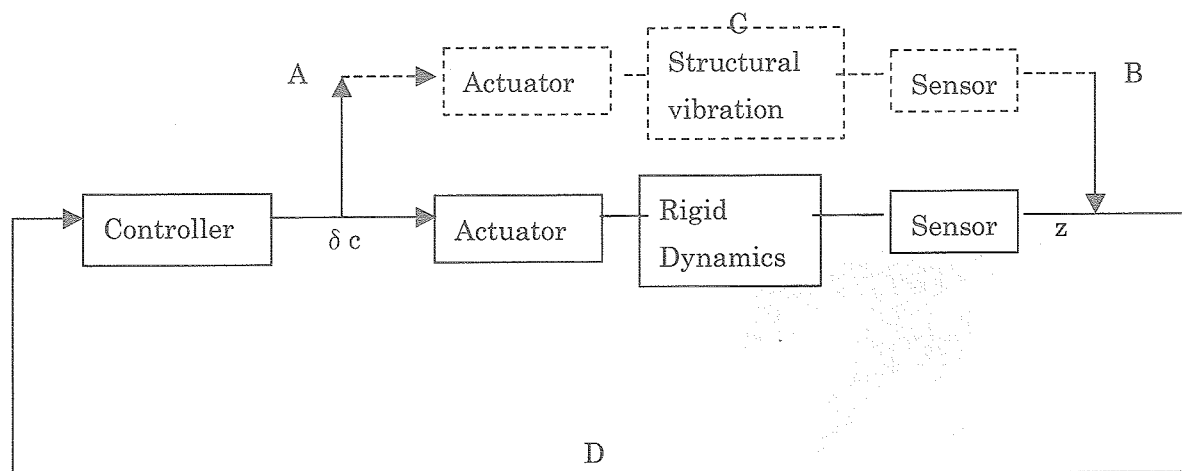


図 F1 構造連成評価用モデル

振動試験から得られた舵角コマンドセンサ出力の周波数応答特性を用いて制御系の構造振動モードに対する安定余裕を評価することができる。構造連成を評価する際のモデル構造として以下のようなものを考える。舵角コマンド  $\delta c$  から構造振動特性を介してセンサに現れる出力の周波数特性が振動試験の結果の数値データとして得られる。(上図の  $A \rightarrow C \rightarrow B$  のライン) 一方、機体の剛体のダイナミクス、制御系、アクチュエータ、センサのモデルから、閉ループでセンサ出力に入った振動の舵角指令への応答特性 ( $B \rightarrow D \rightarrow A$ ) が得られる。これらを合わせると舵角コマンドから構造振動を介して再び舵角コマンドに戻ってくるループ ( $A \rightarrow C \rightarrow B \rightarrow D \rightarrow A$ ) の応答特性が得られる。任意の位相遅れに対して構造連成に対する安定性を補償するために、この伝達特性のゲインが構造振動の帯域(概ね 10Hz 以上)で十分に低い(例えば -6dB 以下)ことが必要である。

## [2]振動試験と伝達関数の推定

高速飛行実証フェーズⅡ機体の開発における振動試験では以下の3種類の形態でのデータ取得が行われた。

## (i)オープンループ試験

制御系から三舵面(エレベータ、エルロン・ラダー)へのループをすべてオープンにした状態で舵面のうちの一つに加振信号を加え、センサ出力への応答特性を取得する。

## (ii)セミオープンループ試験

三舵面へのループをのうち、一つのみをオープンにし、その舵面に加振信号を加えて、応答を取得する。<sup>脚注</sup> 舵角コマンド→センサ→舵角コマンドの伝達特性が直接得られる。

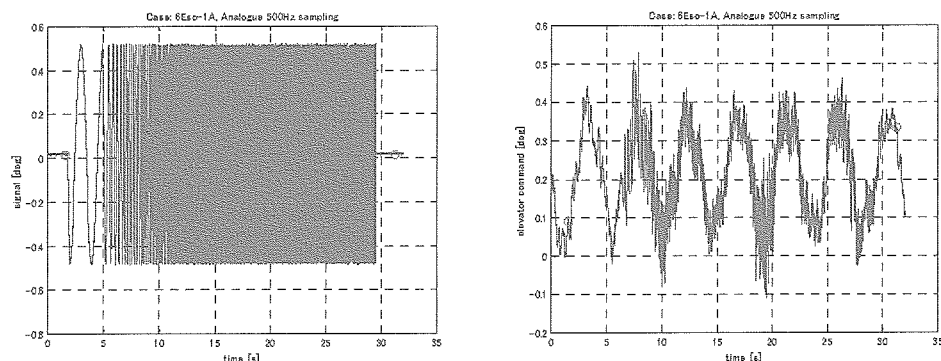
## (iii)クローズドループ試験

閉ループの安定余裕(ゲイン余裕)を直接確認する試験である。三舵面へのループをすべて閉じた状態で、各舵面に外乱としてステップ信号を入力し、制御系のゲインをノミナル値から増していったときにどれだけ増し

<sup>脚注</sup> 実際にはエレベータとエルロンはエレボンの対称/非対称操舵として実現されるのでエレベータセミオープンと言った場合はエルロンもオープンになっている。

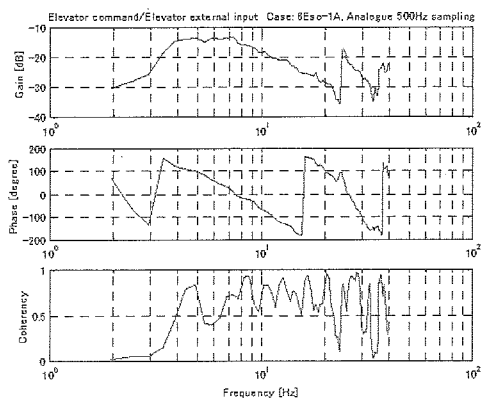
たところで、持続的な操舵面の振動が生ずるかを確認する。

(i), (ii)はいずれも舵角コマンドからセンサへの応答(上記 A→C→B)を取得することができるが、分離直後の低動圧な時点を評定として制御ゲインを固定してしまえば、セミオープンループ試験の結果から直接的に構造連成振動に対する余裕を評価できるので便利である。図 F2 はエレベータのラインに関するセミオープンループ試験で取得されたデータの時歴である。左は舵面に入力した加振信号、右は搭載計算機から出力される操舵コマンドである。



図F2 セミオープンループ試験データ(エレベータライン)

これについてFFT解析を行って伝達特性を推定したものが図F3である。25Hz付近にゲインのピークがあるが、17dB程度の余裕があることがわかる。なお、10Hz以下にゲインの高い部分があるがこれは試験形態における剛体モードであり、本解析では無視して差し支えない。



図F3 エレベーターループの伝達特性

同様にエルロン、ラダーループについて伝達関数特性を推定したものが図 F4, F5 であり、それぞれ、23dB, 30dB 以上の安定余裕があることを示している。

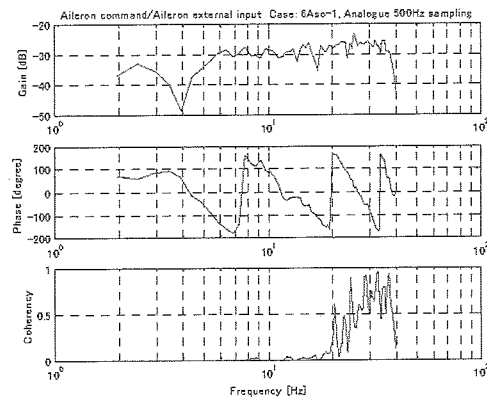


図 F4 エルロンループ伝達特性

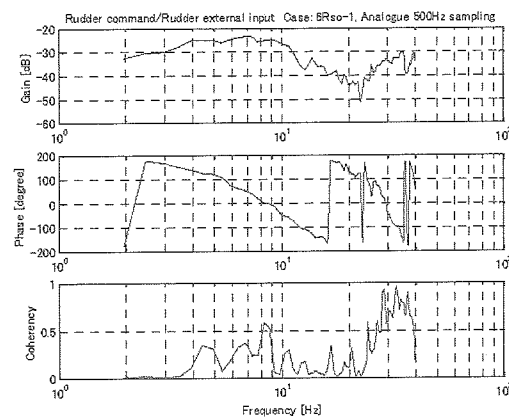


図 F5 ラダーループ伝達特性



## 付録 G 高速飛行実証フェーズ II 誘導制御則仕様

高速飛行実証フェーズ II で搭載された誘導制御則アルゴリズムの仕様を記述する。本付録は本文とブロック図からなる。ブロック図は誘導制御則の構造を定義し、本文はその中で使用されているパラメタの値および補足的な事項についてまとめたものである。

[本文]

高速飛行実証（フェーズⅡ） 誘導制御系構造

1. 各系インターフェース

表 1A 各系出力変数

出力元	記号	名称	単位	備考
	$I_{EMR}$	緊急回収信号		0：正常 1：緊急回収
	$I_R$	分離信号		1：懸吊, 0：分離
ADC	$I_{ADS}$	ADS ステータス	-	0：有効 1：無効
	$\alpha_{ADC}$	ADC 迎角	rad	
	$\beta_{ADC}$	ADC 横滑り角	rad	
	Pt	総圧	Pa	
静圧センサ	P <sub>probe</sub>	プローブ静圧	Pa	
ADS インター フェース	$\alpha_{ADS}$	ADS 迎角		
	DP <sub>ADS</sub>	ADS 動圧	Pa	
	M <sub>ADS</sub>	ADS マッハ数	-	
	P <sub>s</sub>	静圧	Pa	
航法系	$a_{y\,nav}$ , $a_{z\,nav}$	機体 y, z 軸方向加速度計出力	m/s <sup>2</sup>	$a_{y\,nav}$ は 50Hz デ ジタル, $a_{z\,nav}$ はア ナログ出力
	H <sub>nav</sub>	地理高度	m	WGS84 系
	V <sub>N</sub> , V <sub>E</sub> , V <sub>Z</sub>	対地飛行速度 緯度, 経度, 高度方向	m/s	
	p, q, r	機体軸系ロール, ピッチ, ヨー角速度	rad/s	
	$\eta$ , $\lambda$	経度, 地理緯度	rad	WGS84 系
	$\Phi$ , $\Theta$ , $\Psi$	ロール, ピッチ, ヨー姿勢角	rad	
航法インター フェース	DP	動圧	Pa	
	M	マッハ数	-	
	$\alpha$	迎角	rad	
	x, y, H	機体位置 x, y 座標, および高度	m	誘導基準座標系
	V <sub>e</sub>	対地速度	m/s	
	$\gamma_e$ , $\phi_e$	対地速度経路角, 方位角	rad	
	$\alpha_e$ , $\beta_e$	対地迎角, 横滑り角	rad	

	Cs	音速	m/s	2.1 項
	a <sub>y</sub> , a <sub>z</sub>	機体 y, z 軸方向加速度計出力	m/s <sup>2</sup>	
誘導系	Θ <sub>c</sub>	ピッチ姿勢角コマンド	rad	
	Φ <sub>c</sub>	ロール姿勢角コマンド	rad	
	Gphase	誘導フェーズフラッグ,	-	0 : OFF (初期値) 1 : 加速 2 : 軌道投入 3 : マッハ数保持 4 : 減速 5 : 帰投 6 : 回収
	I <sub>ex</sub>	舵面加振フラッグ		0 : 加振不可 1 : 加振可
外部コマンド生成系	δ <sub>e ex</sub>	エレベータ加振舵角	rad	
	δ <sub>a ex</sub>	エルロン加振舵角	rad	
	δ <sub>r ex</sub>	ラダー加振舵角	rad	
制御系	δ <sub>eLc</sub>	左エレボン舵角コマンド	rad	
	δ <sub>eRc</sub>	右エレボン舵角コマンド	rad	
	δ <sub>rLc</sub>	左ラダー舵角コマンド	rad	
	δ <sub>rRc</sub>	右ラダー舵角コマンド	rad	

表 1B 各系共通定数

記号	名称	値	単位	備考
g0	海面上重力加速度	9.80665	m/s <sup>2</sup>	
m	機体質量	500	kg	
S	機体代表面積	3.139	m <sup>2</sup>	
κ	比熱比	1.4	—	

1.1 ADS インターフェース (参考)

表 1.1A ADS インターフェース内部変数

記号	名称	単位	備考
Ps	静圧(補正後)	Pa	

表 1.1B ADS インターフェース内部定数

記号	名称	値	単位	備考
M <sub>ADSmin</sub>	ADC/ADS インターフェース切替マッハ数	0.4	—	

1.1.1 (削除)

1.1.2 (削除)

1.1.3 静圧補正

次式にしたがって補正する。

$$Ps = Ps_{probe} \times \{ a \times (Ps_{probe}/Pt) + b \}$$

係数 a, b は下表にしたがって線形補間により求める。

表 1.1.3

マッハ数 M <sub>ADS</sub>	一次の係数 a	0 次の係数 b
0.0	0.0	1.0
0.399	0.0	1.0
0.4	-1.1409	2.0222
0.6	-1.2598	1.988
0.8	-1.4463	1.9484
0.9	-1.5638	1.9235
0.95	-1.6053	1.8957
1.0	-1.7131	1.9035
1.05	-2.1904	2.09
1.1	-2.378	2.1131
1.2	-2.7069	2.1232
1.3	-3.0082	2.1067
1.4	-3.5217	2.1525

1.1.4 M<sub>ADS</sub>(Ps<sub>probe</sub>/Pt, α<sub>ADS</sub>, β<sub>ADS</sub>)

下記の 4 次の多項式により、マッハ数を導出する。各係数については別途与える表にしたがう。  
詳細については資料[1]を参照。

$$\begin{aligned}
 M(\alpha, P_s / P_t) = & C_{40} \alpha^4 + C_{31} \alpha^3 (P_s / P_t) + C_{22} \alpha^2 (P_s / P_t)^2 + C_{13} \alpha (P_s / P_t)^3 + C_{04} (P_s / P_t)^4 \\
 & + C_{30} \alpha^3 + C_{21} \alpha^2 (P_s / P_t) + C_{12} \alpha (P_s / P_t)^2 + C_{03} (P_s / P_t)^3 \\
 & + C_{20} \alpha^2 + C_{11} \alpha (P_s / P_t) + C_{02} (P_s / P_t)^2 \\
 & + C_{10} \alpha + C_{01} (P_s / P_t) \\
 & + C_{00}
 \end{aligned}$$

資料[1] 上野 'マッハ数の導出についての方針' NAL 報告書 dTR-01-016R0 2001.7

2. 航法インターフェース

表 2 A 航法インターフェース内部変数

記号	名称	単位	備考
DPest	動圧推定値	Pa	
Iest	動圧, マッハ数推定フラッグ	-	0 : 低動圧 (初期値) 1 : 通常
Mest	マッハ数推定値	-	
$\alpha_{est}$	迎角推定値	rad-	
$\rho$	大気密度	Kg/m <sup>3</sup>	2.1 項
U, V, W	対地速度機体軸成分	m/s	
$\lambda'$	離心角	rad	
$\rho(i)$	気圧レベル <i>i</i> の密度	kg/m <sup>3</sup>	
P( <i>i</i> )	気圧レベル <i>i</i> の圧力	Pa	
T( <i>i</i> )	気圧レベル <i>i</i> の温度	K	
H( <i>i</i> )	気圧レベル <i>i</i> の高度	K	
H <sub>1</sub>	気圧レベル 1 の平均高度	m	

表 2 B 航法インターフェース内部定数

記号	名称	値	単位	備考
DPN	動圧, マッハ数推定法切換え動圧	500	Pa	
$\tau_{ADS}$	ADS ノイズフィルタ時定数	0.5	s	
$\lambda_0$	誘導座標原点位置(北緯)	1.191187	rad	68.25degN
$\eta_0$	誘導座標原点位置(東経)	0.366519	rad	21.0degE
Ho	誘導座標原点位置(高度)	0	m	
A	地球赤道半径	6378137	m	WGS84 楕円体
b	地球極半径	6356752	m	
$r_{EO}$	座標原点での地球曲率半径	6390720	m	
$r_E$	地球半径	6356766	m	球近似(シフトテンシ ャル高度計算用)
$\Delta x$	慣性センサ位置(機体軸系)	0.69749	m	
$\Delta y$	慣性センサ位置(機体軸系)	-0.06	m	
$\Delta z$	慣性センサ位置(機体軸系)	0.152355	m	
Rair	空気の気体定数	287.0	J/Kg/K	

2.1  $\rho(H_{nav}), \quad Cs(H_{nav})$

[1]初期化時に下表に示した，圧力レベル-温度のデータから以下の手順により，各気圧レベルに対応する(ジオポテンシャル)高度  $H(i)$ ，密度  $\rho(i)$ ，音速データ  $Cs(i)$ を生成する。

- (1)  $\rho(i) = P(i) / (R_{air} \cdot T(i))$  により各レベルでの密度  $\rho(i)$ を計算する。
- (2) 下式により，各レベルでの高度データ  $H(i)$ を計算する。

$$H(1) = H_1$$
$$H(i+1) = H(i) + \ln(\rho(i) / \rho(i+1)) \times [(P(i+1) - P(i)) / (\rho(i+1) - \rho(i))] / g_0$$

$(i = 1, 2, \cdots 13)$

(5月)

気圧レベル	気圧 P[hPa]	温度 T[K]
1	1000	277.704
2	850	269.990
3	700	261.578
4	500	246.242
5	400	235.054
6	300	223.660
7	250	222.275
8	200	224.209
9	150	224.345
10	100	223.248
11	70	223.287
12	50	223.371
13	30	225.202
14	10	233.287

(8月)

気圧レベル	気圧 P[hPa]	温度 T[K]
1	1000	286.888
2	850	277.651
3	700	269.045
4	500	253.539
5	400	242.048
6	300	226.984
7	250	221.759
8	200	223.48
9	150	225.528
10	100	224.73
11	70	224.866
12	50	224.418
13	30	225.538
14	10	234.486

[2]各ステップにおいて以下の手順により，大気密度  $\rho$ ，温度  $T$ ，音速  $Cs$  を計算する

- (1)ジオポテンシャル高度の計算  $H = r_E \times H_{nav} / (r_E + H_{nav})$
- (2)線形補間により，大気密度  $\rho$  と温度  $T$  を計算する。データの範囲外では末端の値を保持する
- (3)下式により音速  $Cs$  を求める。

$$Cs = (\kappa \cdot R_{air} \cdot T)^{1/2}$$

## 3. 誘導系

表 3 A 誘導系内部変数

記号	名称	単位	備考
DP <sub>1</sub>	軌道投入フェーズ開始動圧	Pa	3.2 項
H <sub>GND</sub>	地表高度	m	3.1 1 項
H <sub>ref</sub>	帰投フェーズノミナル軌道高度	m	
$\dot{H}_{ref}$	帰投フェーズノミナル軌道高度変化率	m/s	
I <sub>DP</sub>	$\alpha_{ADS}$ 切り替えフラッグ		1 ; 有効, 0 ; 無効 初期値は 0
I <sub>PAT</sub>	帰投フェーズ パターンフラッグ	-	1 : 基本, 2 : 特殊
I <sub>TURN</sub>	HAC 旋回方向符号	-	+1 : 右, -1 : 左
K <sub>az</sub>	迎角リミット $a_z$ フィードバックゲイン	rad·s <sup>2</sup> /m	3.8 項
K <sub>M</sub> , $g_M$ K <sub>y</sub> , $g_y$	軌道投入, マッハ数保持フェーズ 縦系誘導ゲイン		3.9 項
K <sub>v</sub>	マッハ数保持フェーズ縦系誘導ゲイン		3.5 項
K <sub>H</sub> , $K_{\dot{H}}$	帰投フェーズ縦系誘導ゲイン		3.9 項
K <sub>r</sub> , $K_{\dot{r}}$	帰投フェーズ 旋回飛行時誘導ゲイン		3.10 項
K <sub>y</sub> , $K_{\dot{y}}$	帰投フェーズ 直線飛行時誘導ゲイン		3.10 項
Mc	軌道投入フェーズ, マッハ数保持フェーズ マッハ数コマンド	-	3.3 項
M <sub>lower</sub>	フェーズ 2 移行最低マッハ数	-	3.2 項
M <sub>T</sub>	目標マッハ数	-	3.1 項
r <sub>0</sub>	旋回飛行半径	m	
R	予測レンジ	m	
R <sub>L</sub>	HAC 中心から目標点までの距離	m	
R <sub>PD</sub>	パラシュート開傘後飛行距離予測値	m	3.7 項
R <sub>2GO</sub>	目標レンジ	m	初期値 100, 000
R <sub>3</sub>	HAC 脱出点から目標点までの距離	m	
R <sub>min</sub>	目標点までの最小初期予測レンジ	m	
seq	帰投フェーズ 横・方向誘導フェーズフラッグ	-	0 : 初期値 1 : 初期対称飛行 2 : HAC 捕捉 3 : HAC 4 : 最終進入
sgn	初期旋回方向フラッグ	-	+1 : 右, -1 : 左
sgn <sub>0</sub>	初期旋回方向フラッグ (分離時)	-	+1 : 右, -1 : 左
x <sub>ref</sub> , y <sub>ref</sub>	ノミナル位置の座標	m	誘導基準座標系
x <sub>a</sub> , y <sub>a</sub>	直線コース目標点座標	m	誘導基準座標系



$x_{HAC}, y_{HAC}$	HAC 中心点座標	m	誘導基準座標系
$x_T, y_T, H_T$	回収目標点座標, 高度	m	誘導基準座標系
$x_0, y_0$	旋回飛行中心点座標	m	誘導基準座標系
$\alpha_c$	迎角コマンド	rad	
$\alpha_{cp}$	迎角コマンド前回値	rad	
$\alpha_{FF}$	軌道投入フェーズ 迎角コマンド フィードフォワード値	rad	3.5 A 項
$\alpha_{FF}^*$	マッハ数保持フェーズ 迎角コマンド フィードフォワード値	rad	3.5 項
$\alpha_{FF}^{**}$	帰投フェーズ 迎角コマンド フィードフォワード値	rad	3.6 項
$\alpha_{Cmax}, \alpha_{Cmin}$	迎角コマンドリミット値	rad	3.8 項
$\alpha_{Cmin1}, \alpha_{Cmin2}$	迎角コマンドリミット候補値	rad	3.8 項
$\alpha_{max}, \alpha_{min}$	迎角リミット値	rad	3.8 項
$\alpha_{max1}, \alpha_{min1}$	迎角リミット値の制限値	rad	3.8 項
$\alpha_{maxFB}$	nz 制限による迎角リミットの F B 値	rad	3.8 項
$\alpha_{maxFF}$	nz 制限による迎角リミットの F F 値	rad	3.8 項
$\alpha_{CRLU}, \alpha_{CRLl}$	迎角コマンドレートリミッタ上下限值	rad/s	
$\gamma_c$	軌道投入フェーズ, マッハ数保持フェーズ 経路角コマンド	rad	3.4 項
$\Delta y$	直線コース誤差	m	
$\dot{\Delta y}$	直線コース誤差変化率	m/s	
$\Delta r$	旋回コース誤差	m	
$\dot{\Delta r}$	旋回コース誤差変化率	m/s	
$\zeta_c$	HAC 中心→HAC 脱出点の方位	rad	方位角は x 軸基準, x 軸から y 軸方向正
$\zeta$	HAC 中心→現在位置の方位	rad	
$\zeta_a'$	特殊パターン旋回中心→仮想目標点の方位	rad	
$\zeta'$	特殊パターン旋回中心→現在位置の方位	rad	
$\zeta_o'$	$\zeta'$ の前回値	rad	
$\sigma_c$	バンク角コマンド	rad	
$\sigma_{nom}$	バンク角ノミナル値	rad	
$\Psi_{NC}$	飛行方位角コマンド	rad	
$\phi_a$	直線コース飛行方位	rad	方位角は x 軸基準, x 軸から y 軸方向正
$n_T$	回収候補点数	—	3.0 項参照
$X_{T0}$	初期目標 X 座標	m	
$Y_{T0}$	初期目標 Y 座標	m	
$H_{T0}$	初期目標高度	m	

$X_{Ti}$	回収候補点&高度基準点 X 座標 ( $i=1, 2, \dots, n_T+1$ )	m	
$Y_{Ti}$	回収候補点&高度基準点 Y 座標 ( $i=1, 2, \dots, n_T+1$ )	m	
$H_{Ti}$	回収候補点&高度基準点高度 ( $i=1, 2, \dots, n_T+1$ )	m	
Nvertex	初期エリア頂点個数	—	
$X_{vertex}(i)$	初期エリア頂点 X 座標 ( $i=1, \dots, N_{vertex}$ )	m	
$Y_{vertex}(i)$	初期エリア頂点 Y 座標 ( $i=1, \dots, N_{vertex}$ )	m	
$\phi_{cp}$	ロール角コマンド前回値	rad	
$\delta_{lead}$	旋回時リード距離	m	$r_{HAC} \times \varepsilon_{lead}$
$\zeta'_{lead}$	$\delta_{lead}$ 先行時の $\zeta'$	rad	
$\zeta'_{o'_{lead}}$	同前回値	rad	
$R_{2go_{lead}}$	$\delta_{lead}$ 先行時の $R_{2go}$	m	
$X_{lead}$	$\delta_{lead}$ 先行時の X 位置	m	
$Y_{lead}$	$\delta_{lead}$ 先行時の Y 位置	m	
Iswpfin	迎角スイープ終了フラグ	—	初期値 0 (1:終了 0:通常)
$\Delta R_i$	i 番目の回収候補点への初期必要レンジと予測最小レンジの差	m	
$R_s$	HAC 上に回収目標点が存在する場合の最短飛行距離	m	
$R_L$	HAC 上に回収目標点が存在する場合の最長飛行距離	m	
FDout	初期ロールコマンドフェードアウトゲイン		
$\gamma_{ref}$	飛行経路角目標値	rad	デフォルト値 -0.3644 (-20.88 deg)

表 3 B 誘導系内部定数

記号	名称	値	単位	備考
DPR	加速フェーズ 横・方向誘導開始動圧	25	Pa	
DP2	減速フェーズ開始動圧	13, 000	Pa	
DP*	$\alpha_{\text{ADS}}$ 使用判定用切り替え動圧	1, 000	Pa	
H <sub>PD</sub>	パラシュート開傘目標高度	1, 300	m	地表面からの 高度
H <sub>PD min</sub>	パラシュート開傘最低高度	1, 137	m	
P2	減速フェーズ開始静圧	22, 700	Pa	高度 11km
M <sub>int max</sub> , M <sub>int min</sub>	マッハ数誤差積分器 容量リミッタ		s	0.45 -0.25
M <sub>lat</sub>	帰投フェーズ横誘導開始マッハ数	0.75	-	
$\eta_z \text{ lim FB}$	迎角制限用 FB $\eta_z$ 制限値	2.5	G	3.8 項参照
$\eta_z \text{ lim FF}$	迎角制限用 FF $\eta_z$ 制限値	2.5	G	3.8 項参照
R <sub>PDnom</sub>	パラシュート開傘後飛行距離ノミナル値	0(TBD)*	m	3.7 項参照
$\Gamma_{\text{TURN}}$	特殊パターン旋回半径	3, 500	M	
$\Gamma_{\text{HAC}}$	HAC 半径	3, 500	m	
X <sub>Ti</sub> , Y <sub>Ti</sub> , H <sub>Ti</sub>	候補回収目標点 (誘導基準座標系)		m	3.0 項
$\alpha_{C4}$	減速フェーズ 迎角コマンド値	0.2094	rad	12.0 deg
$\alpha_{Rmax}$	迎角コマンド レートリミット値	0.03491	rad/s	2.0 deg/s
$\alpha_{Rmax}'$	迎角コマンド レートリミット値	0.03491	rad/s	2.0 deg/s
$\alpha_{Rmin}$	迎角コマンド レートリミット値	-0.03491	rad/s	-2.0 deg/s
$\alpha_{Rmin}'$	迎角コマンド レートリミット値	-0.03491	rad/s	-2.0 deg/s
$\Delta \alpha_{max}$	迎角コマンドレートリミッタ緩衝用閾値	0.06981	rad	4deg
$\Delta \alpha_{min}$	迎角コマンドレートリミッタ緩衝用閾値	0.06981	rad	4deg
$\gamma_{int max}$ , $\gamma_{int min}$	飛行径路角誤差積分器 容量リミッタ値		rad・s	
$\Delta M$	マッハ数保持フェーズ許容誤差	0.03	-	
$\Delta M_{turn}$	初期旋回終了余裕	0.2	-	
$\Delta tg$	誘導計算周期	0.1	s	
$\Delta \gamma$	帰投フェーズ切り替えパラメータ	0.05236	rad	3.0 deg
$\varepsilon_R$		500.	m	
$\varepsilon_{\zeta}$		0.1745	rad	10.0 deg
$\varepsilon_{\zeta}'$		0.1745	rad	10.0 deg
$\varepsilon_{d\zeta}$		0.1745	rad	10.0 deg
$\Theta_{C1}$	加速フェーズ ピッチ姿勢角コマンド値	-1.396	rad	-80.0 deg
$\Theta_{max}$	ピッチ姿勢角最大制限値	1.571	rad	90.0 deg

\*実験時は 750m に設定した

$\Theta_{\min}$	ピッチ姿勢角最小制限値	-1.396	rad	-80.0 deg
$\sigma_{\text{slim}}$	バンク角コマンドリミット値	1.047	rad	60.0 deg
$\sigma_{\text{Rlmt,}}$		T.B.D.		現状なし
$\sigma_{\text{tlim}}$		1.047		60.0 deg
CY $\beta$	$\beta$ 推定用横力係数	-1.0		
$\Delta \phi_{\max}$	最大ロールトリミット計算用ロール角幅	0.3491	rad	20.0deg
$\phi_{\text{cRLmax}}$	ロールレートリミット最大値	0.5236	rad/s	30.0deg/s
$\Delta \phi_{\min}$	最小ロールトリミット計算用ロール角幅	0.3491	rad	20.0deg
$\phi_{\text{cRLmin}}$	ロールレートリミット最小値	-0.5236	rad/s	-30.0deg/s
$\sigma_{\text{cRLU}}$	バンクコマンドレートリミット上限値	0.3491	rad	20.0deg
$\sigma_{\text{cRLL}}$	バンクコマンドレートリミット下限値	-0.3491	rad	-20.0deg
$\varepsilon_{\text{lead}}$	旋回時リード角	0.1745	rad	10.0deg
factKr	旋回時横誘導ゲイン調整係数	0.5		
fact $K_r$	旋回時横誘導ゲイン調整係数	0.5		
$K_{y\_ph12}$	初期直線誘導比例ゲイン	0.000875	1/m	
$K_{y\_ph12}$	初期直線誘導用微分ゲイン	-0.0125	s/m	
$p_{ph3\_lim}$	計測フェーズ切り替えパラメータ（ロールレート）	0.3491	rad/s	20deg/s
$R_{\text{sep}}$	初期仮想目標点設定用ダウンレンジ	30, 000	m	
$\alpha_{ph3\_lim}$	計測フェーズ切り替えパラメータ（迎角）	4.3633e-2	rad	2.5deg
$\varepsilon_{\text{to}}$	0 割防止用閾値	1.0e-7		
$\Phi_{ph12\_lim}$	初期直線誘導ロール角制限	0.1745	rad	10.0deg
$\Phi_{ph3\_lim}$	計測フェーズ切り替えパラメータ（ロール角）	0.2618	rad	15.0deg
$\sigma_{\text{lim\_ph12}}$	初期直線誘導バンク角制限	0.1745	rad	10.0deg

3.0  $x_{Ti}$ ,  $y_{Ti}$ ,  $H_{Ti}$

(1)Iarea=1  $n_T=5$

i	$x_{Ti}$	$y_{Ti}$	$H_{Ti}$	単位	備考
0	-20500	6000	500	m	初期目標
1	-1188	2886	606	m	
2	-19292	10838	632	m	
3	-22631	-10989	623	m	
4	-26717	-836	680	m	
5	-31169	20100	435	m	
6	25654	-23344	1 0 0 0	m	非常回収時高度判別用

(2)Iarea=2  $n_T=4$

i	$x_{Ti}$	$y_{Ti}$	$H_{Ti}$	単位	備考
0	-32800	23000	500	m	初期目標
1	-19292	10838	632	m	
2	-22631	-10989	623	m	
3	-26717	-836	680	m	
4	-31169	20100	435	m	
5	25654	-23344	1 0 0 0	m	非常回収時高度判別用

(3)Iarea=3  $n_T=1$

i	$x_{Ti}$	$y_{Ti}$	$H_{Ti}$	単位	備考
0	-32800	23000	500	m	初期目標
1	-31169	20100	435	m	
2	25654	-23344	1 0 0 0	m	非常回収時高度判別用

(4)Iarea=4  $n_T=2$

i	$x_{Ti}$	$y_{Ti}$	$H_{Ti}$	単位	備考
0	-1000	25200	500	m	初期目標
1	-1188	2886	606	m	
2	1859	25293	569	m	
3	25654	-23344	1 0 0 0	m	非常回収時高度判別用

(5)Iarea=5  $n_T=15$

i	$x_{Ti}$	$y_{Ti}$	$H_{Ti}$	単位	備考
0	46000	0	500	m	初期目標
1	47999	6148	770	m	
2	41523	17134	740	m	
3	32270	25015	650	m	

4	26359	4071	680	m	
5	-1188	2886	606	m	
6	15395	33459	585	m	
7	37638	-7409	662	m	
8	17393	-32068	749	m	
9	-19292	10838	632	m	
10	-22631	-10989	623	m	
11	17310	-7868	698	m	
12	1859	25293	569	m	
13	-26717	-836	680	m	
14	8614	-22625	762	m	
15	-31169	20100	435	m	
16	25654	-23344	1000	m	非常回収時高度判別用

※格納順（優先順位）および各点の座標は現地測量後に修正。

3.1  $M_T(P_s)$

分離静圧 ( $P_s$ ) [Pa]	分離高度 ( $H_p$ ) [m](参考)	目標マッハ数 ( $M_T$ )
$P_s \leq 1410$	30, 000 ~ (32, 850)	1.2
—	—	1.1
$1410 < P_s \leq 2354$	26, 500 ~ 30, , 000	1.05
$2354 < P_s < 4250$	22, 000 ~ 26, 500	0.95
—	—	0.9
$4250 \leq P_s$	(18, 820) ~ 22, 000	0.8

3.2 DP<sub>1</sub> (M, M<sub>T</sub>)

DP<sub>1</sub> = CQ0 + CQ1\*M + CQ2\*M^2 + CQ3\*M^3 + CQ4\*M^4  
+ CQ5\*M^5 + CQ6\*M^6 + CQ7\*M^7 + CQ8\*M^8  
+ CQ9\*M^9

軌道投入フェーズ開始判定動圧線の係数

M <sub>T</sub>	CQ0	CQ1	CQ2	CQ3	CQ4	CQ5	CQ6	CQ7	CQ8	CQ9
0.8	-0.405868 1D4	0.6553657 D5	-0.419945 8D6	0.1400651 D7	-0.249347 1D7	0.2265541 D7	-0.810478 6D6	0.0	0.0	0.0
0.9	-0.363185 3D4	0.4796095 D5	-0.236167 2D6	0.5619241 D6	-0.630847 8D6	0.2749536 D6	0.0	0.0	0.0	0.0
0.95	-0.371316 0D4	0.4751177 D5	-0.224643 8D6	0.5063905 D6	-0.535067 5D6	0.2181379 D6	0.0	0.0	0.0	0.0
1.05	-0.115209 0D3	0.9562708 D3	0.1031402 D4	-0.177387 5D5	0.6293768 D5	-0.805632 1D5	0.3689968 D5	0.0	0.0	0.0
1.1	-0.117006 7D6	0.1286990 D7	-0.597442 5D7	0.1519726 D8	-0.228884 4D8	0.2043799 D8	-0.100278 3D8	0.2087889 D7	0.0	0.0
1.2	-0.181886 0D5	0.3351273 D6	-0.260985 2D7	0.1133810 D8	-0.303989 4D8	0.5240395 D8	-0.583027 8D8	0.4050642 D8	-0.159930 1D8	0.2740961 D7

DP ≤ DP<sub>1</sub> が満足された時点で軌道投入フェーズを開始（引き起こし開始）するが、マッハ数 M<sub>lower</sub> 以下では軌道投入フェーズを開始しない。

軌道投入フェーズ開始最低マッハ数

M <sub>T</sub>	M <sub>lower</sub>
0.8	0.0
0.9	0.3
0.95	0.3
1.05	0.3
1.1	0.0
1.2	0.3

3.3 Mc (DP, MT)

(軌道投入フェーズ)

$DPL = \min(DP, DPTI_{\max}(M_T))$

$$Mc = CM_0 + CM_1 \cdot DPL + CM_2 \cdot DPL^2 + CM_3 \cdot DPL^3 + CM_4 \cdot DPL^4 + CM_5 \cdot DPL^5 + CM_6 \cdot DPL^6 + CM_7 \cdot DPL^7 + CM_8 \cdot DPL^8 + CM_9 \cdot DPL^9 + CM_{10} \cdot DPL^{10}$$

軌道投入フェーズ Mc 算出用係数

MT	CM0	CM1	CM2	CM3	CM4	CM5	CM6	CM7	CM8	CM9	CM10	DPTI max
0.8	0.82497 72 D-1	0.90682 99 D-3	-0.11436 43D-5	0.10813 48 D-8	-0.64374 61D-12	0.23896 78 D-15	-0.55341 16D-19	0.77821 78 D-23	-0.60919 91D-27	0.20410 33 D-31	0.0	5045
0.9	0.91248 54 D-1	0.12218 39 D-2	-0.17552 96D-5	0.17830 16 D-8	-0.11128 42D-11	0.42814 05 D-15	-0.10201 0 D-18	0.14664 19 D-22	-0.11656 54D-26	0.39376 26 D-31	0.0	4666
0.95	0.95257 69 D-1	0.14258 65 D-2	-0.20792 97D-5	0.20148 47 D-8	-0.11842 79D-11	0.43021 24 D-15	-0.97494 16D-19	0.13443 99 D-22	-0.10341 36D-26	0.34103 70 D-31	0.0	4517
1.05	0.18766 38 D0	0.10300 18 D-2	-0.83199 50D-6	0.49647 89 D-9	-0.19471 36D-12	0.46186 70 D-16	-0.59530 09D-20	0.31804 83 D-24	0.0	0.0	0.0	4252
1.1	0.19283 00 D0	0.12188 09 D-2	-0.11858 51D-5	0.81477 95 D-9	-0.34298 82D-12	0.83191 22 D-16	-0.10665 54D-19	0.55907 38 D-24	0.0	0.0	0.0	4176
1.2	0.18947 43 D0	0.20529 30 D-2	-0.40155 16D-5	0.56865 74 D-8	-0.52198 48D-11	0.31085 56 D-14	-0.12071 51D-17	0.30250 31 D-21	-0.47070 64D-25	0.41322 49 D-29	-0.15633 23D-33	4443

(マッハ数保持フェーズ)

$Mc = M_T$



3.4  $\gamma_c$ (DP, 軌道投入フェーズ開始時マッハ数,  $M_T$ )

(軌道投入フェーズ)

軌道投入フェーズ開始（引き起こし開始）時のマッハ数を挟む 2 点をマッハ数基準点より選択し、下式と下表の該当する係数から両基準点での  $\gamma_c$  を計算して、それらを線形補間することにより求める。データが存在しない点で引き起こされた場合は外挿をせず両端のデータを用いる。

$$\gamma_c = GMA * DPL + GMB \text{ (rad)}$$

軌道投入フェーズ  $\gamma_c$  算出用係数

$M_T$	マッハ数基準点	GMA	GMB
0.8	0.1	1.454201D-4	-1.597934D0
	0.2	1.488922D-4	-1.611155D0
	0.3	1.546563D-4	-1.637581D0
	0.4	1.643193D-4	-1.689626D0
	0.45	1.713030D-4	-1.732285D0
	0.5	1.817202D-4	-1.798715D0
	0.55	1.954260D-4	-1.894345D0
	0.6	2.115093D-4	-2.030055D0
	0.65	2.311683D-4	-2.230748D0
	0.67	2.516820D-4	-2.404207D0
0.9	0.1	1.365664D-4	-1.588395D0
	0.2	1.385890D-4	-1.595404D0
	0.3	1.418412D-4	-1.608543D0
	0.4	1.466057D-4	-1.631229D0
	0.5	1.543793D-4	-1.674888D0
	0.6	1.680378D-4	-1.760629D0
	0.7	1.909715D-4	-1.931425D0
	0.8	2.762138D-4	-2.595856D0
	0.823	3.405386D-4	-3.109736D0
0.95	0.1	1.339834D-4	-1.586847D0
	0.2	1.356437D-4	-1.592437D0
	0.3	1.383984D-4	-1.602623D0
	0.4	1.423323D-4	-1.619648D0
	0.5	1.485729D-4	-1.650030D0
	0.6	1.580265D-4	-1.705256D0
	0.7	1.731032D-4	-1.809822D0
	0.8	2.060530D-4	-2.063941D0
	0.85	2.161544D-4	-2.247211D0
	0.877	2.752097D-4	-2.718795D0
1.05	0.3	1.285871D-4	-1.586347D0
	0.4	1.304508D-4	-1.594317D0
	0.5	1.330704D-4	-1.607781D0

	0.6	1.368945D-4	-1.630236D0
	0.7	1.432924D-4	-1.671915D0
	0.8	1.570656D-4	-1.760555D0
	0.9	1.708806D-4	-1.901562D0
	0.95	1.798135D-4	-2.031954D0
1.1	0.3	1.235123D-4	-1.580917D0
	0.4	1.247499D-4	-1.586262D0
	0.5	1.263015D-4	-1.594910D0
	0.6	1.284261D-4	-1.608846D0
	0.7	1.311263D-4	-1.631996D0
	0.8	1.349159D-4	-1.672252D0
	0.9	1.492129D-4	-1.776452D0
	1.0	1.706582D-4	-1.983734D0
	1.036	1.755659D-4	-2.130578D0
1.2	0.3	1.126750D-4	-1.575217D0
	0.4	1.132612D-4	-1.577849D0
	0.5	1.139771D-4	-1.582045D0
	0.6	1.148416D-4	-1.588630D0
	0.7	1.157601D-4	-1.598638D0
	0.8	1.163113D-4	-1.614815D0
	0.9	1.160139D-4	-1.641022D0
	1.0	1.167830D-4	-1.696383D0
	1.1	1.583438D-4	-2.000825D0

3.5A  $\alpha_{FF}(t)$ 

$$\alpha_{FF} = \min(0.2269, \alpha_{FF} + 0.03491 \cdot \Delta t) \quad (0.2269 \text{rad} = 13 \text{deg}, \quad 0.03491 \text{rad/s} = 2.0 \text{deg/s})$$

ただし軌道投入フェーズに入った最初のステップのみ,, 上記演算の前に下式を実行する.

$$\alpha_{FF} = \alpha_c \quad (\text{加速フェーズ最終ステップでの迎角コマンド出力})$$

3.5  $\alpha_{FF}^*(M_T, DP, \gamma_e)$ 

$$C_2 \alpha^2 + C_1 \alpha + C_0 + (m \cdot g_0 \cdot \sin \gamma_e - m \cdot K_v \cdot C_s \cdot (M - M_c)) / (DP \cdot S) = 0$$

ただし, 各係数は目標マッハ数ごとに下表より決定

の2個の解の内, 大きい方を  $\alpha_{FF}^*$  とする. すなわち

$$\alpha_{FF}^* = \{-C_1 + \sqrt{W}\} / (2 \cdot C_2)$$

$$\text{ただし} \quad W = C_1^2 - 4 \cdot C_2 \cdot (C_0 + (m \cdot g_0 \cdot \sin \gamma_e - m \cdot K_v \cdot C_s \cdot (M - M_c)) / (DP \cdot S))$$

また解が虚数となる時 ( $W < 0$ ) には, 以下を出力する。

$$\alpha_{FF}^* = -0.1745 \text{ [rad]} \quad (= -10 \text{deg})$$

 $\alpha_{FF}^*$ 算出用係数

$M_T$	$C_2$	$C_1$	$C_0$
0.8	3.059544	-0.2135914	0.1157112
0.9	3.261844	-0.2008850	0.1315079
0.95	3.159663	-0.2010891	0.1523311
1.05	3.019042	-0.2190298	0.1826107
1.1	2.980602	-0.2367663	0.2093315
1.2	2.772964	-0.1509911	0.1810351

ゲイン  $K_v$ 

$M_T$	$K_v$
0.8	0.2
0.9	0.2
0.95	0.2
1.05	0.2
1.1	0.2
1.2	0.2

3.6  $\alpha_{FF}^{**}$  (M)

任意のマッハ数における迎角スケジュール値を算出する際には、そのマッハ数を挟む2点の節点値により線形補間を行う。

マッハ数	$\alpha_{FF}^{**}$ (rad (deg))
0.2	0.14 ( 8.0)
0.3	0.14 ( 8.0)
0.4	0.14 ( 8.0)
0.5	0.14 ( 8.0)
0.6	0.14 ( 8.0)
0.7	0.14 ( 8.0)
0.8	0.14 ( 8.0)

3.7  $R_{PD}$  (Ve)

$R_{PD} (Ve) = R_{PDnom} + dRdV \cdot (Ve - Ve_{nom})$

ここで,  
 $dRdV = 0$  : パラシュート開傘後飛行距離の飛行速度による変化率  
 $Ve_{nom} = 85m/s$  : 基準軌道上でノミナル飛行速度

3.8 迎角リミッタ

・  $\alpha_{\max}(\text{DP}, M, az)$

$$\alpha_{\max}(\text{DP}, M) = \min\{\alpha_{\max1}, \alpha_{\max\text{FF}}(M, \text{DP}) + \alpha_{\max\text{FB}}(az, M, \text{DP})\} \text{ (rad)}$$

ただし

$$\alpha_{\max1} = 0.2094 \text{ (=12deg)} \text{ (帰投フェーズ)}$$
$$0.2618 \text{ (=15deg)} \text{ (その他のフェーズ)}$$
$$\alpha_{\max\text{FF}}(M, \text{DP}, nz \text{ lim FF}) = -\{nz \text{ lim FF} \cdot m \cdot g_0 / (\text{DP} \cdot S) + CZ_0(M)\} / CZ_{\alpha}(M)$$
$$\alpha_{\max\text{FB}}(az, M, \text{DP}) = Kaz(M, \text{DP}) \cdot (az + nz \text{ lim FB} \cdot g_0)$$
$$Kaz(M, \text{DP}) = -m / (\text{DP} \cdot S) / CZ_{\alpha}(M)$$

ここで、 $CZ_{\alpha}$ 及び $CZ_0$ は表の係数をマッハ数で線形補間することにより求める

揚力係数の近似曲線係数

マッハ数	$CZ_{\alpha}(\text{/rad})$	$CZ_0$
0.00	-2.6439	0.015028
0.10	-2.6439	0.015028
0.20	-2.6439	0.015028
0.30	-2.6439	0.015028
0.40	-2.6439	0.015028
0.50	-2.6673	0.016557
0.60	-2.7147	0.019753
0.70	-2.7894	0.016647
0.80	-2.8670	0.014095
0.95	-2.9845	-0.017158
1.05	-2.7179	-0.049975
1.10	-2.6490	-0.040120
1.20	-2.5301	-0.031841

・  $\alpha_{\min}$

$$\alpha_{\min} = \alpha_{\min1} \text{ (rad)}$$

ただし

$$\alpha_{\min1} = 0.0524 \text{ (=3deg)} \text{ (帰投フェーズ M0.75 以下)}$$
$$\alpha_{\min1} = 0.0349 \text{ (=2deg)} \text{ (それ以外)}$$

### 3.9 縦系ゲイン

(軌道投入フェーズ)

- 目標マッハ数 0.8

$$K_M = -0.26 \quad g_M = 0.0$$

$$K_\gamma = 4.5E-2 \quad g_\gamma = 0.0$$

- 目標マッハ数 0.9

$$K_M = -0.22 \quad g_M = 0.0$$

$$K_g = 8.0E-2 \quad g_\gamma = 0.0$$

- 目標マッハ数 0.95

$$K_M = -0.22 \quad g_M = 0.0$$

$$K_g = 8.0E-2 \quad g_\gamma = 0.0$$

- 目標マッハ数 1.05

$$K_M = -0.22 \quad g_M = 0.0$$

$$K_\gamma = 8.0E-2 \quad g_\gamma = 0.0$$

- 目標マッハ数 1.1

$$K_M = -0.17 \quad g_M = 0.0$$

$$K_g = 0.1 \quad g_\gamma = 0.0$$

- 目標マッハ数 1.2

$$K_M = -0.17 \quad g_M = -0.1$$

$$K_\gamma = 0.1 \quad g_\gamma = 0.0$$

(マッハ数保持フェーズ)

- 目標マッハ数 0.8

$$K_M = 0.0 \quad g_M = 0.0$$

$$K_\gamma = 0.0 \quad g_\gamma = 0.0$$

- 目標マッハ数 0.9

$$K_M = 0.0 \quad g_M = 0.0$$

$$K_g = 0.0 \quad g_\gamma = 0.0$$

- 目標マッハ数 0.95

$$K_M = 0.0 \quad g_M = 0.0$$

$$K_g = 0.0 \quad g_\gamma = 0.0$$

- 目標マッハ数 1.05

$$K_M = 0.0 \quad g_M = 0.0$$

$$K_\gamma = 0.0 \quad g_\gamma = 0.0$$

- ・ 目標マッハ数 1.1

$$K_M = 0.0 \quad g_M = 0.0$$

$$K_g = 0.0 \quad g_\gamma = 0.0$$

- ・ 目標マッハ数 1.2

$$K_M = 0.0 \quad g_M = 0.0$$

$$K_\gamma = 0.0 \quad g_\gamma = 0.0$$

(帰投フェーズ)

以下の通りマッハ数スケジュールとする．各スケジュールマッハ数間は直線補間．ただしマッハ数 0.4 以下及び 0.8 以上は一定．

スケジュールマッハ数	0.4	0.6	0.8
$K_H$	1.1e-3	0.6e-3	1.0e-4
$K_{\dot{H}}$	8.0e-3	4.95e-3	1.9e-3

3.10 横・方向系ゲイン

(帰投フェーズ)

$K_y = 9.630e-4$

$K_{\dot{y}} = -1.431e-2$

$K_r = -\{(V_e \cdot \cos \gamma_{ref}/r_0)^2 - \omega_n^2\} \cdot \cos^2 \sigma_{nom} / (g_0 \cdot \cos \gamma_{ref}) \times factKr^2$

$K_{\dot{r}} = 2.0 \omega_n \zeta \cdot \cos^2 \sigma_{nom} / (g_0 \cdot \cos \gamma_{ref}) \times factK_{\dot{r}}$

ここで  $\omega_n = 0.2$        $\zeta = 0.8$

3.11  $H_{GND}$

$H_{GND} = H_{GND}(X, Y)$

(3.0 の表のポイントのうち，現在位置からの平面距離が最小のポイントの高度を出力)

3.12 初期目標点選択のためのエリアデータ

エリア	Nvertex	I	Xvertex(I) [m]	Yvertex(I) [m]
1	7	1	-27725	11817
		2	-47049	14517
		3	-44831	22315
		4	-40472	29152
		5	-34336	34453
		6	-21465	22195
		7	-27725	11817
2	8	1	-66036	17050



		2	-64640	30333
		3	-58370	42127
		4	-48138	50712
		5	-35435	54839
		6	-24000	24000
		7	-45500	14300
		8	-66036	17050
3	5	1	-37247	54569
		2	-21229	53659
		3	-21000	39000
		4	-26700	28000
		5	-37247	54569
4	4	1	-14572	56196
		2	1554.0	60292
		3	1500.0	43900
		4	-14572	56196

4. 制御系

表 4 A 制御系内部変数

記号	名称	単位	備考
Cphase	制御フェーズフラグ		0:操舵開始前（初期値） 1:通常操舵 2:縦操舵終了 3:横/方向操舵終了
a y <sub>c</sub>	横加速度コマンド	m/s <sup>2</sup>	≡0
INTlat	バンク角誤差積分値初期化フラグ		4.2 項
INTlon	ピッチ角誤差積分値初期化フラグ		4.1 項
ISDLlon	縦ゲインスケジュールフラグ		0～4（初期値 0）
ISDLlat	横/方向ゲインスケジュールフラグ		0～5（初期値 0）
Klat	縦系 制御ゲイン行列		4.2 項
Klon	横/方向系 制御ゲイン行列		4.1 項
KDPlat	横/方向系動圧補償ゲイン		4.2 項
KDPlon	縦系動圧補償ゲイン		4.1 項
TCNT	秒時カウンタ	s	初期値は 0 とする
XI $\Theta$	ピッチ角誤差積分値	rad・s	
XI $\Phi$	バンク角誤差積分値	rad・s	
XIay	横加速度誤差積分値	m/s	
$\delta a c$	エルロンコマンド	rad	右エレボン下げ正
$\delta a cp$	エルロンコマンド 前回値	rad	
$\delta e c$	エレベータコマンド	rad	
$\delta e cp$	エレベータコマンド 前回値	rad	
$\delta e TRIM$	釣り合いエレベータ角	rad	4.5 項
$\delta r c$	ラダーコマンド	rad	
$\delta r cp$	ラダーコマンド 前回値	rad	
$\Delta az$	垂直加速度フィードバック補正值	m/s <sup>2</sup>	

表 4B 制御系内部定数

記号	名称	値	単位	備考
ay_int max	横加速度誤差積分器 容量リミット値	21.9	m/s	
DP <sub>0</sub>	動圧補償用基準動圧	4, 000	Pa	
DP <sub>CGlom</sub>	縦系ゲイン切り替え動圧	6 00.0	Pa	
DP <sub>CGlat</sub>	横/方向系ゲイン切り替え動圧	4000.0	Pa	
M <sub>CGlon</sub>	縦系ゲイン切り替えマッハ数	0.9	-	
M <sub>CGlat</sub>	横/方向系ゲイン切り替えマッハ数	0.75	-	
Tdelay4	ドローグシュート拘束解除 回収系作動後時間	TBD	s	
Tstart	制御開始 分離後時間	1.0	s	
Δtc	制御計算周期	0.0125	s	
δ a max	エルロンコマンド リミット値	±0.1745	rad	±10 deg
$\dot{\delta} a$ max	エルロンコマンド レートリミット値	1.2217	rad/s	70 deg/s
δ e max, δ e min	エレベータコマンド リミット値	±0.3491	rad	±20 deg
$\dot{\delta} e$ max	エレベータコマンド レートリミット値	1.2217	rad/s	70 deg/s
δ e0	エレベータ基準位置	0.1396	rad	8.0deg
δ ev max, δ ev min	エレボン舵角コマンド リミット値	±0.3491	rad	±20 deg
δ r max	ラダーコマンド リミット値	±0.3491	rad	±20 deg
$\dot{\delta} r$ max	ラダーコマンド レートリミット値	1.2217	rad/s	70 deg/s
δ e INI	初期エレベータ角	0.1449	rad	8.3deg
$\dot{\Theta} c$ min, $\dot{\Theta} c$ max	ピッチコマンド レートリミット値	TBD	rad/s	現状リミットなし
$\Theta$ _int max, $\Theta$ _int min	ピッチ角誤差積分器 容量リミット値	1.30 -1.60	rad・s	
$\dot{\Phi} c$ max	ロールコマンド レートリミット値	TBD	rad/s	現状リミットなし
$\Phi$ _int max	ロール角誤差積分器 容量リミット値	6.10	rad・s	
DP <sub>φ</sub> int_str	ロール角コマンド誤差積分開始動圧	400	Pa	

4.1 縦制御則 スケジュールゲイン生成機能

・  $K_{lon}(1 \times 5)$ の成分は  $[K_{\theta c}, KI_{\theta}, K_{\theta}, K_q, K_{az}]$

(0) ISDLlon=0 制御開始前 (TCNT<Tstart)

$K_{lon}$  の全ての成分は 0,  $KDP_{lon}$  は 1

(1) ISDLlon=1 亜音速, 低動圧領域

動圧補償は使用せず, 動圧により線形にスケジュール. 100Pa 以下は固定ゲイン.

	DP=100[Pa]	DP=1000[Pa]
$K_{\theta c}$	-8.0803	-2.4503
$KI_{\theta}$	0.5095	0.4885
$K_{\theta}$	8.0803	2.4503
$K_q$	3.9262	0.5589
$K_{az}$	0.1294	0.0246
$KDP_{lon}$	1	

(2) ISDLlon=2 亜音速, 高動圧領域

動圧補償+固定ゲイン.

$K_{\theta c}$	-0.7727
$KI_{\theta}$	0.1481
$K_{\theta}$	0.8585
$K_q$	0.3000
$K_{az}$	-0.00072
$KDP_{lon}$	DP0/DP

(3) ISDLlon=3 遷超音速領域

動圧補償+マッハ数線形スケジュール. M1.1 以上では動圧補償+固定ゲイン.

	M=0.9	M=1.1
$K_{\theta c}$	-0.3457	-1.0607
$KI_{\theta}$	0.0379	0.8954
$K_{\theta}$	0.3457	1.0607
$K_q$	0.1374	0.2458
$K_{az}$	-0.0006	0.0063
$KDP_{lon}$	DP0/DP	

(4) ISDLlon=4 パラシュート開傘時縦制御

(5) ISDLlon=5 縦制御終了後

Klon の全ての成分は 0, KDPlon は 1

・ピッチ角誤差積分値初期化フラグ

ISDLlon が前ステップから変化した場合 INTlon = 1

変化しなかった場合 INTlon = 0

なお INTlon の初期値は 0 とする

4.2 横/方向制御則 スケジュールゲイン生成機能

・ Klat(2×6) の成分は以下のとおり

	$\int (\phi - \phi_c)dt$	$\int (a_y - a_{yc})dt$	$\phi - \phi_c$	$a_y - a_{yc}$	p	R
$\delta a$	K11	K12	K13	K14	K15	K16
$\delta r$	K21	K22	K23	K24	K25	K26

(0) ISDLlat = 0 制御開始前 (TCNT < Tstart)

Klat の全ての成分は 0, KDPlat は 1

(1) ISDLlat = 1 初期方位角制御用

上限付き動圧補償+固定ゲイン

	KI $\phi$	KI <sub>ay</sub>	K $\phi$	Kay	Kp	Kr	KDP
$\delta a$	0.0192	-0.0005	0.0622	0.0151	0.0190	-0.0037	DP0/max(DP, 500)
$\delta r$	0.0033	0.0071	-0.0055	0.0052	-0.0172	0.2333	

(2) ISDLlat = 2 亜音速, 低動圧領域

上限付き動圧補償+固定ゲイン

	KI $\phi$	KI <sub>ay</sub>	K $\phi$	Kay	Kp	Kr	KDP
$\delta a$	0.0114	-0.0003	0.0320	0.00558	0.0117	0.0422	DP0/max(DP, 500)
$\delta r$	-0.0141	0.0027	-0.0563	0.0009	-0.0518	0.2263	

(3) ISDLlat = 3 亜音速領域

動圧補償+固定ゲイン

	KI $\phi$	KI <sub>ay</sub>	K $\phi$	Kay	Kp	Kr	KDP
$\delta a$	0.0196	-0.0040	0.0538	0.0075	0.0218	0.0973	DP0/DP
$\delta r$	-0.0241	0.0210	-0.0366	-0.0018	-0.0409	0.2488	

(4) ISDLlat = 4 遷超音速領域

動圧補償+マッハ数線形スケジュール。M1.1 以上では動圧補償+固定ゲイン

		KI $\phi$	KI <sub>ay</sub>	K $\phi$	Kay	Kp	Kr	KDP
M0.9	$\delta a$	0.0260	-0.0017	0.0368	0.0027	0.0196	0.1278	DP0/DP
	$\delta r$	-0.0089	0.0038	-0.0059	0.0050	0.0052	0.2474	
M1.1	$\delta a$	0.0260	-0.0017	0.0368	0.0030	0.0176	0.1598	
	$\delta r$	-0.0089	0.0038	-0.0059	0.0050	0.0052	0.1979	

(5) ISDLlat=5 横/方向制御終了後

Klat の全ての成分は 0, KDP<sub>lat</sub> は 1

・バンク角誤差積分値初期化フラグ

ISDLlat が前ステップから変化した場合      INTlat = 1

変化しなかった場合      INTlat = 0

なお INTlat の初期値は 0 とする

4.3 縦制御則 積分器初期化機能

初期化フラグ INTlon が立っている場合 (INTlon=1) に以下の処理を行う

$$XI \theta = \{ (\delta_{\text{ecp}} - \delta_{\text{etrim}}) / KDPlon - K_{\theta} \cdot \theta - K_{\text{az}} \cdot \Delta \text{az} - K_{\theta c} \cdot \theta c - K_q \cdot q \} / KI \theta$$
  
(XI θ : 積分器の出力, i.e.内部状態量)

4.4 横/方向制御則 積分器初期化機能

初期化フラグ INTlat が立っている場合 (INTlat=1) に以下の処理を行う

$$\begin{bmatrix} XI \phi \\ XI \lambda \end{bmatrix} = \frac{1}{K_{11} \cdot K_{22} - K_{12} \cdot K_{21}} \begin{bmatrix} K_{22} & -K_{12} \\ -K_{21} & K_{11} \end{bmatrix} \left[ \frac{1}{KDPlat} \begin{bmatrix} \delta_{\text{acp}} \\ \delta_{\text{rcp}} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} K_{13} & K_{14} & K_{15} & K_{16} \\ K_{23} & K_{24} & K_{25} & K_{26} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi - \phi_c \\ \text{ay} - \text{ayc} \\ p \\ r \end{bmatrix} \right]$$

4.5 釣り合いエレベータ角

表に無い点の釣り合いエレベータ舵角を求める際には、その点を挟む点を用いて線形補間により求めること。

$\alpha \backslash M$	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0	1.1	1.2	1.3
0.0	5.81	5.87	5.99	6.52	6.98	7.88	13.02	9.97	7.37	5.07
1.0	5.86	5.95	6.13	6.70	7.21	7.88	12.66	8.97	5.98	3.64
2.0	6.31	6.36	6.44	6.89	7.30	7.89	12.18	8.00	4.63	2.36
3.0	6.55	6.60	6.70	7.14	7.55	7.87	11.12	6.80	3.46	1.18
4.0	6.85	6.91	7.03	7.44	7.82	8.17	10.36	6.07	2.16	-0.17
5.0	7.31	7.33	7.36	7.67	7.96	8.24	9.55	5.04	1.03	-1.56
6.0	7.64	7.64	7.62	7.85	8.05	8.38	8.86	3.92	0.14	-2.82
7.0	7.99	7.94	7.85	8.04	8.22	7.92	7.94	3.18	-0.94	-3.99
8.0	7.98	7.94	7.85	8.03	8.20	7.65	7.09	2.26	-2.27	-5.36
9.0	8.30	8.21	8.05	8.05	8.05	7.40	6.28	1.42	-2.93	-6.15
10.0	8.33	8.24	8.06	8.01	7.96	7.42	5.58	1.01	-4.26	-7.32
11.0	8.36	8.25	8.03	7.91	7.80	7.12	4.77	0.55	-5.33	-8.22
12.0	8.41	8.28	8.05	7.87	7.70	6.80	3.68	-0.75	-5.96	-8.74
13.0	8.14	8.03	7.80	7.54	7.29	6.61	2.33	-2.11	-7.09	-9.50
14.0	7.80	7.73	7.58	7.33	7.09	6.51	1.47	-3.02	-7.42	-9.61
15.0	7.39	7.39	7.39	7.27	7.15	5.98	0.47	-3.78	-7.60	-9.66

(単位 : deg, 表の範囲外については外挿せず境界の値を保持するものとする。)



## 5. デジタルフィルタ係数マトリクス

### 5.1 構造連成フィルタ

- ・エレベータ

$$\begin{array}{c|c} A & B \\ \hline C & D \end{array} = \begin{array}{c|cc} 0.3529 & -0.3859 & 2.1701 \\ 0.3859 & 0.8899 & 0.6190 \\ \hline 0.0279 & 0.1642 & 0.0764 \end{array}$$

- ・エルロン, ラダー

$$\begin{array}{c|c} A & B \\ \hline C & D \end{array} = \begin{array}{c|cc} 0.8717 & 0.4084 & 0.1849 \\ -0.4084 & 0.3000 & 0.5886 \\ \hline 0.6021 & 0.1348 & 0.1322 \end{array}$$

### 5.2 航法データ用ノイズフィルタ

$$\begin{array}{c|c} A & B \\ \hline C & D \end{array} = \begin{array}{c|cc} 0.9753 & 0.0247 & \\ 1.0000 & 0.0000 & \end{array}$$

### 5.3 加速度用ノイズフィルタ

$$\begin{array}{c|c} A & B \\ \hline C & D \end{array} = \begin{array}{c|cc} 0.8825 & 0.1175 & \\ 1.0000 & 0.0000 & \end{array}$$

6. 外部コマンド生成系

表 6A 外部コマンド生成系内部変数

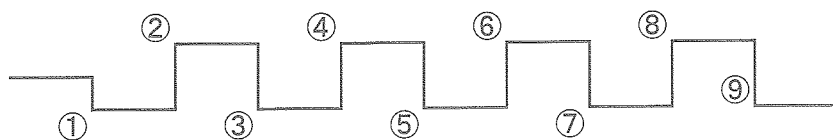
記号	名称	単位	備考
Iex	加振可能フラグ	—	
Tex	加振時間カウンタ	sec	
Tex5	To 設定用時間カウンタ	sec	
To	加振開始時刻パラメタ	sec	

表 6B 外部コマンド生成系内部定数

記号	名称	値	単位	備考
$\Delta T$	サンプリング時間	0.0125	sec	
$T_{1\delta e3}$	エレベータ加振開始時刻パラメタ(フェーズ 3)	5	sec	
$T_{1\delta e5}$	エレベータ加振開始時刻パラメタ(フェーズ 5)	35	sec	
$T_{1\delta a}$	エルロン加振開始時刻パラメタ	5	sec	
$T_{1\delta r}$	ラダー加振開始時刻パラメタ	20	sec	
$T_{01}$	第 1 舵加振終了時刻パラメタ(フェーズ 5)	15	sec	
$T_{02}$	第 2 舵加振終了時刻パラメタ(フェーズ 5)	30	sec	
$T_{mgn1}$	旋回開始までの時間余裕パラメタ	10	sec	
$T_{mgn2}$	シュート開傘までの時間余裕パラメタ	10	sec	
	加振パターンを定義するパラメタについては本文中に記載			

## (1) 加振パターン

以下のような矩形の操舵パターンを用いる。 パラメタとしては基本周期  $T$ ，振幅  $A$ ，加振継続時間  $T_f$  を指定し， $T_f$  を超えた時点で打ち切って操舵を 0 に戻す。



点番号	時刻
[1]	0 T
[2]	2 T
[3]	4 T
[4]	6 T
[5]	9 T
[6]	10 T
[7]	13 T
[8]	14 T
[9]	15 T
[10]	17 T
[11]	18 T
[12]	19 T
[13]	21 T
[14]	24 T
[15]	26 T
[16]	27 T
[17]	31 T
[18]	32 T
[19]	34 T
[20]	35 T
[21]	36 T
[22]	37 T
[23]	39 T
[24]	40 T
[25]	42 T
[26]	44 T
[27]	45 T
[28]	47 T
[29]	48 T
[30]	51 T

## (2) 加振パターン定義パラメタの設定

	エレベータ				エルロン	ラダー
	Gphase=3				Gphase=5	Gphase=5
	M1.2	M1.05	M0.95	M0.8		
振幅A[deg]	2	2	2	2	2	3
基本周期T[sec]	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	1.9
継続時間Tf[sec]	7.5	7.5	7.5	7.5	7.5	7.5

HOPE-X 高速飛行実証 フェーズⅡ

誘導制御系 ブロック図

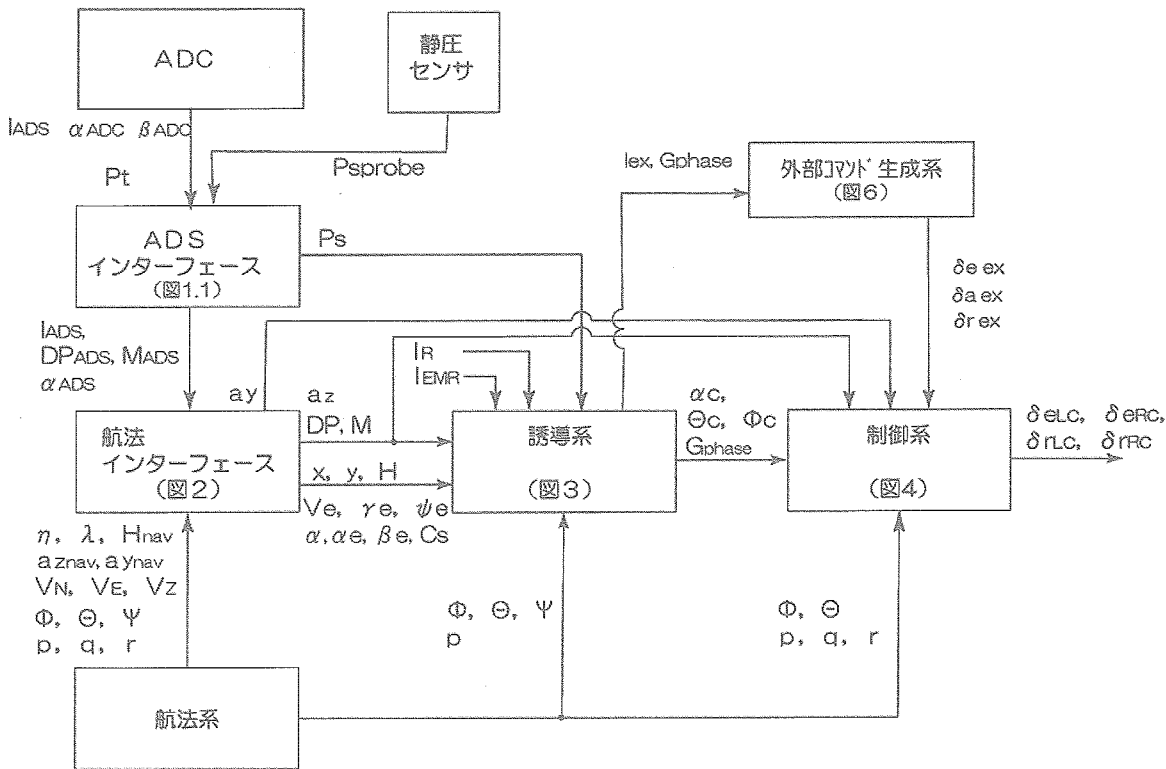


図1 航法誘導制御系全体図

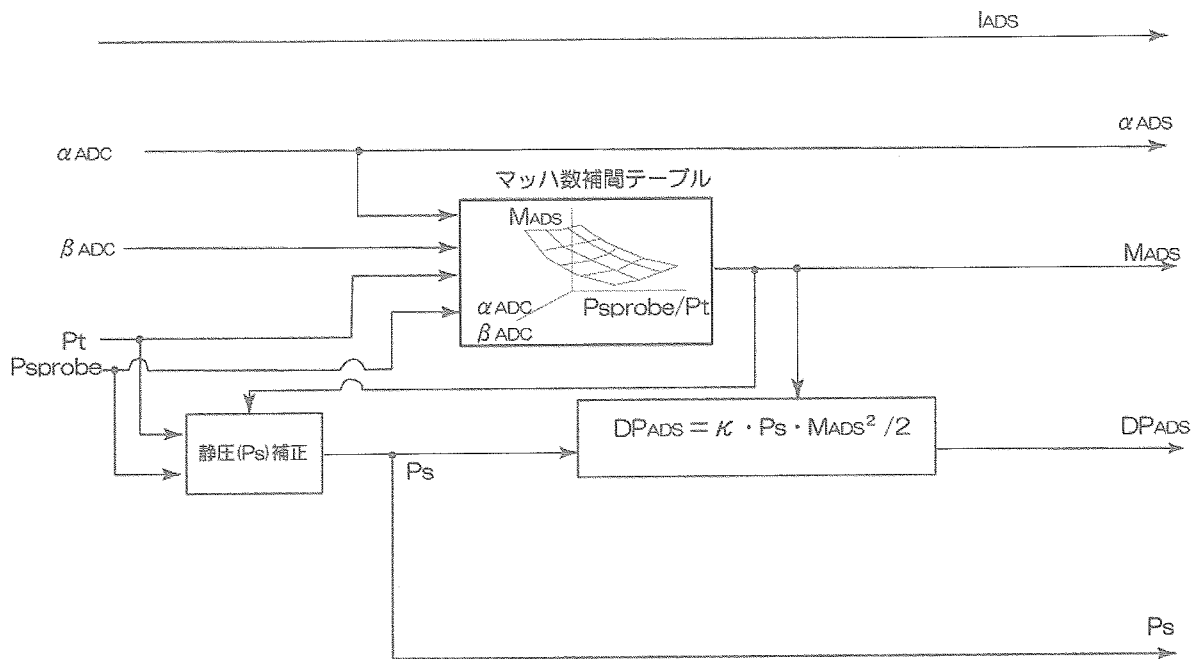


図 1.1 ADSインターフェース (参考)

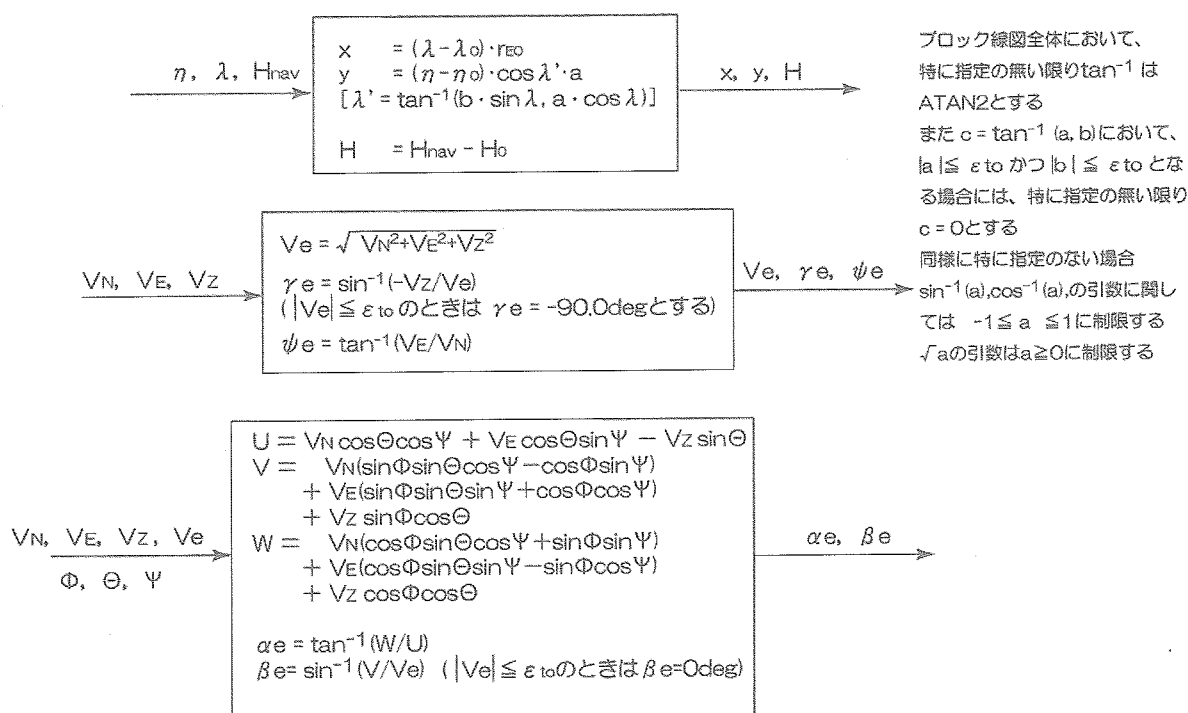


図2 航法インターフェース

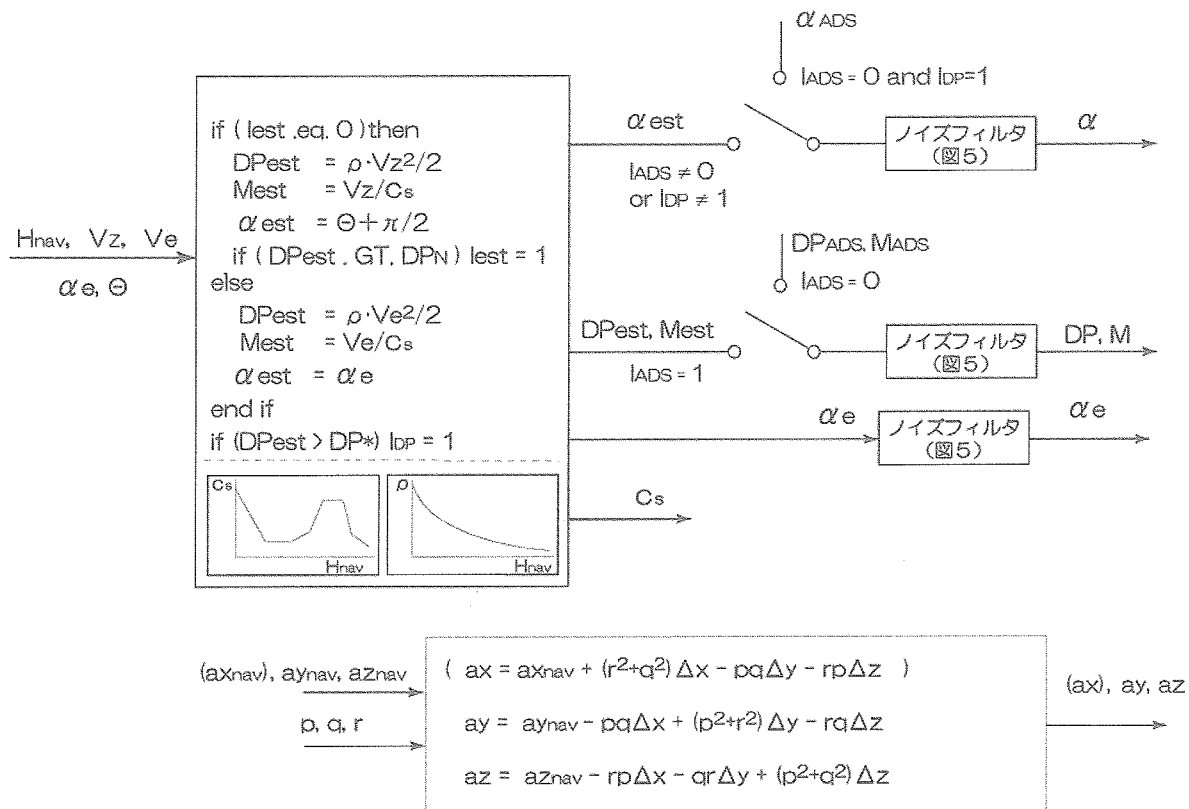
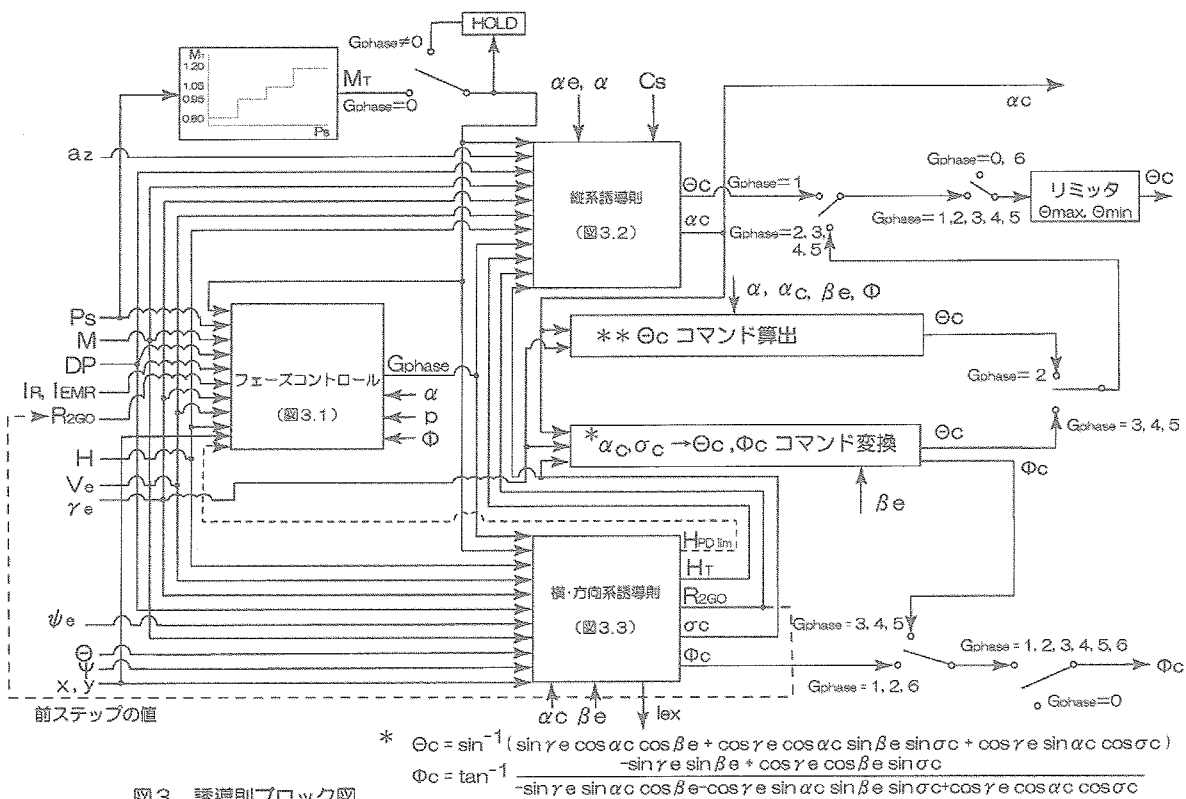


図2.1 航法インターフェース(つづき)



\*\*  $\Theta_c$  算出式

```

if  $|\tan\Phi| \leq \varepsilon_{10}$  then
    tempd =  $\tan\gamma_e * \tan\beta_e$ 
     $\sigma_c = \sin^{-1}(\text{tempd})$ 
     $\Theta_c = \sin^{-1}(\sin\gamma_e * \cos\alpha_c * \cos\beta_e + \cos\gamma_e * \cos\alpha_c * \sin\beta_e * \sin\sigma_c + \cos\gamma_e * \sin\alpha_c * \cos\sigma_c)$ 
elseif  $|\cos\gamma_e| \leq \varepsilon_{10}$  then
     $\Theta_c = \sin^{-1}(\sin\gamma_e * \cos\alpha_c * \cos\beta_e)$ 
else
    tempb =  $\sin\gamma_e * (\tan\Phi * \sin\alpha * \cos\beta_e - \sin\beta_e) / \tan\Phi / \cos\gamma_e / \cos\alpha$ 
    tempa =  $(\tan\Phi * \sin\alpha * \sin\beta_e + \cos\beta_e) / \tan\Phi / \cos\alpha$ 
    tempc =  $\text{tempa}^2 - \text{tempb}^2 + 1.0$ 

    tempc < 0.0 のとき
        tempc = 0.0
         $\sigma_c = 0.0$ 
    tempc  $\geq 0.0$  のとき
         $\sigma_c = \sin^{-1}((-tempa * \text{tempb} - \sqrt{\text{tempc}}) / (\text{tempa}^2 + 1.0))$ 
     $\Theta_c = \sin^{-1}(\sin\gamma_e * \cos\alpha_c * \cos\beta_e + \cos\gamma_e * \cos\alpha_c * \sin\beta_e * \sin\sigma_c + \cos\gamma_e * \sin\alpha_c * \cos\sigma_c)$ 
end if

```

図3 誘導則ブロック図 (つづき)

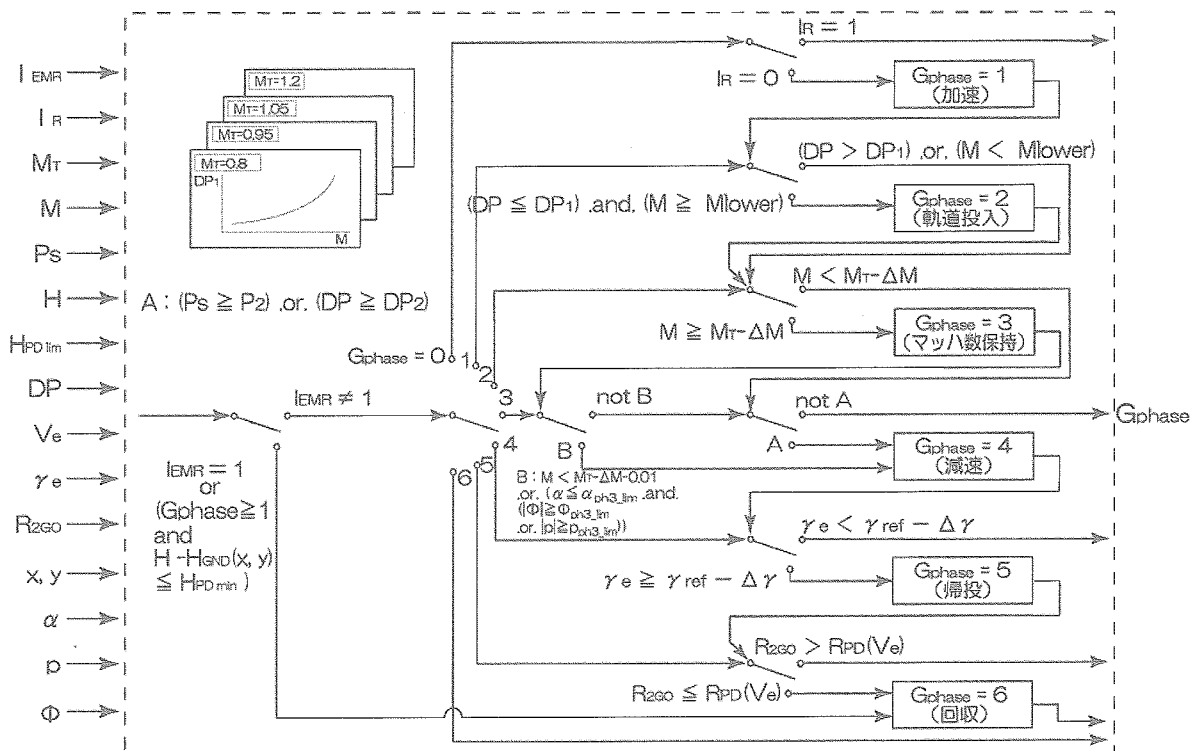


図3.1 フェーズコントロール

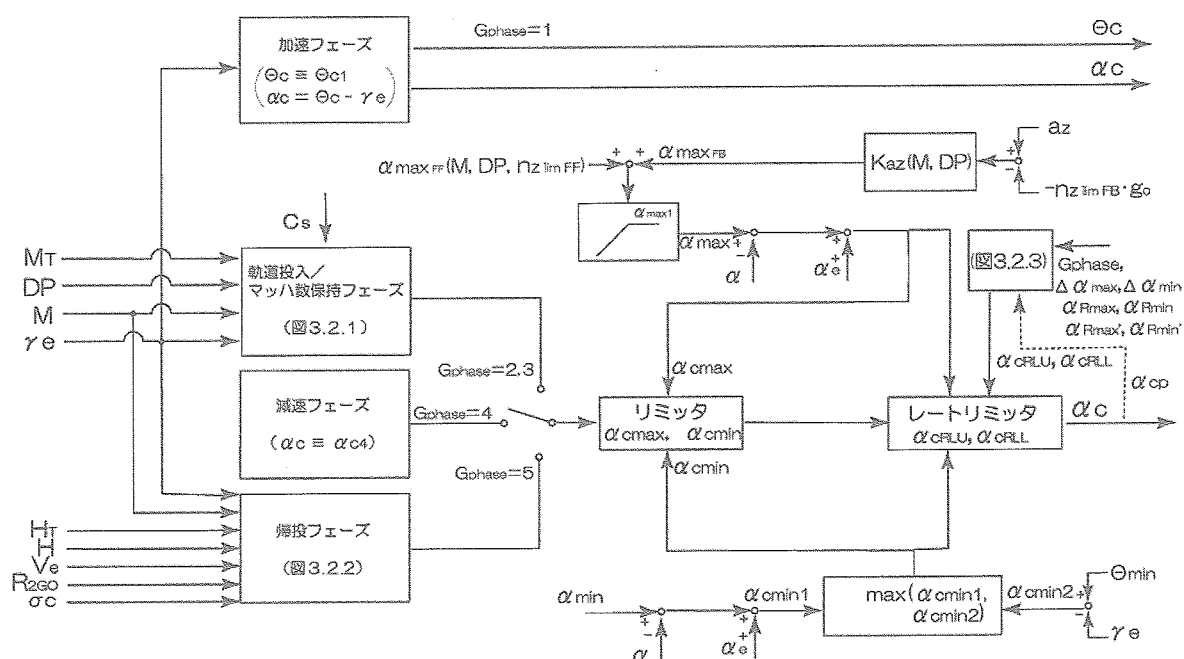


圖 3.2 縱系誘導則

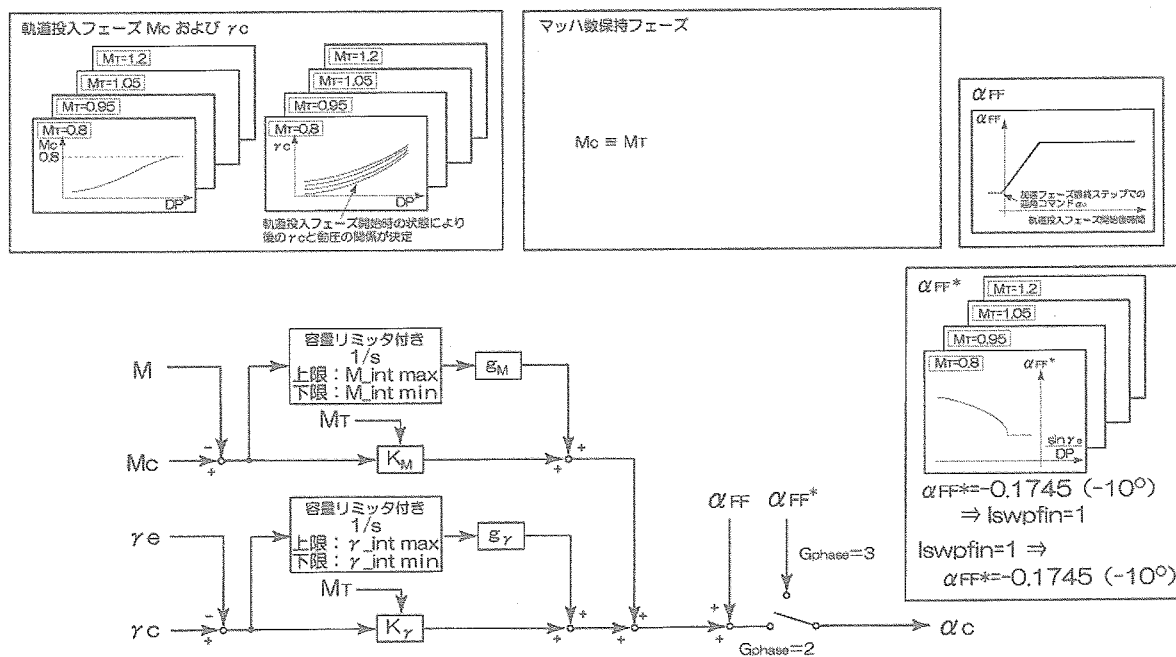


図3.2.1 軌道投入，マッハ数保持フェーズ 縦系誘導則



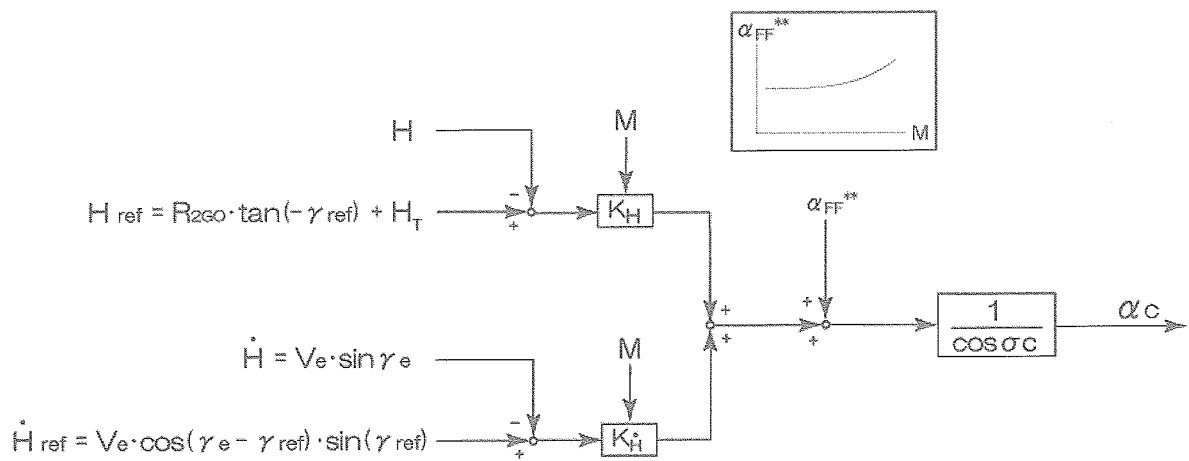


図3.2.2 帰投フェーズ 縦系誘導則

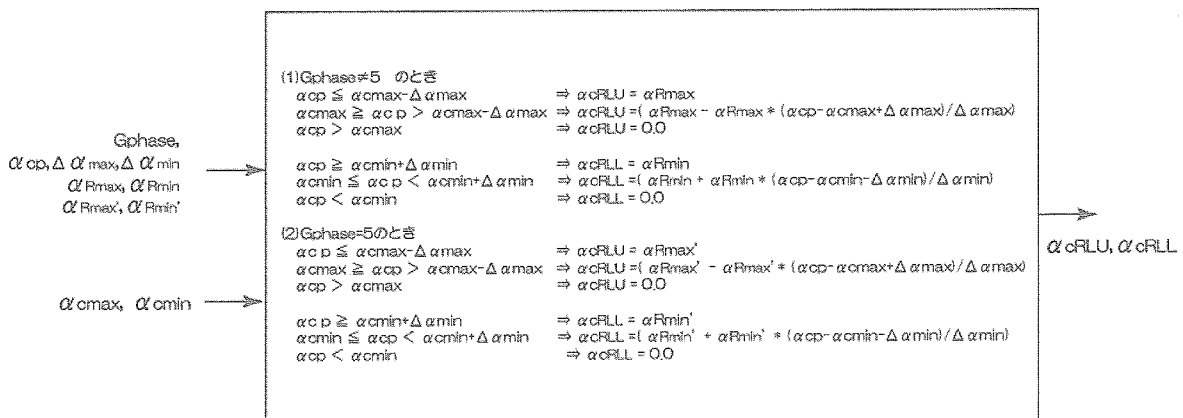


図3.2.3 迎角レートリミット値計算

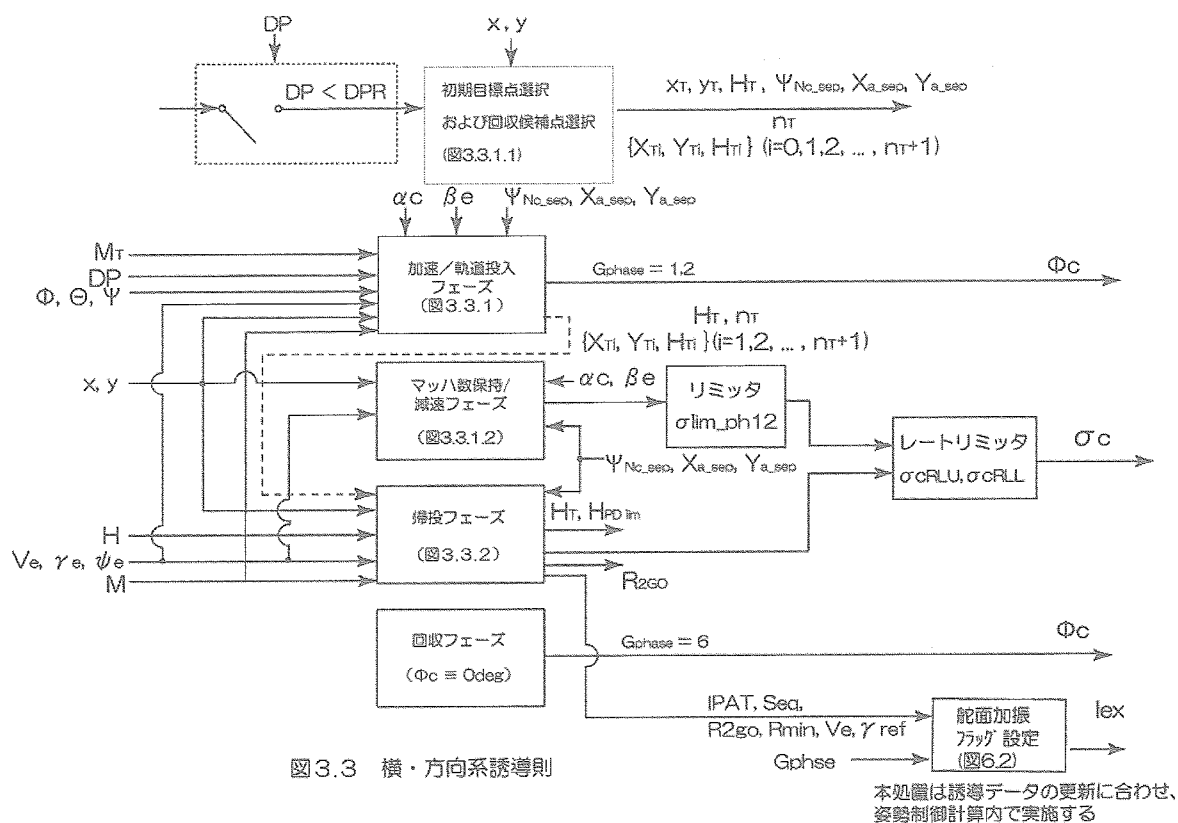


圖3.3 權・方向系誘導則

本処置は誘導データの更新に合わせ、  
姿勢制御計算内で実施する

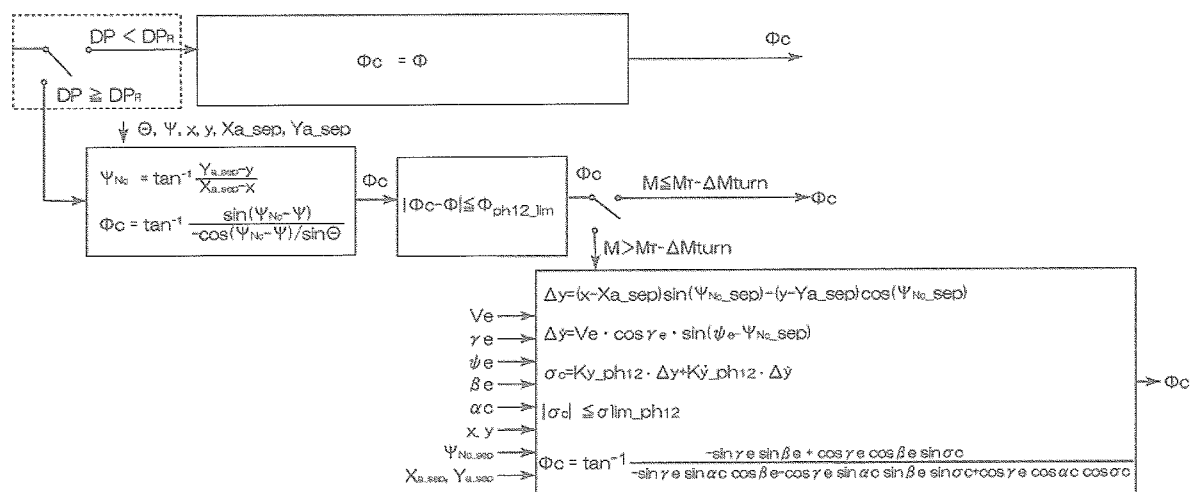


図3.3.1 加速、軌道投入フェーズ 横・方向系誘導則



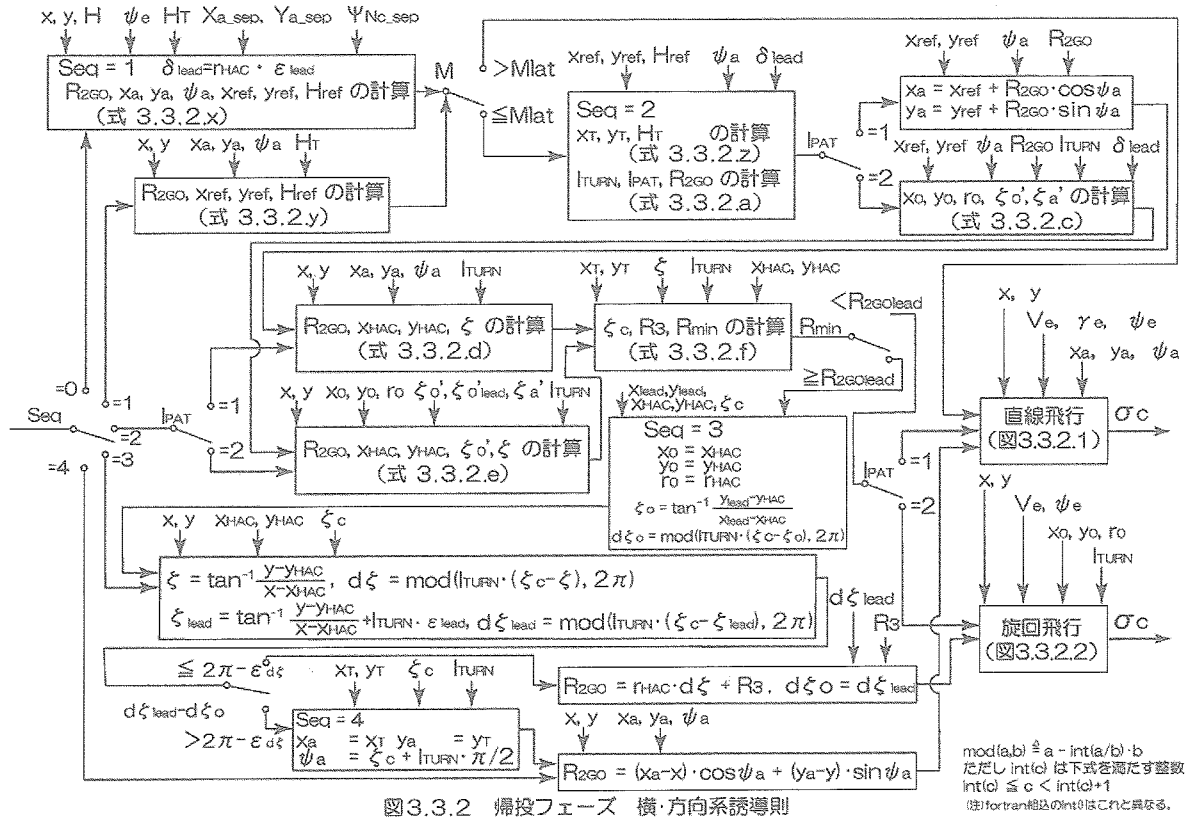


図3.3.2 帰投フェーズ 横・方向系誘導則

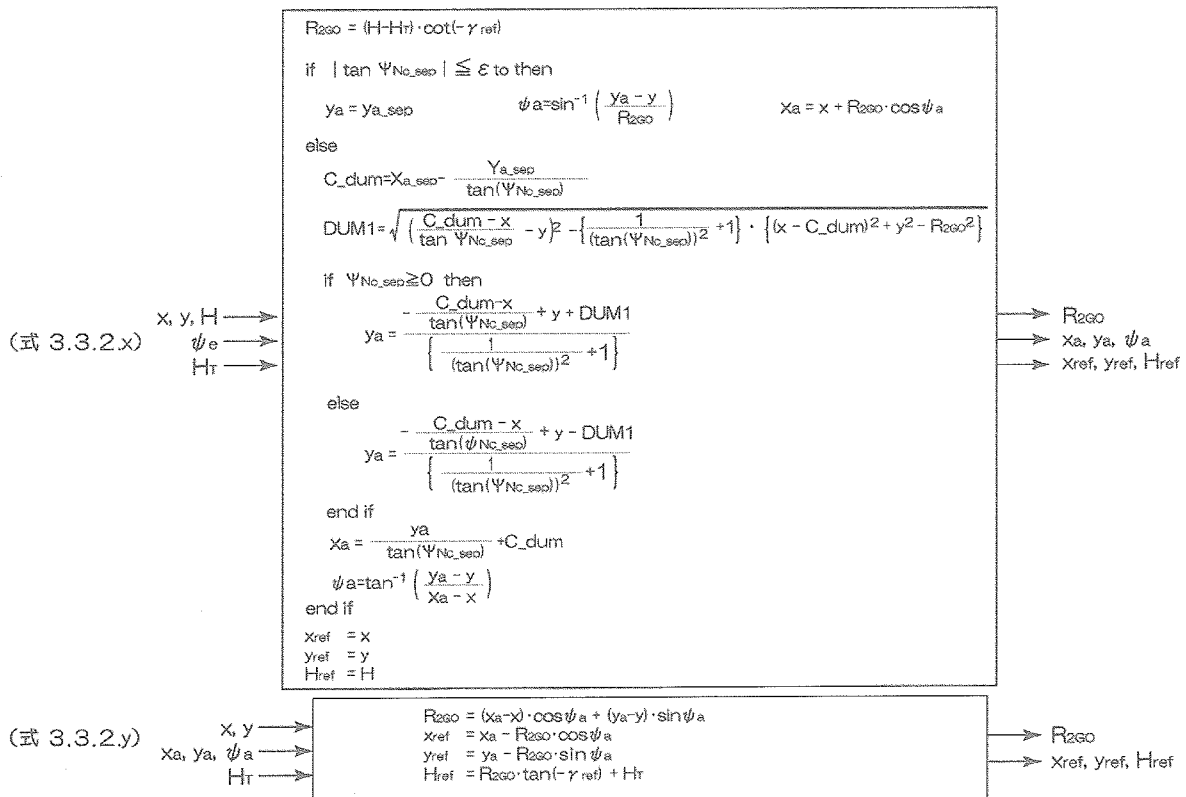


図3.3.2 (続き) 帰投フェーズ 横・方向系誘導則 計算式(その1)

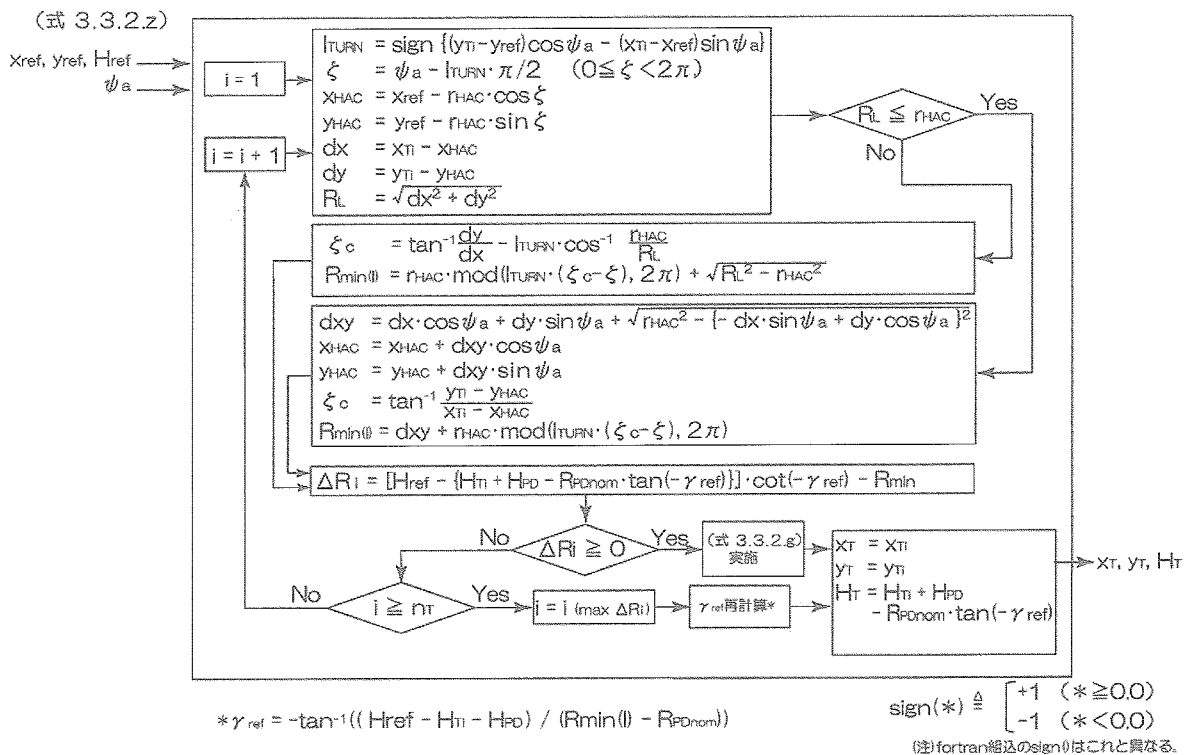
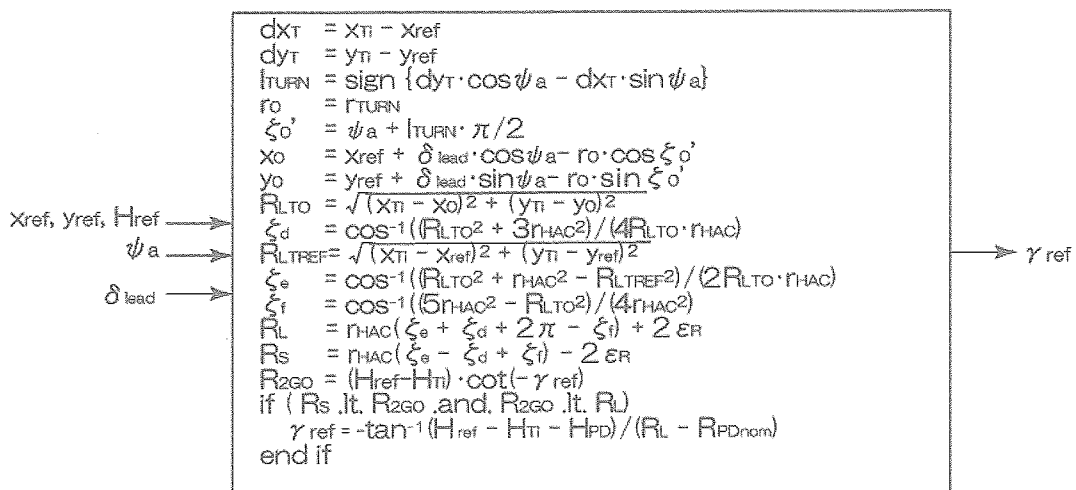


図 3.3.2 (続き) 帰投フェーズ 横・方向系誘導則 計算式 (その2)

(式 3.3.2.g)



注:  $\xi_d$ ,  $\xi_e$ ,  $\xi_f$ を計算する際、 $\cos^{-1}$ の引数がドメイン・エラーとなる場合には、本計算式を終了し $\gamma_{ref}$ の変更は行わない

図 3.3.2 (続き) 帰投フェーズ 横・方向系誘導則 計算式 (その3)

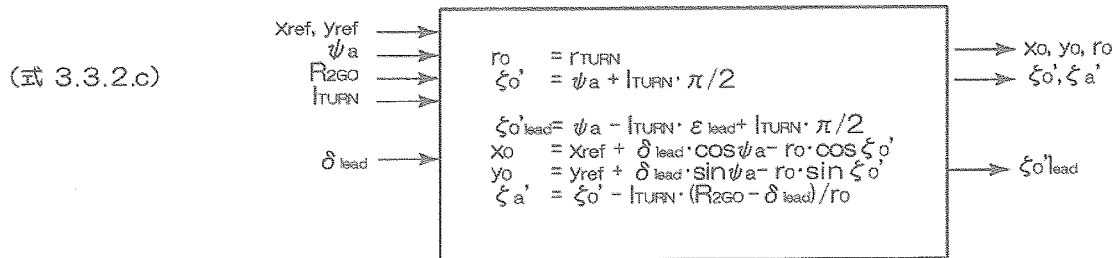
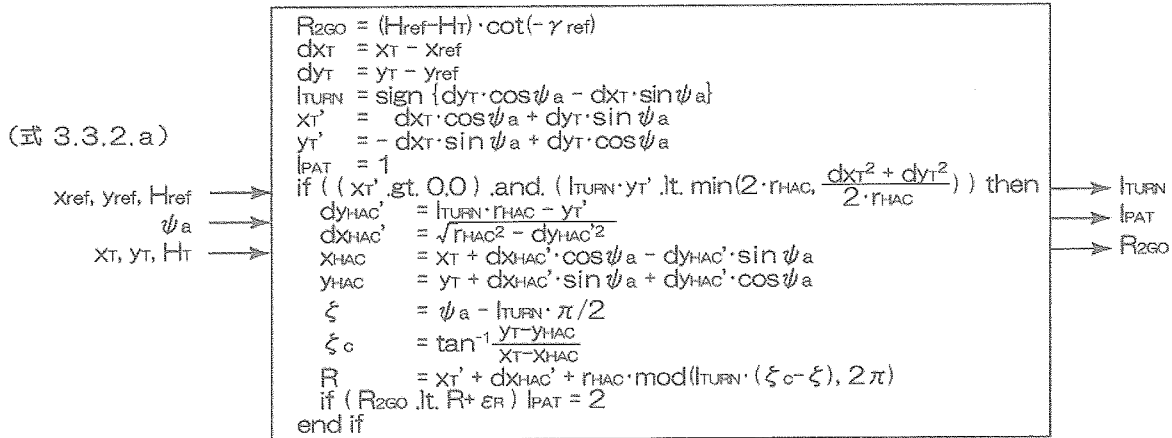


図3.3.2 (続き) 帰投フェーズ 横・方向系誘導則 計算式 (その4)

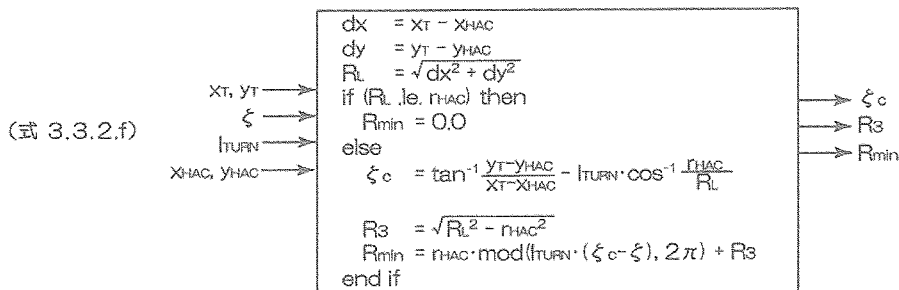
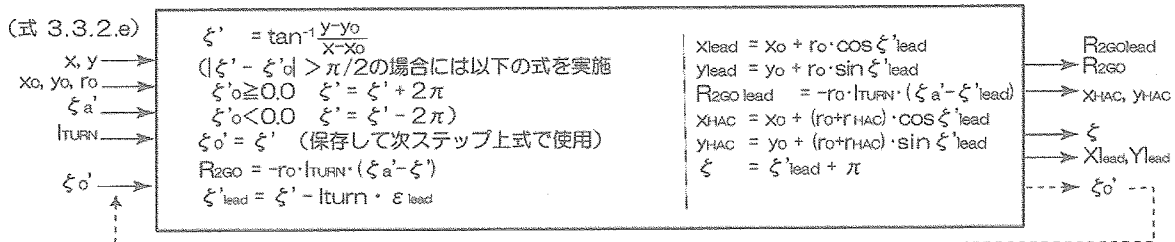
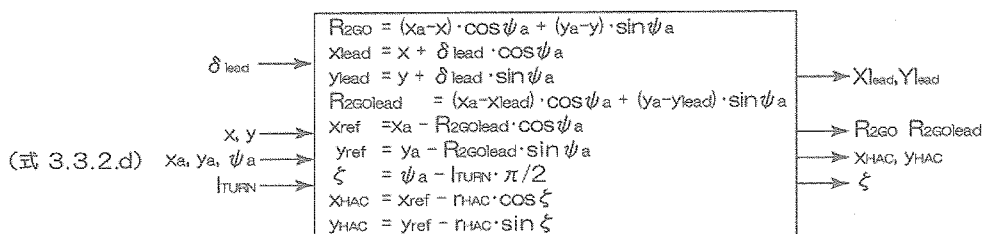


図3.3.2 (続き) 帰投フェーズ 横・方向系誘導則 計算式 (その5)

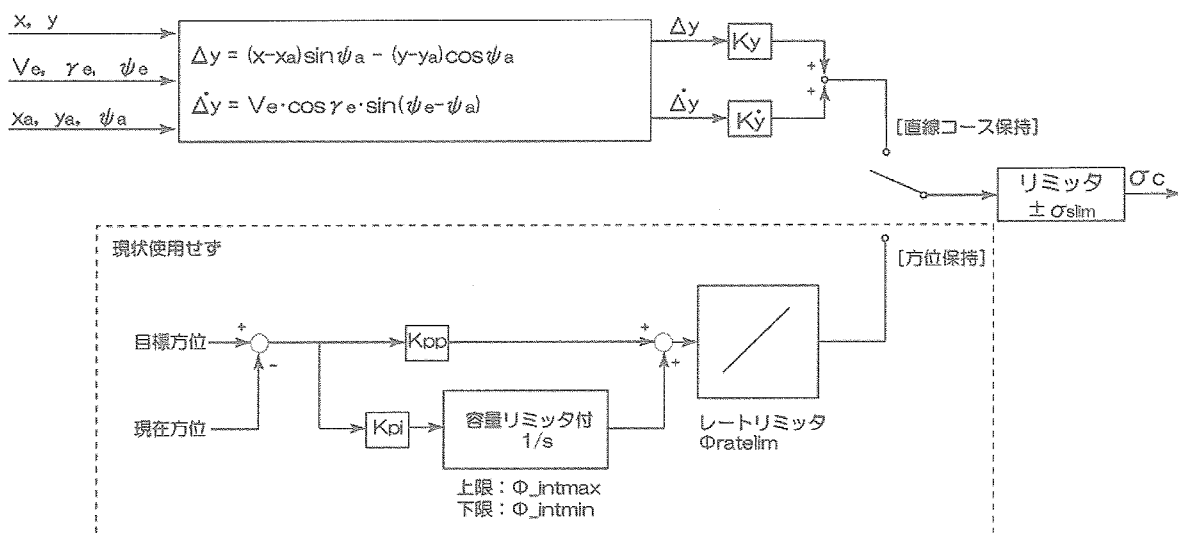


図3.3.2.1 直線飛行時誘導則

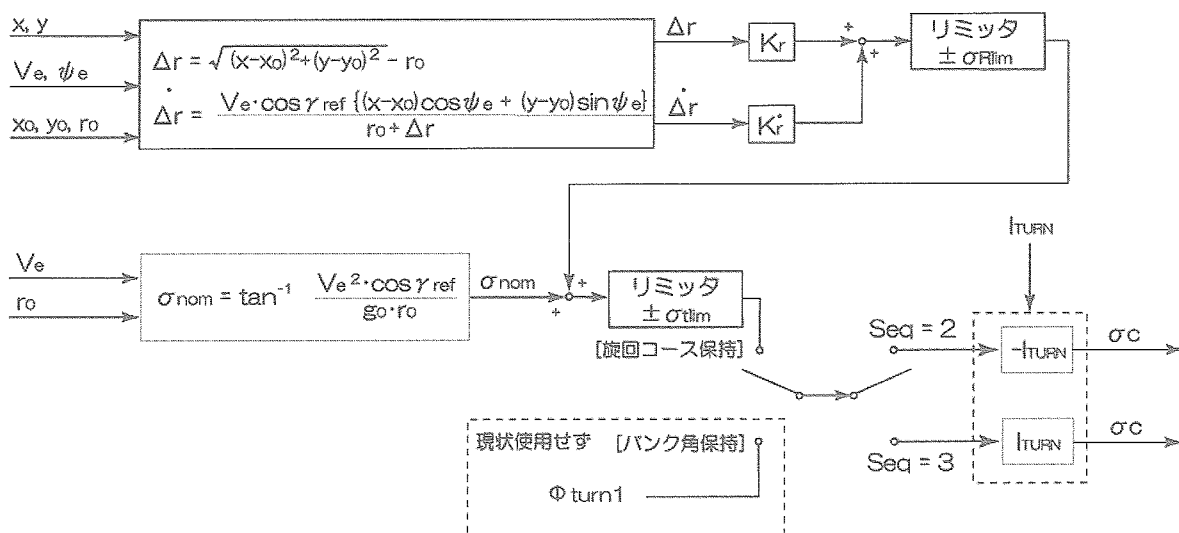


図3.3.2.2 旋回飛行時誘導則

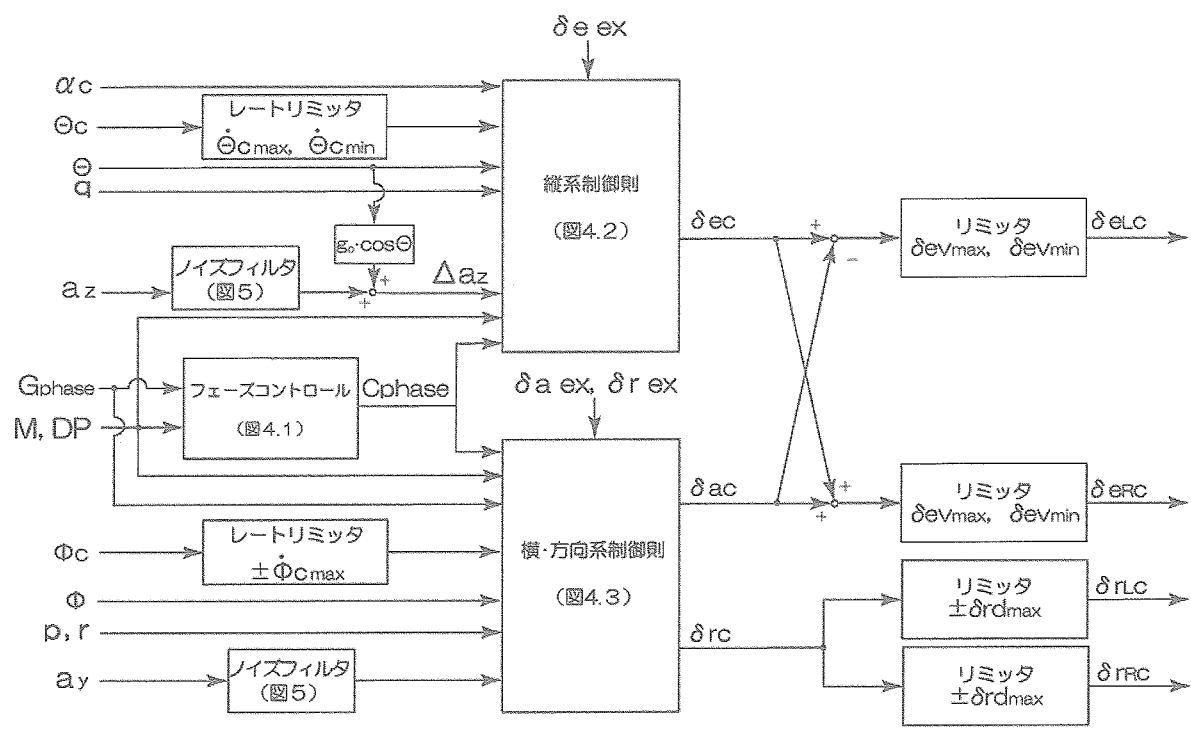
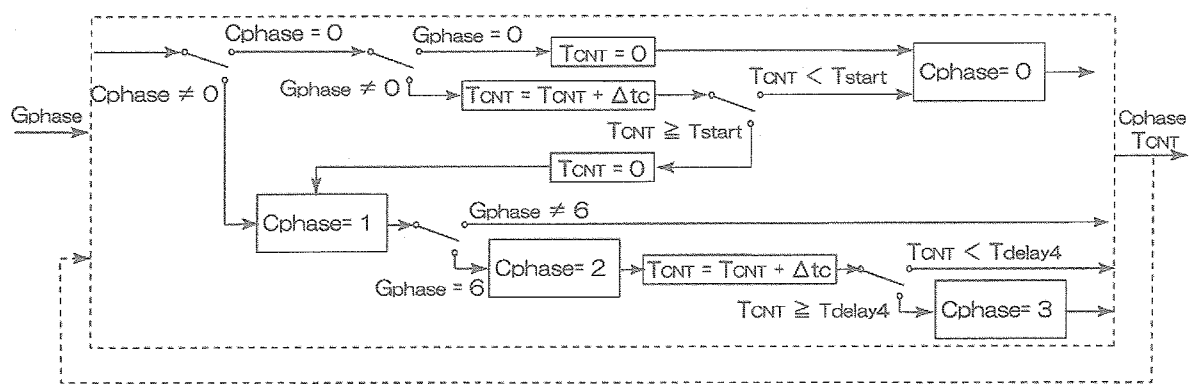


図4 制御則ブロック図



Cphase = 2 以降は参考

- Cphase=0: 操舵開始前
- Cphase=1: 通常操舵
- Cphase=2: パラシュート開傘・横/方向操舵終了
- Cphase=3: パラシュート開傘・縦操舵終了

図4.1 フェーズコントロール



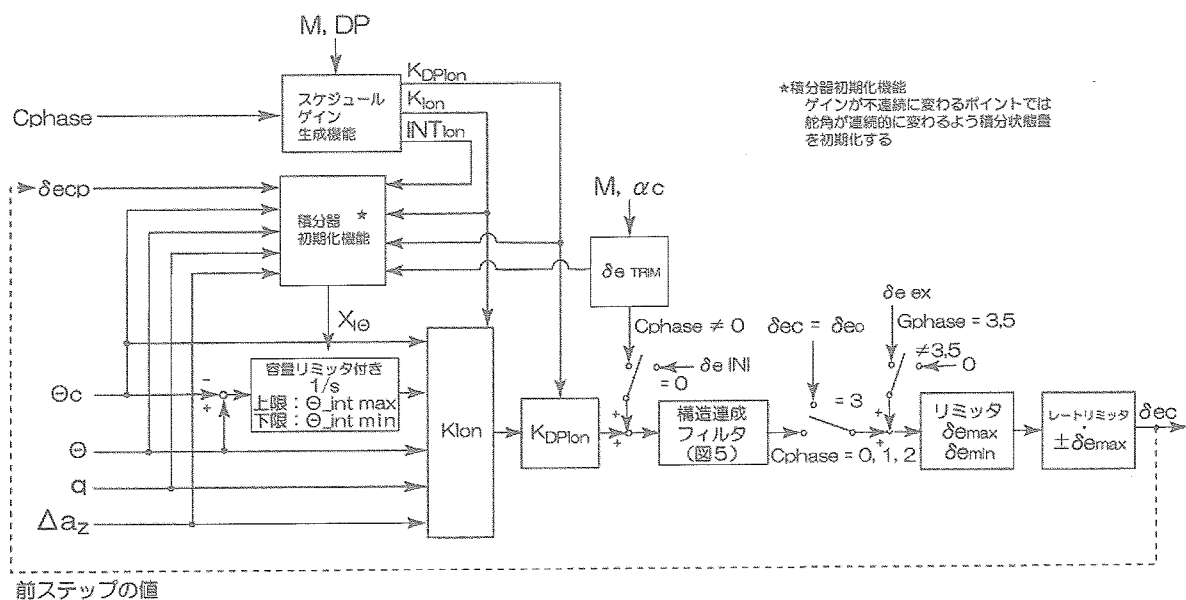


図4.2 縦系制御則

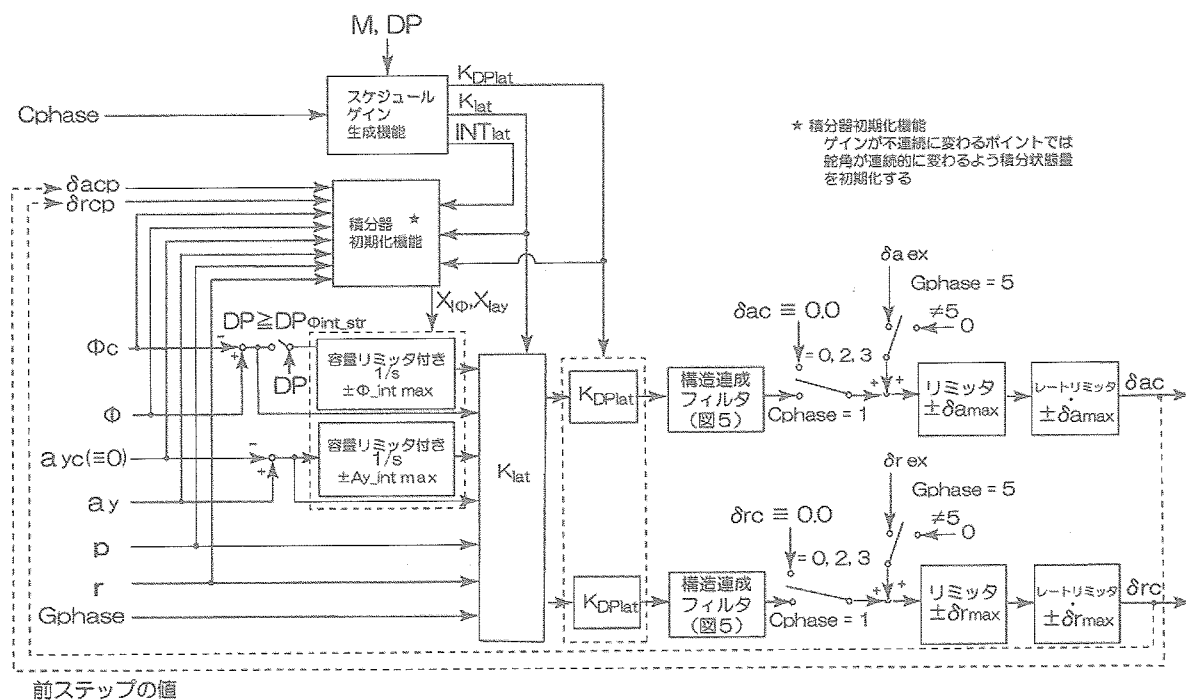


図4.3 横・方向系制御則

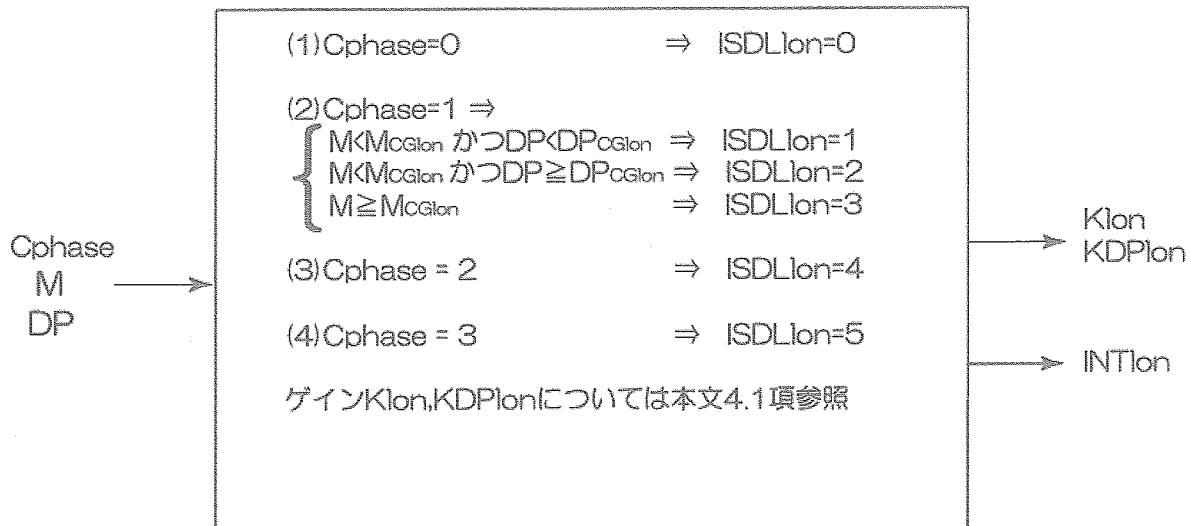


図4.2.1 縦制御スケジュールゲイン生成機能

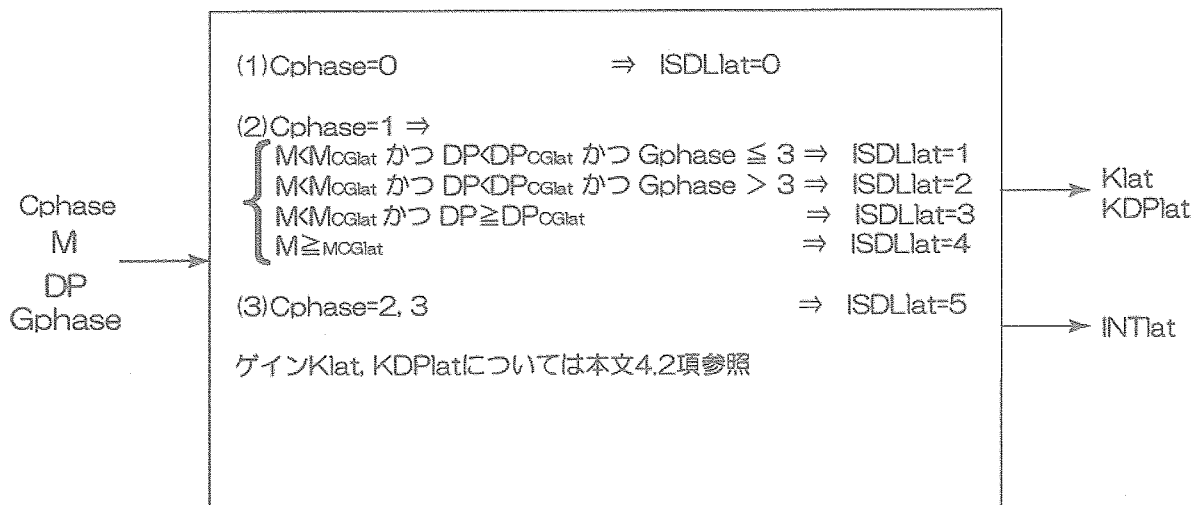


図4.1.2 横/方向制御スケジュールゲイン生成機能

構造連成、ノイズフィルタ

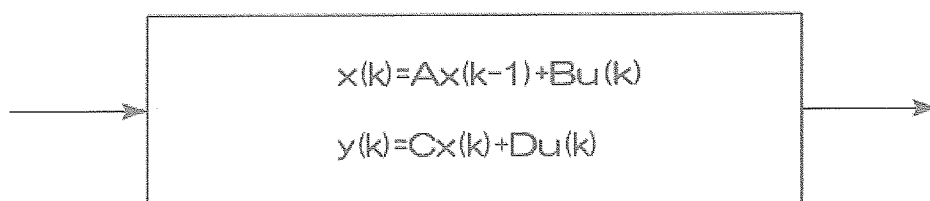


図5 構造連成、ノイズフィルタ

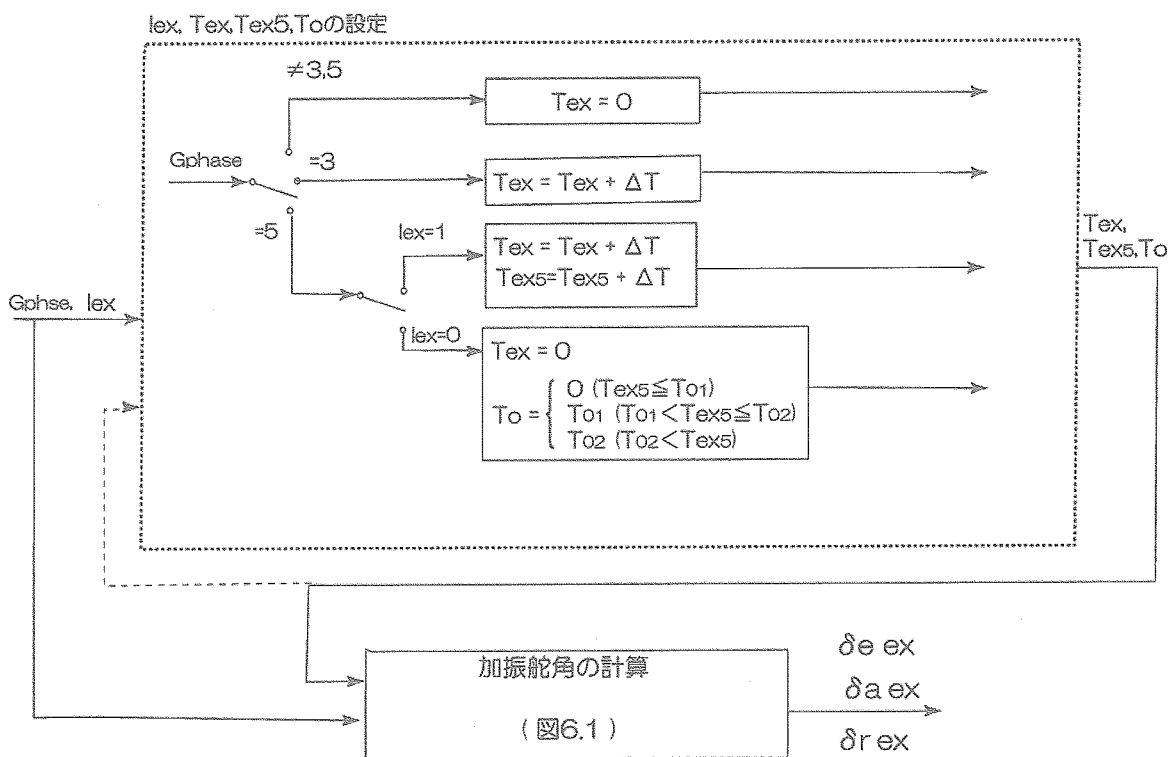


図6 外部コマンド生成機能

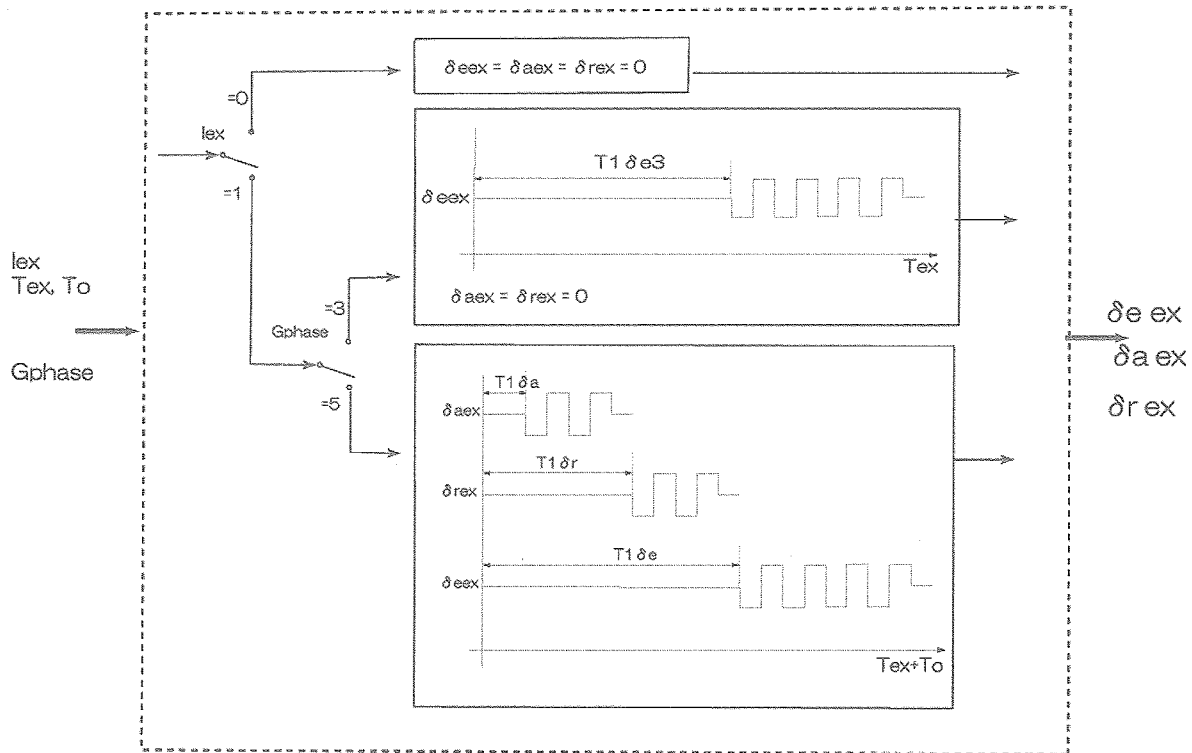


図6.1 加振舵角の計算

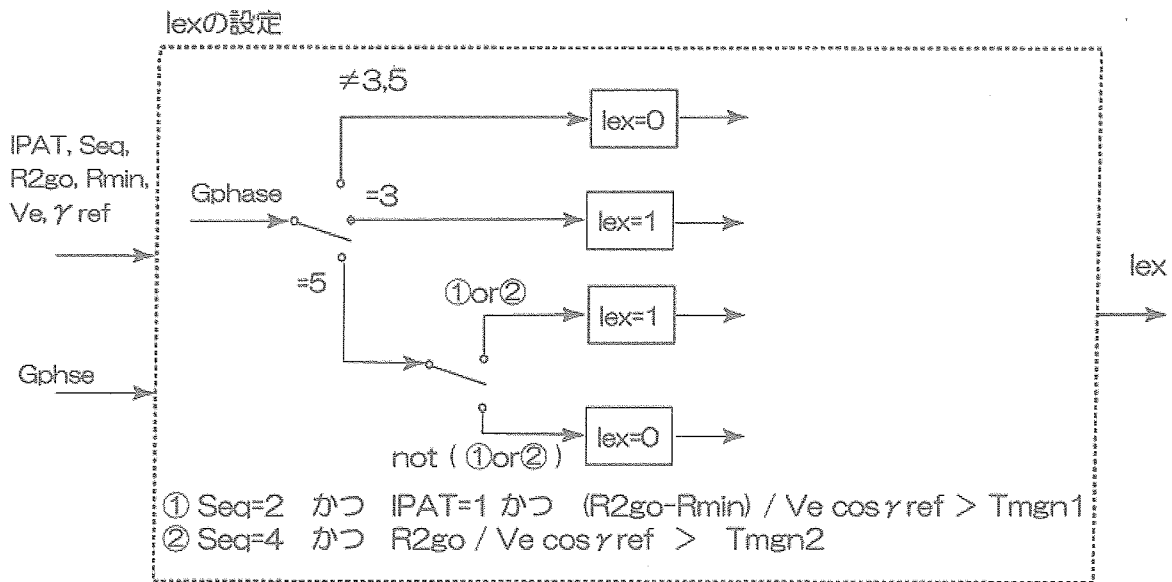


図6.2 舵面加振フラグ設定



宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-04-006

---

発行日 2004年10月29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

---

©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