

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

D-SEND#2の制御系設計

Controller design for D-SEND#2

二宮 哲次郎, 鈴木 広一, 川口 純一郎
Tetsujiro Ninomiya, Hirokazu Suzuki and Jun'ichiro Kawaguchi

2018年2月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目次

1	はじめに	3
2	実験の概要	3
2.1	実験機と飛行実験のプロファイル	3
2.2	要求仕様	4
2.3	誘導制御系の課題	4
2.4	誘導制御系の全体構成	5
3	機体の運動	6
3.1	座標系	6
3.2	運動方程式	6
4	航法インターフェース	8
4.1	センサ構成	8
4.2	EGI	8
4.3	エアデータセンサ	8
4.4	Az センサ	9
5	誘導則の概要	9
5.1	基準軌道の概要	9
5.2	基準軌道生成機能の概要	9
6	制御則	9
6.1	階層構造化ダイナミックインバージョン法	10
6.2	機体モデル線形化機能	12
6.3	初期方位角制御	13
6.4	特異点对策	13
6.5	トリム補償機能	13
6.6	フェーズギャップ補償	13
6.7	構造連成防止フィルタ	13
7	飛行実験結果概要	14
8	まとめ	14
	参考文献	15
A	制御設計手順	17
A.1	制御構造の決定	17
A.2	単独誤差解析	17
A.3	線形解析（設計）	17
A.4	モンテカルロシミュレーション	18
A.5	線形解析（評価）	18

B	第4階層の微分推定項算出方法について	18
C	定数表	19
C.1	定数	19
C.2	ゲイン	19
D	誘導制御機能詳細	24
D.1	機体モデル線形化機能	24
D.2	制御機能機能	24
D.3	コマンドフィルタ	26
D.4	HSDI 制御則	26
D.5	初期方位角制御	28

D-SEND#2 の制御系設計

二宮 哲次郎^{*1}, 鈴木 広一^{*2}, 川口 純一郎^{*1}

Controller design for D-SEND#2

Tetsujiro Ninomiya^{*1}, Hirokazu Suzuki^{*2} and Jun'ichiro Kawaguchi^{*1}

ABSTRACT

D-SEND is a project to demonstrate a low sonic boom aerodynamic design concept. In the #2 part of this project, an unpowered test vehicle is lifted to an altitude of 30 km by a balloon from which it then separates. After separation, the vehicle's on-board flight control computer selects a target Boom Measurement System (BMS) according to the separation point. The vehicle then autonomously flies to the selected BMS and establishes prescribed sonic boom measurement flight conditions. The design of the GNC system for D-SEND#2 project is exceptionally challenging since 1) there is no nominal trajectory, 2) there is only limited control available to meet the requirements, 3) the required test conditions are difficult to achieve, and 4) the flight envelope is quite wide. The dynamic inversion method and time-scale separation technique are applied to deal with these problems. This paper describes the D-SEND#2 control system design in detail which solves these problems.

Keyword: Flight test, Guidance and Control, Dynamic Inversion

概要

D-SEND プロジェクトは、ソニックブームの低減をするための空力設計技術を飛行実証するための飛行実験である。#2 では、有翼機体を高層気球を用いて高度約 30 km から分離し、地上に設置したソニックブーム計測システム (BMS) にてソニックブームを計測することを目的としている。気球より落下させるため、不確定な分離位置から BMS を目指して飛行し、計測するタイミングに合わせて各種飛行条件を設計条件に合致させることが要求される。本稿では、このような要求を満足するための制御系設計について報告する。

略語一覧

ADS	Air Data Sensor
BMS	Boom Measurement System
D-SEND	Drop test for Simplified Evaluation of Non-symmetrically Distributed sonic boom
S3CM	Silent SuperSonic Concept Model
EGI	Embedded GPS Inertial Navigation System
HSDI	Hierarchy-Structured Dynamic Inversion

doi: 10.20637/JAXA-RR-17-011/0001

* 平成 30 年 1 月 30 日受付 (Received January 30, 2018)

^{*1} 航空技術部門 飛行技術研究ユニット
(Aeronautical Technology Directorate, Flight Research Unit)

^{*2} 研究開発部門 第一研究ユニット
(Research and Development Directorate, Research Unit I)

Nomenclature

$()_c$	コマンド	A_x, A_y, A_z	機体軸方向加速度
$()_{nav}$	航法インターフェースの出力	b, c	翼幅, 翼弦長
$()_{sns}$	センサの出力	C_{dp}	動圧補償係数
$()_x, ()_y, ()_z$	変数ベクトルの機体軸成分	C_l, C_m, C_n	ローリングモーメント係数, ピッチングモーメント係数, ヨーイングモーメント係数
$()_0$	前回値またはノミナル値	C_L, C_D, C_Y	揚力係数, 抗力係数, 横力係数
$()_m$	計測量	C_s	音速
α, β	迎角, 横滑り角	$D2R$	度からラジアンへの変換係数
α_c	基準軌道生成機能で生成する α 指令	FB_{xy}	舵角 x に対する変数 y の制御ゲイン
$\bar{\alpha}_c$	ハイパスフィルタを通過した α 指令	g_0	エスレンジの重力加速度
Δx	x の変分量	h	WGS84 における機体高度
$\delta_{ec0}, \delta_{ac0}, \delta_{rc0}$	舵角指令の前回値	I	慣性テンソル
$\delta_e, \delta_a, \delta_r$	エレベータ, エルロン, ラダー舵角	I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}	慣性モーメント, 慣性乗積
$(\dot{ })$	時間微分	K_ψ	方位角誤差からロール各指令を生成するゲイン
η, λ, h	機体重心位置の地球固定座標系で表した経度, 緯度及び高度	$K_{i \text{ int}}$	第 i 階層の積分ゲイン
γ	対地経路角	K_{qc}	第 3 階層の q_c 計算用のゲイン
λ_0, η_0	誘導座標系原点の緯度, 経度	K_i	第 i 階層のゲイン
ω_E	地球の自転角速度 [rad/s]	L, M, N	外力によるモーメント
ϕ, θ, ψ	局所水平座標系から機体座標系へのオイラー角	L_{ift}, D, Y	揚力, 抗力, 横力
$\phi_{c \max i}$	フェーズ i におけるロール角指令最大値	$l_1, l_2, l_3, m_1, m_2, m_3, n_1, n_2, n_3$	T_{BH} の行列成分
$\psi_{\lim 1}, \psi_{\lim 2}$	ψ のリミッタ 1, 2	m	質量
ψ_F	垂直尾翼方位	$Mach$	マッハ数
ρ	大気密度	N_z	荷重倍数
ρ_0	海面上の大気密度	p, q, r	機体軸座標系で表した機体角速度
θ_F	垂直尾翼と鉛直上方のベクトルがなす角	Q	動圧
\tilde{x}_i	第 i 階層の状態変数, 第 $i+1$ 階層の指令を除いた状態変数及び制御変数	q_{LC}	位相進みフィルタを通過したピッチレート
\dot{x}_{i0}	現在の状態量に基づく状態量の微分の計算値	R	地球中心からの距離
ω	角速度ベクトル	R_{eo}	誘導座標系の地球半径
a	加速度ベクトル	R_0	地球半径
F	外力	R_a, R_b	WGS84 の赤道半径と極半径
f_i	第 i 階層の運動方程式	RB_{ix}	第 5-i 階層のヨー系ゲイン (対象は x で識別)
l_{AZ}	Az センサ取り付け位置	RK_{ix}	第 5-i 階層のロール系ゲイン (対象は x で識別)
l_{EGI}	機体軸座標系での EGI の取り付け位置ベクトル	RR_{ix}	第 5-i 階層のピッチ系ゲイン (対象は x で識別)
M	外力モーメント	S	翼面積
u	制御変数ベクトル	S_{xytrim}	積分器 S_{xy} の最大値
V_A	対気速度ベクトル	S_{xy}	舵面 y に対する x の積分器
V_E	対地速度ベクトル	T, T_{all}	静温, 全温
v	速度ベクトル	T_{BH}	局所水平座標系から機体軸座標系への変換行列
X	位置ベクトル	u, v, w	機体軸座標系で表した機体速度の 3 軸成分
x	状態変数ベクトル	u_w^H, v_w^H, w_w^H	局所水平座標系で表した風速の 3 軸成分
x_i	第 i 階層の状態変数	$VEAS$	等価対気速度
$A_{LC}, B_{LC}, C_{LC}, D_{LC}$	位相進みフィルタの係数行列	V_{TAS}	真対気速度
A_i	第 i 階層の線形化行列	x_{ac}, y_{ac}, z_{ac}	空力基準点位置
		x_{cg}, y_{cg}, z_{cg}	重心位置
		$x_{EGI}, y_{EGI}, z_{EGI}$	EGI 取り付け位置
		x_{LC}	位相進みフィルタの状態変数
		X_a, Y_a, Z_a	機体の各軸に働く空気力

1 はじめに

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

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

このプロジェクトは、D-SEND#1 および#2 という二つの飛行実験から構成されている。D-SEND#1 は軸対称形状を有する 2 つの供試体を用いて空中ソニックブーム計測手法の確立と低ブーム波形の計測可能性の確認を行うことが目的であり、2011 年 5 月にスウェーデンのエスレンジ実験場において 2 回の落下試験を成功裏に実施した¹⁾。D-SEND#2 は低ブーム設計技術を用いて開発された非軸対称の供試体 (S3CM) の機体先端および後端から発生するソニックブームの音響データを計測し、低ブーム性能を実証することが目的である。D-SEND#2 は D-SEND#1 と同じくエスレンジ実験場において 2013 年夏-2015 年夏に 2 回の飛行実験が実施された。本稿では、D-SEND#2 の第 2 回飛行試験に供した飛行制御系の設計手法・結果について報告する。

D-SEND#2 は、成層圏気球により高度約 30km で分離され、重力による加速を利用して超音速飛行を実現する無推力実験機である。水平面内位置を制御する能力がない気球からの分離点を出発点として、その後選択されたマイクの上空で所定の飛行状態を達成することを要求されるため、対気飛行状態量だけでなく地上に対する経路誘導が必要とされており、非常に高い自律性が要求されている。このような飛行を実現するために、実時間経路予測を用いた基準軌道生成機能と、ダイナミックインバージョンと時間スケール分割を組み合わせた階層構造化ダイナミックインバージョン法による制御則を設計した。

ダイナミックインバージョンは飛行制御の分野では広く適用されている。Meyer らは、ヘリコプターのオートパイロット設計において、非線形モデルを正準形式に変換してダイナミックインバージョンを適用した²⁾。Lane らは、高迎角の航空機の制御にダイナミックイン

バージョンを適用した³⁾。他にも多くの関連研究が報告されている^{4),5)}。

一方、時間スケール分割についても、広く研究が行われている。例えば Menon らは、姿勢角を遅い変数、角速度を速い変数とした回転運動の時間スケール分割と特異点摂動理論の組み合わせについて検討している^{6),7)}。この方法では、遅い変数が速い変数で制御され、速い変数は制御デバイスにより制御されている。この方法は、典型的な航空機の運動の特性を活用している。航空宇宙分野における時間スケール分割に関する適用事例のサーベイは、文献⁸⁾に詳しい。

D-SEND#2 の制御系設計において、我々はこれらの手法を系統的に整理して適用し、実飛行に耐える制御則の設計手法として確立した。

2 実験の概要

2.1 実験機と飛行実験のプロファイル

供試体は図 1 に示すとおり無推力の機体で、左右の全可動式のスタビレータ、及び垂直尾翼にラダーがついており、スタビレータの同相操舵をエレベータ、異相操舵をエルロンとして扱い、これら 3 舵で飛行制御を行う。主要諸元を表 1 に示す。

表 1 主要諸元

項目	諸元
胴体長	7.68 m(ピトー管除く)
全幅	3.51 m
主翼面積	4.89 m ²
平均空力翼弦長	1.91 m
質量	1 000 kg

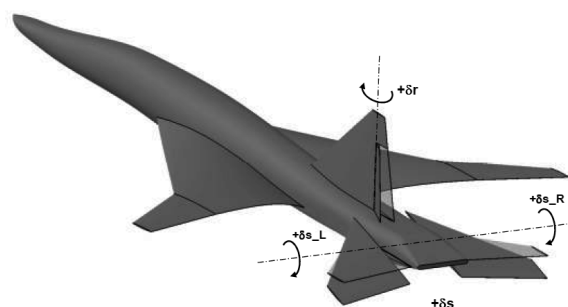


図 1 S3CM の機体形状と舵面構成

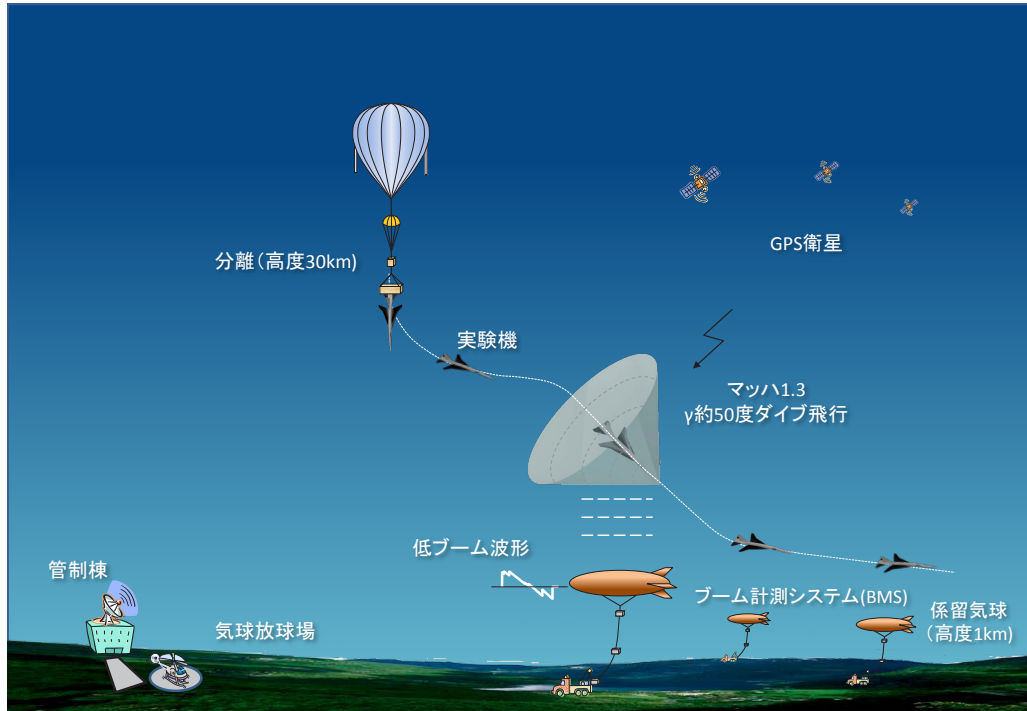


図2 D-SEND#2 飛行実験の概要

図2にD-SEND#2の飛行実験の概要を示す。飛行実験は、スウェーデンのエスレンジ実験場のZONE-Bと呼ばれる領域で実施した。実験では、ZONE-Bの南端にある放球場より実験機を懸吊した成層圏気球を放球し、高度約30kmまで上昇後、機体が分離される。分離された時点で、搭載計算機により目標とするブーム計測システム(BMS)を選択する。自律誘導と自動制御によってBMSに向けた飛行を行い、BMS上空でブーム計測要求を満たす目標飛行状態を実現する。BMS通過後は実験可能空域外への逸脱を防止するために速やかに機体は投棄される。BMSは、地上設備、小型飛行船、係留索及び係留索に設置されたマイクなどから構成されている⁸⁾⁻¹⁰⁾。気球の経路や飛行安全を考慮して、ZONE-B内の3地点にBMSを設置する。

2.2 要求仕様

誘導制御系に対する要求は、飛行状態に対する飛行要求と、ミッションに対する計測要求、そしてそれらの要求を満たす飛行の確率に対するシステム要求から構成されている。これらを、制御系設計基準と併せて表2に示す。

誘導制御系の設計・評価では機体の飛行シミュレーション等を行い性能の評価を行うが、衝撃波の計測については、飛行シミュレーションとは別にブーム伝搬解析を行い判定する。その際には、衝撃波の伝搬時間誤差が1秒見込まれるため、解析でBMSに到達する

衝撃波を発生した飛行状態の前後0.5秒の範囲に渡り、マッハ数、揚力係数などの状態量が要求を満たしている場合に計測要求を満たしたと判定した。

後述するように基準軌道では大きく経路角が変化するため、複数の時点で発生した衝撃波が重なることがある。この現象を衝撃波のフォーカシングと呼び、BMSでこの現象が発生しないようにする必要がある。そのための条件が計測要求に含まれており、機体から発生した衝撃波が直接到達する直接波と地面に衝突して反射する反射波についてそれぞれ要求条件が定義されている。衝撃波の評価については、文献11)で詳細に報告する。

2.3 誘導制御系の課題

D-SEND#2では、BMSの周囲に存在するある空域内の任意の点から分離された機体を、目標とするBMSの上空で対気的な量(マッハ数、 C_L)と対地的な量(位置、高度、経路角)を同時に制御する必要がある。このミッションを実現するための課題を簡単にまとめると次のようになる。

1. 分離時の位置が不定であるため、ノミナル軌道が存在しない。
2. 制御デバイスとして3舵しかないが、計測条件を実現するには多くの状態量を同時に制御する必要がある。

表 2 要求仕様

種類	要求	根拠・備考
飛行要求	フライトエンベロープ (図 3) を守ること	動圧 (最大値, フラッタ制限), マッハ数など
	荷重制限: $-4.5 G \sim +4.5 G$	構造とのインターフェース.
	迎角範囲: $-10 \sim +15 \text{ deg} (\text{Mach} > 0.1)$	空力モデルの範囲
	横滑り角範囲: $-10 \sim +10 \text{ deg} (0.1 < \text{Mach} < 0.9)$ $-5 \sim +5 \text{ deg} (\text{Mach} \geq 0.9)$	空力モデルの範囲
	地上局からの仰角: 3° 以上	通信の確保
	舵面ヒンジモーメント $\leq 981 \text{ Nm}$	
計測要求	マッハ数: $1.2 \sim 1.4$ (ノミナル 1.3)	低ブーム波形が確認できる範囲
	揚力係数 C_L : $0.10 \sim 0.13$ (目標 0.12)	想定実機相当値
	高度: 11 km 以下	
	機体下方から $\pm 40 \text{ deg}$ の範囲の衝撃波がマイクに到達すること	ブーム伝搬解析で判定.
	フォーカシングが発生しないこと	観測派に対して, 直接波は, $(-0.3 \sim +0.1 \text{ 秒})$ 反射波は, $(-0.5 \sim +0.1 \text{ 秒})$
システム要求	計測成功率: 90% 以上	
	飛行不良確率: 0.3% 以下	
設計基準	一次構造モード未満の周波数: ゲイン余裕 $\pm 6 \text{ dB}$ 以上, 位相余裕 30° 以上, 遅れ余裕 100 ms 以上	
	一次構造モード以上の周波数: ゲイン余裕 $\pm 6 \text{ dB}$ 以上	

3. 高高度の低速領域から低高度の超音速領域にわたる幅広いフライトエンベロープに対応する必要がある。

このような理由で, D-SEND#2 の誘導制御は JAXA がこれまで経験してきたどの飛行実験よりも難しいといえる。これらの技術的課題に対応するため, 分離位置から計測地点までの誘導コマンドを生成する基準軌道生成機能と階層構造化ダイナミックインバージョン (HSDI) 法による姿勢制御則を採用した。

2.4 誘導制御系の全体構成

ここでは, 誘導制御系の概要について述べる。全体の構成を図 4 に示した。誘導制御系は, 航法インターフェース, 基準軌道生成機能, 機体モデル線形化機能, 制御機能, 各種フィルタから構成されている。

航法インターフェースでは, 機体に搭載された各センサからデータを入手し, 誘導制御系内部で使用する物理量に変換を行う。詳細は 4 章で記述する。基準軌道生成機能は, 計測要求や飛行安全要求などの諸条件に基づき設計された基準軌道に近似した軌道を生成し,

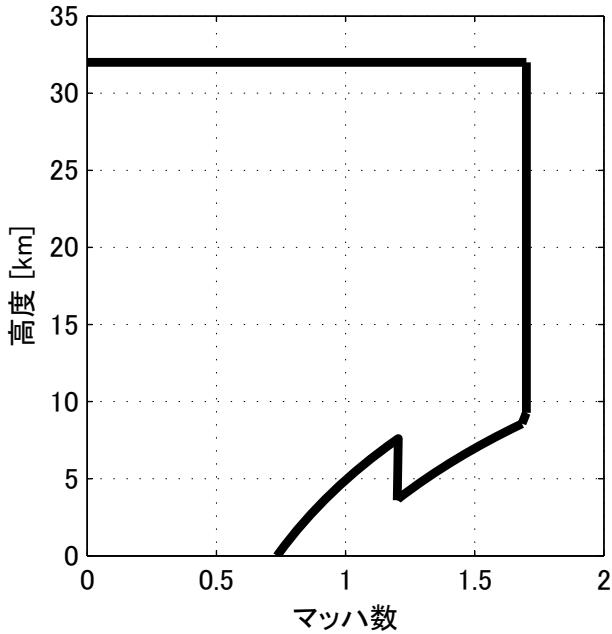


図3 フライトエンベロープ

制御系への指令を与える機能である。機体モデル線形化機能は、本プロジェクトで採用した階層構造化ダイナミックインバージョン法による制御を行う際に必要な機能で、機体の運動方程式の線形化モデルを算出し、制御機能で線形化モデルに基づいて制御指令を生成する。構造連成防止フィルタは、制御系の操舵指令が機体構造の振動モードの成分を持って自励振動を起こすのを防止するためのフィルタである。

3 機体の運動

3.1 座標系

機体の運動を表現する座標系として、以下の座標系を使用する。2軸が定義されているときには、3軸目は右手系を構成するように定義する。

地球固定座標系 $O - x_E y_E z_E$

地球中心を原点として、 z 軸を地軸上北極向き、 x 軸を緯度 0° 、経度 0° 方向にそれぞれ固定した座標系。別の変数表記として、機体重心の経度 η 、緯度 λ 、地表からの高度 h を使用する。

局所水平座標系 $CG - x_H y_H z_H$

原点を機体重心におき、 z 軸を地球中心向き、 x 軸を機体重心を含む子午面上北極向きにとる。この座標系で表記した変数は、右肩に H を付加して、 u^H のように表す。

誘導座標系 $O_G - x_G y_G z_G$

原点を緯度 $\lambda_0 = 68.25^\circ$ 、経度 $\eta_0 = 21.0^\circ$ の地表($R_0 = 6378.142$ km)におき、 x 軸北向き正、

y 軸東向き正にとる。 x, y 位置は、地表上の距離とする。

機体軸座標系 $O_{CG} - x_B y_B z_B$

原点を重心に置き、機体の対称面を xz 平面として、機種方向を x 軸、右翼を y 軸、下向きを z 軸とする直交座標系。

局所水平座標系から機体軸座標系への変換行列(方向余弦行列)は、以下の通り定義される。

$$T_{BH} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & & & & & \\ \cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi & & & & & \\ \cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi & & & & & \\ & \sin \psi \cos \theta & & & -\sin \theta & \\ \sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \psi \cos \phi & & & \cos \theta \sin \phi & & \\ \sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi & & & \cos \theta \cos \phi & & \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l_1 & m_1 & n_1 \\ l_2 & m_2 & n_2 \\ l_3 & m_3 & n_3 \end{bmatrix} \quad (1)$$

3.2 運動方程式

状態変数 \mathbf{x} 、制御変数 \mathbf{u} をそれぞれ以下の通りとする。

$$\mathbf{x} = [\eta \ \lambda \ h \ u \ v \ w \ \phi \ \theta \ \psi \ p \ q \ r]^T \quad (2)$$

$$\mathbf{u} = [\delta_e \ \delta_a \ \delta_r]^T \quad (3)$$

運動方程式は以下の通り書ける。

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{F_x}{m} + rv - qw \\ \frac{F_y}{m} + pw - ru \\ \frac{F_z}{m} + qu - pv \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = I^{-1} \left\{ \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times I \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \right\} \quad (5)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\eta} \\ \dot{\lambda} \\ \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (m_1 u + m_2 v + m_3 w) / R \cos \lambda \\ (l_1 u + l_2 v + l_3 w) / R \\ -(n_1 u + n_2 v + n_3 w) \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p + q \tan \theta \sin \phi + r \tan \theta \cos \phi \\ q \cos \phi - r \sin \phi \\ q \sec \theta \sin \phi + r \sec \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (7)$$

ただし、

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (8)$$

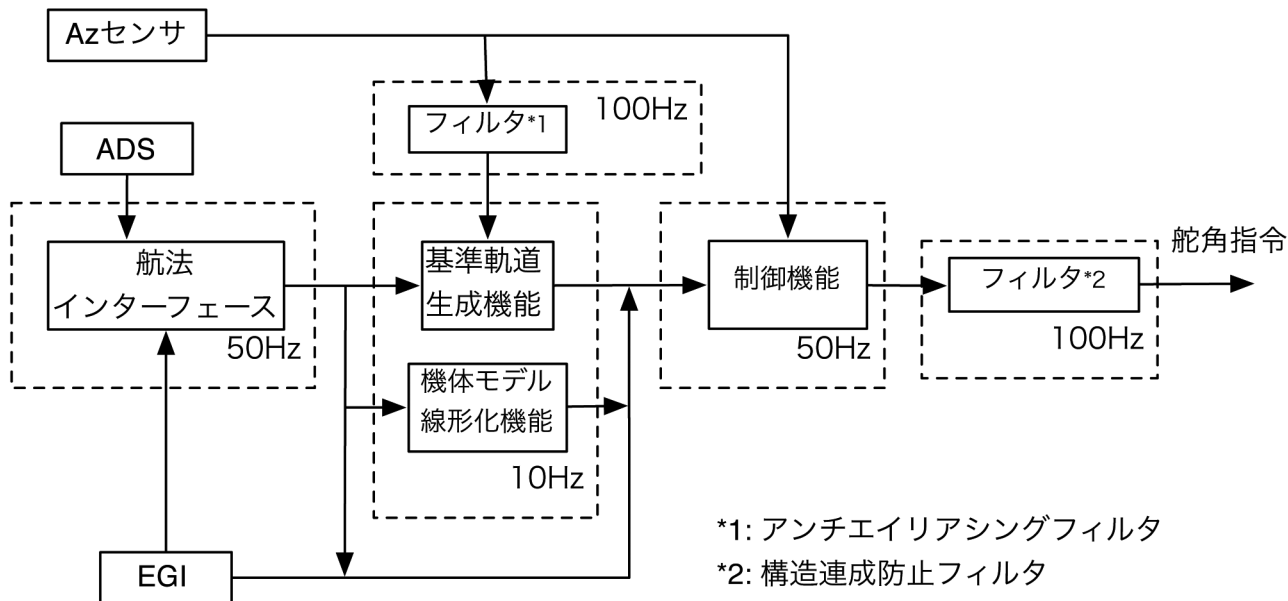


図4 誘導制御系全体構成図

であり，運動方程式の中で使われる外力とモーメントは以下の通り決まる．

$$L_{ift} = C_L Q S \quad (9)$$

$$D = C_D Q S \quad (10)$$

$$Y = C_y Q S b \quad (11)$$

$$M_x = C_l Q S b \quad (12)$$

$$M_y = C_m Q S c \quad (13)$$

$$M_z = C_n Q S b \quad (14)$$

$$X_a = L_{ift} \sin \alpha - D \cos \alpha \quad (15)$$

$$Y_a = Y \quad (16)$$

$$Z_a = -L_{ift} \cos \alpha - D \sin \alpha \quad (17)$$

$$F_x = X_a + n_1 m g_0 \left(\frac{R_0}{R_0 + h} \right)^2 \quad (18)$$

$$F_y = Y_a + n_2 m g_0 \left(\frac{R_0}{R_0 + h} \right)^2 \quad (19)$$

$$F_z = Z_a + n_3 m g_0 \left(\frac{R_0}{R_0 + h} \right)^2 \quad (20)$$

$$L = M_x + Z_a (y_{cg} - y_{ac}) - Y_a (z_{cg} - z_{ac}) \quad (21)$$

$$M = M_y + X_a (z_{cg} - z_{ac}) - Z_a (x_{cg} - x_{ac}) \quad (22)$$

$$N = M_z + Y_a (x_{cg} - x_{ac}) - X_a (y_{cg} - y_{ac}) \quad (23)$$

基準軌道などのコマンドを計算する上で必要な状態量は以下の通り求められる．ただし，対地速度，対気速度は機体軸表示である．

$$V_E = \begin{bmatrix} u_E \\ v_E \\ w_E \end{bmatrix} \quad (24)$$

$$V_A = \begin{bmatrix} u_A \\ v_A \\ w_A \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_E \\ v_E \\ w_E \end{bmatrix} - T_{BH} \begin{bmatrix} u_w^H \\ v_w^H \\ w_w^H \end{bmatrix} \quad (25)$$

$$V_{TAS} = \sqrt{u_A^2 + v_A^2 + w_A^2} \quad (26)$$

$$V_{EAS} = V_{TAS} \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}} \quad (27)$$

$$Mach = V_{TAS} / C_s \quad (28)$$

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{w_A}{u_A} \right) \quad (29)$$

$$\beta = \sin^{-1} \left(\frac{v_A}{V_{TAS}} \right) \quad (30)$$

$$V_E^H = \begin{bmatrix} u_E^H \\ v_E^H \\ w_E^H \end{bmatrix} = T_{BH}^{-1} V_E \quad (31)$$

$$\gamma = \tan^{-1} \left(-\frac{w_E^H}{\sqrt{u_E^{H2} + v_E^{H2}}} \right) \quad (32)$$

$$T_{alt} = T \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2 \right) \quad (33)$$

$$Q = \frac{1}{2} \rho V_{TAS}^2 \quad (34)$$

4 航法インターフェース

4.1 センサ構成

航法インターフェースでは、センサより入力される計測量を、誘導制御系で使用できるように変換を行う機能である。使用されるセンサは、表3の通りである。

表3 センサ

センサ	計測量
EGI	位置, 速度, 加速度, 姿勢角, 角速度
ADS	マッハ数, 静圧, 総圧, 動圧, 迎角, 横滑り角, 真対気速度, 等価対気速度, 気圧高度, 全温度, 静温度
Az センサ	機体 z 軸方向加速度

4.2 EGI

EGI は、GPS-慣性センサから構成される複合航法装置で、位置、速度、加速度、姿勢角、角速度の情報を出力する。

4.2.1 方向余弦行列

EGI では、計測した姿勢に基づき、局所水平座標系から機体軸座標系への方向余弦行列 T_{BHm} を出力する。

4.2.2 位置

地球固定座標系の緯度 (λ)・経度 (η) から、誘導座標系の X, Y 座標に変換する。

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R_{e0}(\lambda - \lambda_0) \\ R_a(\eta - \eta_0) \cos R_{amp} \end{bmatrix} \quad (35)$$

$$R_{amp} = \tan^{-1} \left(\frac{R_b \sin \lambda}{R_a \cos \lambda} \right) \quad (36)$$

位置については、センサ取り付け位置と重心のずれを補正する。

$$\mathbf{X}_{sns} = [X \ Y \ h]^T \quad (37)$$

$$\begin{bmatrix} x_{nav} \\ y_{nav} \\ z_{nav} \end{bmatrix} = T_{BHm}^{-1} (T_{BHm} \mathbf{X}_{sns} - \mathbf{l}_{EGI}) \\ = \mathbf{X}_{sns} - T_{BHm}^{-1} \mathbf{l}_{EGI} \quad (38)$$

$$\mathbf{l}_{EGI} = \begin{bmatrix} l_{EGI_x} \\ l_{EGI_y} \\ l_{EGI_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{EGI} - x_{cg} \\ y_{EGI} - y_{cg} \\ z_{EGI} - z_{cg} \end{bmatrix} \quad (39)$$

4.2.3 速度

速度については、取り付け位置誤差分だけ、姿勢角速度の影響が変わっている分の補正が必要である。

$$\mathbf{v}_{nav} = \mathbf{v}_{sns} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{l}_{EGI} \quad (40)$$

4.2.4 加速度

加速度についても、速度と同様に重心位置に変換する必要はある。

$$\mathbf{v}_{cg} = \mathbf{v}_{egi} - \boldsymbol{\omega}_m \times \mathbf{l}_{EGI} \quad (41)$$

$$\dot{\mathbf{v}}_{cg} = \dot{\mathbf{v}}_{egi} - \dot{\boldsymbol{\omega}}_m \times \mathbf{l}_{EGI} \quad (42)$$

ここで、 $\dot{\boldsymbol{\omega}}$ は角加速度の微分値であり、計測できない量である。そこで、航法インターフェース内では、ハイパスフィルタを使用して計算する。従って計測される加速度は以下の通りとなる。

$$\mathbf{a}_{nav} = \mathbf{a}_{sns} - \dot{\boldsymbol{\omega}}_m \times \mathbf{l}_{EGI} \quad (43)$$

4.2.5 姿勢角

姿勢角については、単位の変換だけ行う。

$$\begin{bmatrix} \phi_{nav} \\ \theta_{nav} \\ \psi_{nav} \end{bmatrix} = D2R \times \begin{bmatrix} \phi_{sns} \\ \theta_{sns} \\ \psi_{sns} \end{bmatrix} \quad (44)$$

4.2.6 姿勢角速度

姿勢角速度についても、単位の変換を行う。

$$\boldsymbol{\omega}_{nav} = D2R \times \boldsymbol{\omega}_{sns} \quad (45)$$

4.3 エアデータセンサ

エアデータセンサ (ADS) は、複数のピトー管の圧力から、迎角、横滑り角、マッハ数などを計測する装置である。D-SEND#2 で採用した ADS では、基本的に動圧を計測して迎角、横滑り角を計算している。従って、EGI と同様に姿勢角速度の影響を補正する必要がある。

$$\mathbf{V}_{Asns} = V_{tassns} \begin{bmatrix} \cos \alpha_{sns} \cos \beta_{sns} \\ \sin \alpha_{sns} \cos \beta_{sns} \\ \sin \beta_{sns} \end{bmatrix} \quad (46)$$

$$\mathbf{V}_{Anav} = \mathbf{V}_{Asns} - \boldsymbol{\omega}_m \times \mathbf{l}_{ADS} \quad (47)$$

$$V_{tasnav} = \|\mathbf{V}_{Anav}\| \quad (48)$$

$$\alpha_{nav} = \tan^{-1} \left(\frac{V_{Anav_z}}{V_{Anav_x}} \right) \quad (49)$$

$$\beta_{nav} = \sin^{-1} \left(\frac{V_{Anav_y}}{V_{tasnav}} \right) \quad (50)$$

4.4 Az センサ

EGI の取り付け位置が、機体の構造振動の腹に位置しているため、振動の Az を拾ってしまう可能性がある。その影響を取り除くため、振動の節の位置に Az センサが取り付けられている。

Az センサは、重心位置の加速度に変換する必要がある。

$$a_{znav} = a_{zsns} - \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot (\dot{\omega}_m \times l_{AZ}) \quad (51)$$

5 誘導則の概要

基準軌道及び誘導則の詳細については、参考文献 12) にて報告する。ここでは、制御系を理解する上で必要と思われる概要を述べる。

5.1 基準軌道の概要

D-SEND#2 の基準軌道は、分離位置から目標飛行状態までの 2 点境界値問題として定式化できる¹³⁾。ただし、機体がバルーンから分離する瞬間まで、分離位置及び目標とする BMS の位置が決まらないという困難な問題となるため、繰り返し計算による数値的な解法は計算負荷の観点から実現できない。

そこで本プロジェクトでは、以下の手順で基準軌道生成機能を作成した。想定される分離高度 28 km–30 km の区間で分離した場合に飛行レンジを最大または最小となるような軌道を数値的に求めた。この軌道から、飛行フェーズを表 4 に示す通りに定めた。

表 4 飛行フェーズ

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

5.2 基準軌道生成機能の概要

各フェーズでは、基準軌道生成機能が多項式近似した基準軌道を生成する。多項式の各係数はテーブルで

与えられたデータを線形補間することにより決定される。典型的な基準軌道を図 5 に示す。

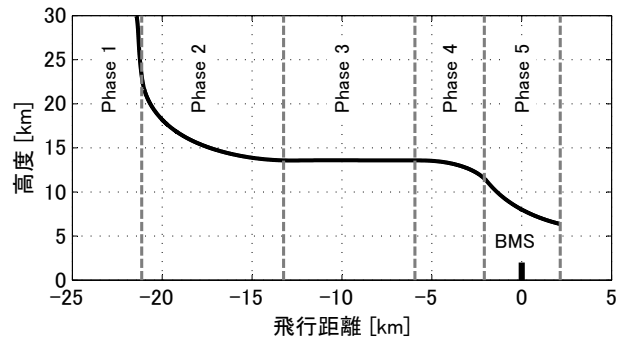


図 5 基準軌道の例

基準軌道生成機能では、飛行フェーズの管理も行う。飛行状態量に応じて飛行フェーズを切り替え、各フェーズの目的に応じた指令を生成し制御機能に引き渡す。フェーズごとの指令は表 5 の通りとなっている。飛行フェーズ 2 の途中で横・方向制御フェーズは 1 から 2 に変化し、飛行フェーズ 3 の途中で横・方向制御フェーズは 4 に変化する。

表 5 各フェーズの指令

飛行フェーズ	フェーズ		指令
	横・方向制御フェーズ		
1	1		ψ_F, θ, A_y
2	1		ψ_F, α, A_y
2	2		ψ, α, β
3	3/4		ψ, γ, β
4	4		N_z, ψ, β
5	5		N_z, ϕ, β

6 制御則

この章では、制御則について詳述する。最初に今回採用した設計手法である階層構造化ダイナミックインバージョン法について説明する。続いて、線形化機能や各階層の具体的な計算方式、各種制約条件を満たすためにつけた制御上の機構について説明する。個別のリミッタなどについては必ずしも説明に含めていないため、詳細なアルゴリズムについては Appendix D に記述した。

6.1 階層構造化ダイナミックインバージョン法

本節では、文献14)で提案した階層構造化ダイナミックインバージョン法について紹介する。

6.1.1 一般的な考え方

図6にHSDI法のコンセプトを示した。

航空機の剛体運動は、角加速度、角速度、姿勢角及び加速度、速度、位置の関係によって時間のスケールが異なる。この特性を利用して全体の制御系を階層構造に分割し、各階層で「遅い」変数をより「速い」変数によって制御するようにダイナミックインバージョンを適用することができる。

飛行制御の典型的な運動としては、操舵によりモーメント(角加速度)が発生し、その時間積分により角速度、姿勢角が変化し、流れに対する姿勢角の変化により力(加速度)が発生し、その時間積分により速度、位置が変化する。この力学の因果関係を逆にたどり、位置のコマンドに対して速度コマンド、速度に対して姿勢コマンドと順にコマンドを生成することで、最終的な操舵量を導くことができる。

具体的に、 i 番目の階層について考える。 i 番目の階層で制御する状態量を \mathbf{x}_i 、そのコマンドを \mathbf{x}_{ic} 、一つ速い階層の指令値を $\mathbf{x}_{(i+1)c}$ 、その他の状態量と制御量を併せて $\tilde{\mathbf{x}}_i$ とすると、運動方程式は

$$\dot{\mathbf{x}}_i = \mathbf{f}_i(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}_{(i+1)c}, \tilde{\mathbf{x}}_i) \quad (52)$$

と書ける。ここで、

$$\dot{\mathbf{x}}_i = -K_i(\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_{ic}) \quad (53)$$

となるように $\mathbf{x}_{(i+1)c}$ を求める。実際のHSDIの計算では、各階層でのコマンドを(52)式をテイラー展開を用いて近似計算により求めている。

$$\dot{\mathbf{x}}_i = \dot{\mathbf{x}}_{i0} + \frac{\partial \mathbf{f}_i}{\partial \mathbf{x}_{i+1}} (\mathbf{x}_{(i+1)c} - \mathbf{x}_{i+1}) \quad (54)$$

より、

$$\mathbf{x}_{(i+1)c} = \mathbf{x}_{i+1} - \left(\frac{\partial \mathbf{f}_i}{\partial \mathbf{x}_{i+1}} \right)^{-1} \{ \dot{\mathbf{x}}_{i0} + K_i(\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_{ic}) \} \quad (55)$$

となる。以上により、 i 番目の階層の状態量の一つ速い階層の状態量で制御することができる。この操作を繰り返し、最も速い階層の状態量をコマンドに合わせるような操舵量を求めることができる。ここで、各階層間のゲイン K_i はその階層の運動の速さに対応するため、各階層のゲインの比を適切に調整することで、各階層の運動を独立させることができる。なお、(55)式に

は逆行列の計算が含まれるため、搭載プログラムに実装する際には0割りを避ける工夫が必要となる。具体的には、Appendixの(216)式や、(232)式などで示した方法で0割りを回避している。

本手法は詳細な機体モデルを利用することにより、十分な制御性能を確保しながら大幅にチューニングパラメータを減らしている点に特徴がある。D-SEND#2については、飛行フェーズごとに制御目標が変わるために制御系の構造を変更する必要があるが、各フェーズにおいて非常に広いマッハ数、迎角などの範囲についてゲインをスケジュールすることなく制御することが可能となっている。

D-SEND#2の制御変数・被制御変数は、表6の通りとなっている。この表では、ダイナミックインバージョンによる制御を行っている箇所に下線を引いてある。

6.1.2 第2階層

表5に示した中で、第2階層の指令は γ のみである。第2階層では、 γ_c を実現できるような θ_c を計算する。

飛行フェーズ3

飛行フェーズ3では、以下の通りHSDIを用いた計算を行っている。

$$A_2 = \frac{\partial \dot{\gamma}}{\partial \theta} \quad (56)$$

$$\Delta \theta_c = -A_2^{-1} \{ \dot{\gamma} + RR_3(\gamma - \gamma_c) - RR_{3\dot{\gamma}_c} \cdot \dot{\gamma}_c \} \quad (57)$$

6.1.3 第3階層

表5に示した中で、基準軌道生成機能から与えられる第3階層の指令は $\alpha_c, \beta_c, \phi_c, \psi_c, N_{zc}$ である。また第2階層で計算された θ_c もこの階層への指令となる。第3階層では、これらの指令を実現できるような角速度指令 p_c, q_c, r_c を計算する。ただし、横・方向フェーズ1の間は、横・方向系の制御は後述する初期方位角制御により制御を行い、縦系のみをHSDIによる制御とする。

飛行フェーズ1

飛行フェーズ1では、ほぼ鉛直下方に落下するため、通常のオイラー角を使用すると特異点近傍で運動することになる。そこで、特異点の影響を排除するために、新たな変数 θ_F を使用する。機体の $-z$ 軸(垂直尾翼の方向)と鉛直上方のベクトルがなす角を θ_F と定義し、指令値 θ_c に θ_F が一致するように制御を行う。

$$\theta_F = -\cos^{-1}(\cos \theta \cos \phi) \quad (58)$$

$$\dot{\theta}_F = \frac{\dot{\theta} \sin \theta \cos \phi + \dot{\phi} \sin \phi \cos \theta}{\sin \theta_F} \quad (59)$$

$$A_3 = \frac{\partial \dot{\theta}_F}{\partial q} \quad (60)$$

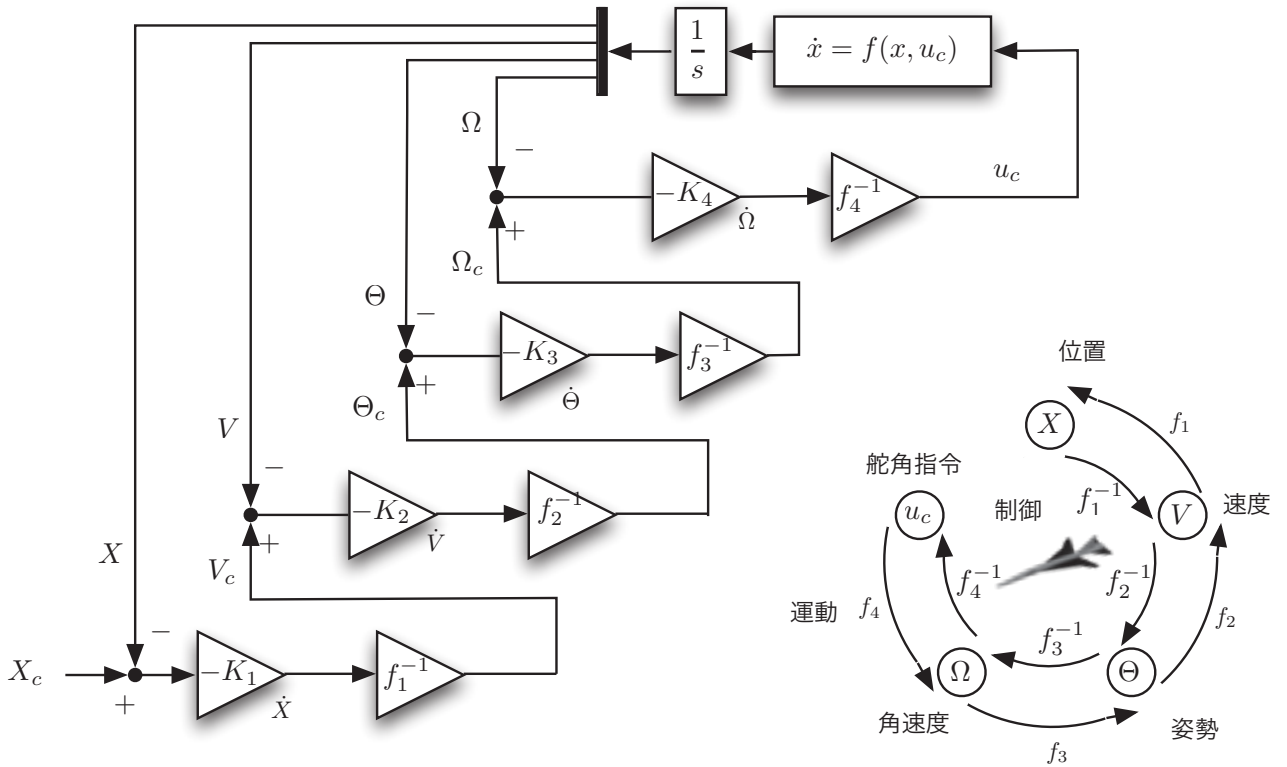


図6 階層構造化ダイナミックインバージョンの概要

$$\Delta q_c = -A_3^{-1} \left(\dot{\theta}_F + RR_2(\theta_F - \theta_c) \right) \quad (61)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} + RK_2(\phi - \phi_c) + RK_{2int} \int (\phi - \phi_c) dt \\ \dot{\beta} + RB_2(\beta - \beta_c) + RB_{2int} \int (\beta - \beta_c) dt \end{bmatrix} \quad (66)$$

飛行フェーズ 2, 横・方向フェーズ 1
飛行フェーズ 2 では, α から q_c を生成する.

$$q_c = K_{qc} \cdot (\bar{\alpha}_c - \alpha) \quad (62)$$

$$q_c = K_{qc} \cdot (\bar{\alpha}_c - \alpha) \quad (67)$$

ここで $\bar{\alpha}_c$ は, 図 19 により計算されるフィルタ通過後の α 指令である.

飛行フェーズ 3

飛行フェーズ 2, 横・方向フェーズ 2
方位角誤差からロール角指令を生成し, 横滑り角指令と併せて横・方向系の角速度指令を生成する. ピッチレート指令は, α から生成する.

横・方向系の制御については飛行フェーズ 2, 横・方向フェーズ 2 と同じ式 (63)–式 (66) を使用する. 縦系については, 第 2 階層で計算した θ_c を用いて q_c を計算する.

$$\beta_c = 0 \quad (63)$$

$$\phi_c = \begin{cases} \phi_{c \max 22} & -K_\psi(\psi_e - \psi_c) > \phi_{c \max 22} \\ -\phi_{c \max 22} & -K_\psi(\psi_e - \psi_c) < -\phi_{c \max 22} \\ -K_\psi(\psi_e - \psi_c) & \text{otherwise} \end{cases} \quad (64)$$

$$q_c = q - \left(\frac{\partial \dot{\theta}}{\partial q} \right)^{-1} \cdot \left\{ \dot{\theta} + RR_2 \cdot (\theta - \theta_c) \right\} \quad (68)$$

飛行フェーズ 4,5

荷重倍数指令, ロール角指令, 横滑り角指令を制御する.

$$A_3 = \begin{bmatrix} \frac{\partial \dot{\phi}}{\partial p} & \frac{\partial \dot{\phi}}{\partial r} \\ \frac{\partial \dot{\beta}}{\partial p} & \frac{\partial \dot{\beta}}{\partial r} \end{bmatrix} \quad (65)$$

$$\phi_c = \begin{cases} -K_\psi(\psi_e - \psi_c) & \text{飛行フェーズ 4} \\ 0 & \text{飛行フェーズ 5} \end{cases} \quad (69)$$

$$\beta_c = 0 \quad (70)$$

$$\begin{bmatrix} p_c \\ r_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p \\ r \end{bmatrix} - A_3^{-1}.$$

$$A_3 = \begin{bmatrix} \frac{\partial \dot{\phi}}{\partial p} & \frac{\partial \dot{\phi}}{\partial r} \\ \frac{\partial \dot{\beta}}{\partial p} & \frac{\partial \dot{\beta}}{\partial r} \end{bmatrix} \quad (71)$$

表 6 制御指令と被制御変数の関係

フェーズ		制御指令と被制御変数の関係		
飛行	横・方向	第 2 階層	第 3 階層	第 4 階層
1	1		$\theta_c \rightarrow q_c$	$q_c, \rightarrow \delta_{ec}, [\psi_F, A_y] \rightarrow [\delta_{ac}, \delta_{rc}]$
2	1		$\alpha_c \rightarrow q_c$	$q_c \rightarrow \delta_{ec}, [\psi_F, A_y] \rightarrow [\delta_{ac}, \delta_{rc}]$
2	2		$\alpha_c \rightarrow q_c, [\psi_c, \beta_c] \rightarrow [p_c, r_c]$	$[p_c, q_c, r_c] \rightarrow [\delta_{ec}, \delta_{ac}, \delta_{rc}]$
3	3,4	$\gamma_c \rightarrow \theta_c$	$\theta_c \rightarrow q_c, [\psi_c, \beta_c] \rightarrow [p_c, r_c]$	$[p_c, q_c, r_c] \rightarrow [\delta_{ec}, \delta_{ac}, \delta_{rc}]$
4	4		$N_{zc} \rightarrow q_c, [\psi_c, \beta_c] \rightarrow [p_c, r_c]$	$[p_c, q_c, r_c] \rightarrow [\delta_{ec}, \delta_{ac}, \delta_{rc}]$
5	5		$N_{zc} \rightarrow q_c, [\phi_c, \beta_c] \rightarrow [p_c, r_c]$	$[p_c, q_c, r_c] \rightarrow [\delta_{ec}, \delta_{ac}, \delta_{rc}]$

$$\begin{bmatrix} p_c \\ r_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p \\ r \end{bmatrix} - A_3^{-1}.$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} + RK_2(\phi - \phi_c) + RK_{2int} \int (\phi - \phi_c) dt \\ \dot{\beta} + RB_2(\beta - \beta_c) + RB_{2int} \int (\beta - \beta_c) dt \end{bmatrix} \quad (72)$$

$$q_c = -RR_2(N_z - N_{zc}) \quad (73)$$

$$\mathbf{u}_c = \begin{bmatrix} \delta_{ec0} \\ \delta_{ac0} \\ \delta_{rc0} \end{bmatrix} - A_4^{-1}.$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} + RK_1(p - p_c) \\ \dot{q} + RR_1(q - q_c) + K_{cLC} \cdot q_{LC} \\ \dot{r} + RB_1(r - r_c) \end{bmatrix} \quad (79)$$

$$x_{LC} = A_{LC} \cdot x_{LC} + B_{LC} \cdot q \quad (80)$$

6.1.4 第 4 階層

第 4 階層では、初期方位角制御を行っている横・方向フェーズ 1 と、それ以外に分かれている。

横・方向フェーズ 1

横・方向フェーズ 1 では、横・方向系の制御は初期方位角制御 (6.3 節) により行うため、エレベータ指令のみを HSDI 法により計算する。その際に、微分項には動圧補償係数を適用する。

$$A_4 = \frac{\partial \dot{q}}{\partial \delta_e} \quad (74)$$

$$C_{dp} = \begin{cases} \max \left\{ \min \left(\frac{Q}{550.0}, 1 \right), 0 \right\} & \text{飛行フェーズ 1} \\ 1 & \text{飛行フェーズ 2} \end{cases} \quad (75)$$

$$\delta_e = \delta_{ec0} - A_4^{-1} \{ C_{dp} \cdot \dot{q} + RR_1(q - q_c) \} \quad (76)$$

横・方向フェーズ 2 以降

横・方向フェーズ 2 以降では、3 舵の指令を計算する。

$$A_4 = \begin{bmatrix} \frac{\partial \dot{p}}{\partial \delta_e} & \frac{\partial \dot{p}}{\partial \delta_a} & \frac{\partial \dot{p}}{\partial \delta_r} \\ \frac{\partial \dot{q}}{\partial \delta_e} & \frac{\partial \dot{q}}{\partial \delta_a} & \frac{\partial \dot{q}}{\partial \delta_r} \\ \frac{\partial \dot{r}}{\partial \delta_e} & \frac{\partial \dot{r}}{\partial \delta_a} & \frac{\partial \dot{r}}{\partial \delta_r} \end{bmatrix} \quad (77)$$

$$q_{LC} = C_{LC} \cdot x_{LC} + D_{LC} \cdot q \quad (78)$$

ここで使用する角速度の微分値 ($\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$) については、 $\phi = p = q = r = \beta = 0, \alpha = \bar{\alpha}_c$ として、制御系内部に搭載した機体モデルの運動方程式より算出する (Appendix D.1 参照)。

6.2 機体モデル線形化機能

前節で述べたとおり、HSDI では機体の運動方程式を線形化して近似計算をしている。そこで機体モデル線形化機能では、運動方程式と計測した各状態量を用いて線形化行列を計算する。

前節で示した通り、各階層での制御則で計算する行列については A_i として示す。ただし、 i は階層の番号である。

この線形化機能は、運動方程式の差分をとって計算するため、空力テーブルを頻繁に呼び出し、計算負荷が非常に高い。そこで本制御系では計算負荷を低減させるために、HSDI の制御周期 50Hz に対して 10Hz で線形化を行うこととした。近似計算であるため、状態量が大きくずれない範囲では問題なく近似が可能であり、航空機の機体運動の速さを考慮するとこの程度は問題がないと考えられる。また、50Hz と 10Hz で線形化計算を行った場合についてシミュレーションにより比較して、問題がないことを確認した。

6.3 初期方位角制御

横・方向フェーズ 1 の区間では、横・方位の制御を PID 制御系によって制御する。この区間ではほぼ垂直に落下しているため、オイラー角が特異点に近くなっており、飛行方位の変動に比べて ϕ と ψ の変動が非常に大きくなっているため、HSDI 制御による制御ではなく PID 制御を採用した。また方位角として、ヨー角 ψ ではなく、垂直尾翼を水平面に投影した方位 (ψ_F) を使用した。ここで、 ψ_F は FORTRAN のコマンド atan2 を用いて

$$\psi_F = \text{atan2}(-(\sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi), -(\cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi)) \quad (81)$$

と計算できる。

初期方位各制御の詳細については、図 28 - 図 33 に示した。

低動圧時には空気力がほとんど働かないため、動圧が 90[Pa] を超えた時点から、初期方位角制御が開始される。まず方位角指令は、図 29 に示した通り算出される。制御の開始時に、方位角誤差 ($\psi_F - \psi_{c0}$) として非常に大きな値が入ってしまって急激に舵を切る可能性があるため、方位角誤差が一定の割合で増加するように ψ_{c0} を調整する (Appendix D.5 参照)。次に動圧補償係数 $Q_{\infty c}$ を算出しゲインを設定する。

$$Q_{\infty c} = \begin{cases} 0.4 & Q < 2000 [\text{Pa}] \\ 800/Q & \text{otherwise} \end{cases} \quad (82)$$

図 30 に示した通り、マッハ数に応じてゲイン設定と積分器の初期化を実施する。ゲインスケジュール設定については、機体の特性変化を考慮して表 7 の通り代表点を選択してゲイン調整を行い、中間の区間は線形補間するものとした。

方位角誤差を

$$\psi_{err1} = \max \{ \min(\psi_F - \psi_{c0}, \psi_{lim1}), -\psi_{lim1} \} \quad (83)$$

$$\psi_{err2} = \max \{ \min(\psi_F - \psi_{c0}, \psi_{lim2}), -\psi_{lim2} \} \quad (84)$$

として、積分器は以下の通り計算する。

$$S_{\psi} = S_{\psi} + \Delta t_{GNC} \cdot \psi_{err1} \quad (85)$$

$$S_{A_y} = S_{A_y} + A_y \cdot \Delta t_{GNC} \quad (86)$$

$$S_{\psi_a} = S_{\psi} \cdot FB_{a\psi} \cdot Q_{\infty c} \quad (87)$$

$$S_{A_{y_a}} = S_{A_y} \cdot FB_{aA_y} \cdot Q_{\infty c} \quad (88)$$

$$S_{\psi_r} = S_{\psi} \cdot FB_{r\psi} \cdot Q_{\infty c} \quad (89)$$

$$S_{A_{y_r}} = S_{A_y} \cdot FB_{rA_y} \cdot Q_{\infty c} \quad (90)$$

$$S_{\psi_a} = \max \{ \min(S_{\psi_a}, S_{\psi_{a\text{trim}}}), -S_{\psi_{a\text{trim}}} \} \quad (91)$$

$$S_{A_{y_a}} = \max \{ \min(S_{A_{y_a}}, S_{A_{y_{a\text{trim}}}}), -S_{A_{y_{a\text{trim}}}} \} \quad (92)$$

$$S_{\psi_r} = \max \{ \min(S_{\psi_r}, S_{\psi_{r\text{trim}}}), -S_{\psi_{r\text{trim}}} \} \quad (93)$$

$$S_{A_{y_r}} = \max \{ \min(S_{A_{y_r}}, S_{A_{y_{r\text{trim}}}}), -S_{A_{y_{r\text{trim}}}} \} \quad (94)$$

舵角指令は、以下の通り計算される。

$$\delta_{ac} = \{ FB_{a\psi} \cdot \psi_{err2} + FB_{aA_y} \cdot A_y + FB_{ap} \cdot p + FB_{ar} \cdot r \} \cdot Q_{\infty c} + S_{\psi_a} + S_{A_{y_a}} \quad (95)$$

$$\delta_{rc} = \{ FB_{r\psi} \cdot \psi_{err2} + FB_{rA_y} \cdot A_y + FB_{rp} \cdot p + FB_{rr} \cdot r \} \cdot Q_{\infty c} + S_{\psi_r} + S_{A_{y_r}} \quad (96)$$

6.4 特異点对策

ダイブフェーズでダイブを行う際に、飛行条件によってはピッチ角が非常に深くなり、オイラー角の特異点近くなる。そのような場合には、ロール角とヨー角がカップリングするため横・方向系の制御が困難になる。そのため、ピッチ角が -80° よりも深くなった場合には、以下の通りの対策をとっている。

$$p_c = r_c = 0 \quad (97)$$

6.5 トリム補償機能

トリム補償機能とは、各舵面における舵効きのバイアス誤差を吸収するために付加した積分器のことである。具体的な処理については、図 26 に示した。

6.6 フェーズギャップ補償

フェーズギャップ補償とは、フェーズが変更された際に舵角指令に不連続が発生ないように補償する機能である。具体的には、以下の通り算出する。

$$C_d = \begin{cases} -\Delta u_c & \text{フェーズが変化した場合} \\ K_{cd} \cdot C_d & \text{otherwise} \end{cases} \quad (98)$$

ただし、 $0 < K_{cd} < 1$ とする。この結果、フェーズが変更され舵角指令が急激に変化した場合に、図 7 に示したとおり、舵角指令が不連続となることを防止する。

6.7 構造連成防止フィルタ

構造連成防止フィルタは、構造の 1 次振動モードと誘導制御系のモードが連成して共振しないように、誘導制御系の高周波成分を抑制するフィルタである。

構造の 1 次振動モードが縦横それぞれ、19.8 Hz、28.2 Hz となっている。誤差 15% を考慮して、18 Hz 以上の周波数でカットオフ量が 14 dB 以上、1 Hz での遅れが 20 ms 以下となることを目標として設計した。ここで、14 dB は 20% まで削減できる目安であり、20 ms

表7 ゲインスケジュール設定

マッハ数	$M < 0.7$	$0.7 \leq M < 0.8$	$0.8 \leq M < 1.1$	$1.1 \leq M \leq 1.2$	$M > 1.2$
ゲイン	ゲイン 1	線形補間	ゲイン 2	線形補間	ゲイン 3

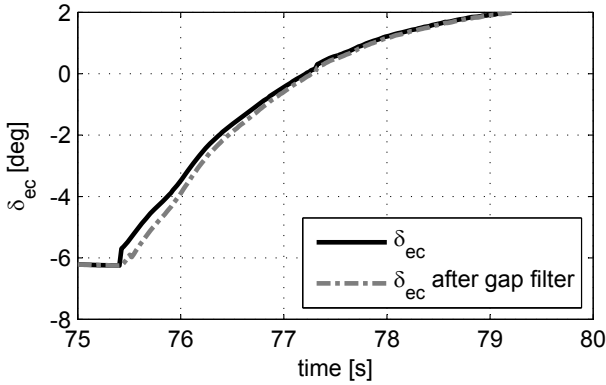


図7 フェーズギャップ補償の効果

は制御系の低速部分の1周期の時間である。その結果、フィルタは以下の通りとなった。

$$\begin{bmatrix} A & B \\ C & D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.2569 & -0.4491 & 1.1281 \\ 0.4491 & 0.8395 & 0.4031 \\ 0.0238 & 0.3265 & 0.1798 \end{bmatrix} \quad (99)$$

このフィルタのボード線図を図8に示す。

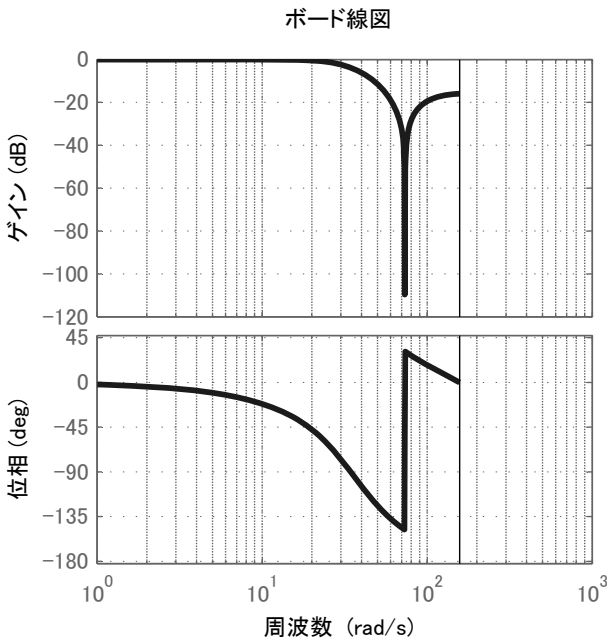


図8 構造連成防止フィルタのボード線図

7 飛行実験結果概要

飛行実験結果の詳細については、別途報告する予定であるが、制御系の要求に関わる部分について簡単に報告する。

2015年7月24日に飛行実験が実施された。飛行試験結果を表8に、フライトエンベロープに実飛行結果を重ねた結果を図9に示す。

制御則の働きの1例として、飛行フェーズ5の縦の変数の時歴を図10に示す。基準軌道生成機能より N_{zc} が生成され、それに追従するように q_c , δ_{ec} が計算されている。エレベータ舵角 δ_e は指令値どおりに作動し、 q は q_c に追従するまでに過渡応答でわずかに誤差が生じているが、定常状態ではほぼ追従できている。その結果、 N_z は N_{zc} に5秒程度で追従できていることがわかる。

これらの図表に示したとおり、全ての要求条件を満足した飛行を行い、所望の条件で発生したソニックブームの観測に成功した。このことから、本稿で述べた制御系設計手法は有効であったことが確認できた。

表8 飛行実験結果

項目	結果
マッハ数	1.386
C_L	0.123
ソニックブーム発生高度	8.03 km
ソニックブーム	観測に成功
フォーカシング	発生せず
飛行範囲	範囲内で飛行 (図9 参照)。
荷重倍数制限	$-3.89 G \leq N_z \leq 3.72 G$
仰角	要求を満足。

8 まとめ

本稿では、D-SEND#2の誘導制御系の設計について報告した。D-SEND#2は高高度・低速から低高度・超音速まで飛行するためフライトエンベロープが広く、少ない制御デバイスで多くの状態量を制御する、非常

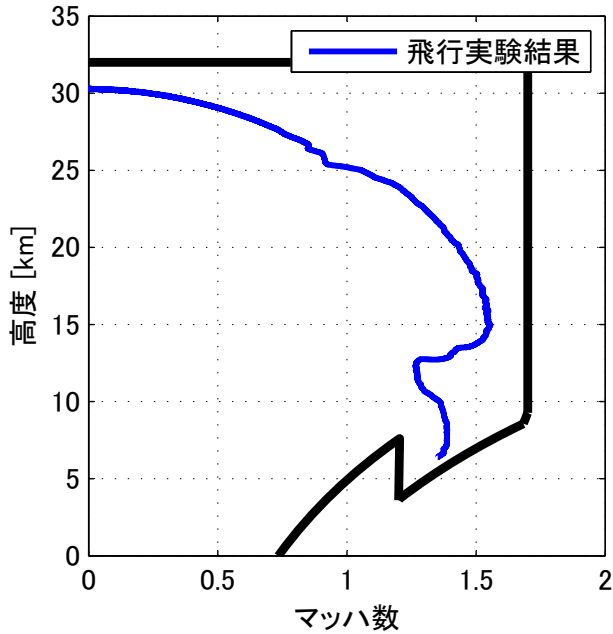


図9 フライトエンベロープ

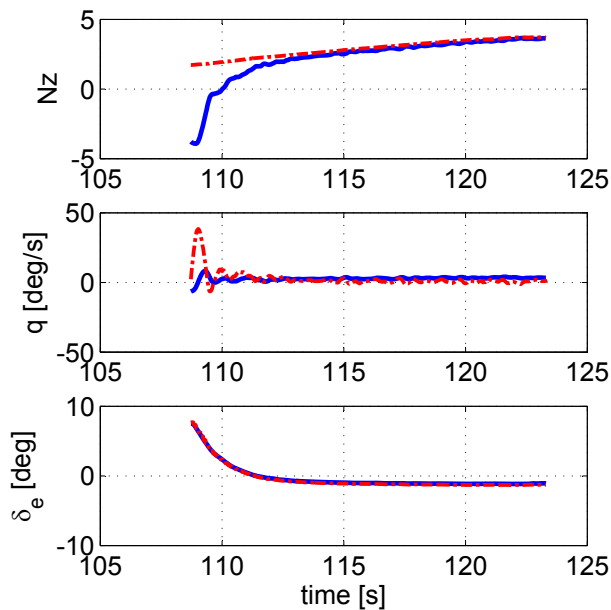


図10 飛行フェーズ5縦の制御：破線は指令値

に誘導制御系への要求が厳しいミッションである。このミッションに対して、HSDI法を含んだ柔軟な制御系を用いることによって要求された計測成功率を大きく上回る制御系を設計できた。2015年度に飛行実験を行い、設計時に与えられた要求条件を全て満たしたことが確認された。このことから、本報告書で報告した制御系は飛行実証された。なお、誘導制御系の飛行前評価結果および飛行実験結果の詳細については、別途報告する予定である。

参考文献

- 1) 本田雅久, 吉田憲司. D-SENDプロジェクト概要 (<特集>第1回「低ソニックブーム設計概念実証(d-send)」プロジェクト). 日本航空宇宙学会誌, Vol. 60, No. 7, pp. 245–249, 2012.
- 2) G. Meyer, R. Su, and L.R. Hunt. Application of nonlinear transformations to automatic flight control. *Automatica*, Vol. 20, No. 1, pp. 103–107, 1984.
- 3) Stephen H. Lane and Robert F. Stengel. Flight control design using non-linear inverse dynamics. *Automatica*, Vol. 24, No. 4, pp. 471–483, 1988.
- 4) Dale Enns, Dan Bugajski, Russ Hendrick, and Gunter Stein. Dynamic inversion: an evolving methodology for flight control design. *International Journal of Control*, Vol. 59, No. 1, pp. 71–91, mar 1994.
- 5) J.V.R. Prasad, A. J. Calise, Y. Pei, and J.E. Corban. Adaptive nonlinear controller synthesis and flight test evaluation on an unmanned helicopter. In *Proceedings of the 1999 IEEE International Conference on Control Applications (Cat. No.99CH36328)*, Vol. 1, pp. 137–142, Kohala Coast-Island of Hawaii, 1999. IEEE.
- 6) P. K. Menon, V R Irigavarapu, Irigavarapu V.R. A., and Ohlmeyer E.J. Nonlinear missile autopilot design using time-scale separation. In *AIAA Guidance, Navigation and Control and Exhibit*, pp. 1791–1803, 1997.
- 7) P. K. A. Menon, M. E. Badgett, R. A. Walker, and E. L. Duke. Nonlinear flight test trajectory controllers for aircraft. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 10, No. 1, pp. 67–72, jan 1987.
- 8) 中右介, 牧野好和, 進藤重美. 空中ソニックブーム計測システム確認飛行試験: その1. JAXA-RR-10-012, JAXA, 2010.
- 9) 中右介, 牧野好和, 進藤重美, 川上浩樹, 原田賢哉. 空中ソニックブーム計測システム確認飛行試験 その2: 第1報. JAXA-RR-11-004, JAXA, 2011.
- 10) 中右介, 牧野好和, 進藤重美, 川上浩樹, 原田賢哉. 空中ソニックブーム計測システム確認飛行試験 その2: 第2報. JAXA-RR-12-004, JAXA, 2013.
- 11) 二宮哲次郎, 鈴木広一, 川口純一郎. D-SEND#2の誘導制御系評価. JAXA-RR, JAXA, 刊行予定.
- 12) Hirokazu Suzuki and Tetsujiro Ninomiya. Guid-

ance law based on real-time trajectory prediction for D-SEND#2. JAXA-RR-17-010E, JAXA, 2018.

- 13) Jun' ichiroKawaguchi, Tetsujiro Ninomiya, Hirokazu Suzuki. Guidance and control for D-SEND#2 *Proc ICAS 2012*, Vol. 1, No. 1, p. 2012, 2012.
- 14) 宮沢与和, 川口純一郎, 二宮哲次郎. 飛行制御則の構造に関する一考察. 第 45 回飛行機シンポジウム, 2007.
- 15) 二宮哲次郎, 鈴木広一, 川口純一郎. D-SEND#2 の誘導制御系評価. 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 65, No. 1, pp. 10-16, 2017.

Appendix

A 制御設計手順

制御系への要求を考慮して、以下のステップで制御系のチューニングを行った。

1. 各フェーズごとに制御構造を決定し、ノミナル条件で飛行可能な制御ゲインを設定。
2. 単独誤差解析によりゲインを調整。
3. 線形解析で安定余裕要求を評価。必要に応じてゲインを調整。
4. モンテカルロシミュレーション (MCS) により成功率、飛行不良の割合等を評価し、不具合ケースに対してゲインを調整。
5. 線形解析で安定余裕要求を評価。

ステップ 2-4 では、ゲイン調整だけで対応できない場合には、制御構造の変更を行った。最終的に、線形解析による安定余裕要求と、MCS による成功率、飛行不良率の要求を満たす制御系構造・制御ゲインを設計した。

制御ゲインの調整作業は、制御系の評価と密接に関係している。制御系の評価については、参考文献 15) にまとめており、また別途 JAXA RR にて報告予定なので、以下に述べる各評価手法についての詳細な説明は、そちらを参照されたい。

以下の節では、各ステップの作業内容について説明する。

A.1 制御構造の決定

制御系設計の最初のステップとして制御系の構造を決定する必要がある。本プロジェクトでは、過去の JAXA のプロジェクトと比較して設計時間が短いこと、非常に広いフライトエンベロープを持っているため、従来の線形モデルとゲインスケジューリングによる制御系設計では決定すべきパラメータが膨大になるため、制御系の構造として HSDI に基づいた制御系を検討した。HSDI での初期制御ゲインの決め方については、参考文献 14) に示してある通り、一番内側の時定数を π として外側に行くほど 0.4 倍ずつ小さくなるゲインを設定した。

次に、分離許容域のうち最も可能性が高いと考えられる高度 30 km の中間レンジ (最大レンジと最小レンジの中間) を標準ケースを設計対象として、誤差なしの場合に飛行可能となるようにゲインを調整した。その結果、制御構造についていくつかの変更を行った。まず、オイラー角の特異点により制御が困難な加速フェーズの横・方向系の制御については、PID 制御による初期方位角制御を採用した。次にフェーズ 2 の引き起こし時に、通常の HSDI で使用している θ_c より算出する q_c

では迎角の制限値に対処することができないため、以下の通りとした。

$$q_c = -K(\alpha - \alpha_c) \quad (100)$$

A.2 単独誤差解析

全ての誤差について、単独で $\pm 3\sigma$ (正規分布)、あるいは最大・最小値 (一様分布) を発生させ、シミュレーションを実施した。これらの全てのケースに対してソニックブーム計測要求を達成できることを目標とした。

この中で、 $C_{m\delta e}$ 誤差ケースで迎角が制限を逸脱してしまった。この原因は α_c がステップ状に変更されるため、フェーズ切り替え直後に q_c がステップ状に非常に大きくなるため発生していることが判明した。そこで α_c に一次遅れフィルタを追加した。

A.3 線形解析 (設計)

代表的な軌道について、誤差なしのモデルに対する線形解析を行った。分離から計測終了までの 1 秒ごとの各時点で線形解析を実施し、ゲイン余裕、位相余裕、遅れ余裕が要求を満足するようにゲインの調整等を行った。この過程で、安定余裕を確保するために以下のような制御系の構造変更があった。

第 3 階層と第 4 階層の干渉の排除

フェーズ 2 の横・方向系の線形解析の結果、ゲイン余裕が小さいことが判明した。そこで、第 4 階層における \dot{p}, \dot{r} 推定項を算出する際に ϕ, β からの寄与分を削除して、第 3 階層と第 4 階層の干渉を排除した。詳細については、Appendix B に示した。

位相進み補償を加えたピッチレートフィードバックを追加

フェーズ 3-5 の縦の制御において、短周期特性のダンピングが悪いという特性があった。しかし、特にフェーズ 3 において位相余裕が要求条件に対してほとんどマージンがない状態であった。そこで、位相進み補償により位相特性を改善してゲインを大きくしてダンピングを強くできるように補償することとした。

位相進み補償は、以下の通り、2 つのパラメータ T_{1LC}, C_{LC} で定義する。

$$G_{LC}(s) = \frac{C_{LC}(1 + T_{1LC}s)}{1 + C_{LC}T_{1LC}s} \quad (101)$$

これにより、角周波数 $1/T_{1LC} - 1/C_{LC}T_{1LC}$ [rad/s] を中心に位相を進ませることができる。今問題となっている短周期の特性は、1.5 Hz 程度までの周波数なので、 $1/T_{1LC} = 0.5, 1/C_{LC}T_{1LC} = 10$ となるようにパラメータを設定した。

この変更により、安定余裕要求を満足したまま、ダンピング特性を改善することができた。

A.4 モンテカルロシミュレーション

機体モデルや環境条件など、220種類の誤差モデルを使用したMCSを実施した。MCSでは、各ケースのシミュレーション結果は、飛行不良、制限超過、計測不良、計測成功に分類される。これらの結果うち不良ケースについて精査して、要求を満たすまで対策を検討する。この過程で行った制御系の構造変更やパラメータの調整について、代表的な例を以下に示す。

分離直後にエレベータ振動

分離直後にエレベータが振動するケースが多数あった。これらのケースでは低動圧時に高速に舵面を操舵しているため、アクチュエータを破損する恐れがあった。この現象は、ADSの等価対気速度計測値に誤差がある場合に発生することが判明した。そこで、動圧100 Pa以下でエレベータ指令を 3° 以下に制限することでこの現象をほぼ回避することができるようになった。

初期方位角制御中の α 逸脱対策

初期方位角制御中の α 逸脱の原因について、分離直後の定常風や初期揺動によってHSDI第4階層の \dot{q} 項の計算で用いる迎角コマンド $\alpha_c = 4.5^\circ$ と実際の α が乖離して \dot{q} の推定誤差が大きくなったことが原因であると推定した。加速フェーズのHSDI第4階層の制御則(前ステップからのエレベータ舵角コマンド差分)は、元々次式で与えられていた。

$$\delta_{ec} = \delta_{ec0} - A_4^{-1} \{ \dot{q} + RR_1(q - q_c) \} \quad (102)$$

この制御則のロジック変更を最小限に留めつつ、低動圧域における \dot{q} 項の影響を弱めるために、動圧補償を付加した。その結果、舵角指令の算出式は(266)式-(270)式の通りとなった。

初期方位角制御中の β 逸脱対策

初期方位角制御中の β 逸脱のケースについて、シミュレーション結果を解析したところ、主に次の2通りの逸脱パターンがあることが判明した。

1. β 超過判定を行う $Mach < 0.6$ より以前の低動圧域で舵角が大きくなることにより β が逸脱
2. $0.7 < Mach < 0.8$ でのゲイン切り替え時に β が逸脱

このときの舵角指令の算出式は、舵角指令リミッタを除くと以下の構造となっていた。

$$\delta_{ac} = \left\{ FB_{a\psi} \cdot (\psi_F - \psi_{c0}) + FB_{aAy} \cdot A_y + FB_{ap} \cdot p + FB_{ar} \cdot r + FB_{a\psi I} \int (\psi_F - \psi_{c0}) dt \right. \\ \left. + FB_{aAyI} \int A_y dt \right\} \cdot Q_{\infty c} \quad (103)$$

$$\delta_{rc} = \left\{ FB_{r\psi} \cdot (\psi_F - \psi_{c0}) + FB_{rAy} \cdot A_y + FB_{rp} \cdot p + FB_{rr} \cdot r + FB_{r\psi I} \int (\psi_F - \psi_{c0}) dt + FB_{rAyI} \int A_y dt \right\} \cdot Q_{\infty c} \quad (104)$$

1つめの逸脱パターンについては、 $(\psi_F - \psi_{c0})$ の比例項と積分項が卓越することにより舵角指令が大きくなっていることが判明した。初期方位角制御は、ほぼ真下を向いている姿勢で機体の引き起こしの向きとなる垂直尾翼の方位 ψ_F を、目標とするBMSへの方位 ψ_c へと向ける制御を行う。しかし分離時に ψ_{c0} と ψ_F の差が大きい場合には、低動圧で制御が効かないにもかかわらず舵角コマンドが過大となってしまう。そこで、分離直後($Q \leq 90$ [Pa])の領域では $\psi_{c0} = \psi_F$ として、比例項と積分項が有効になるタイミングを遅らせることとした。さらに $Mach > 0.3$ の領域では ψ_{c0} に $10^\circ/s$ のレートリミッタを適用することで、コマンドのステップ的な変化を抑制して過大なコマンドが生成されないように変更した。さらに、方位角誤差の比例項と積分項に、それぞれに $20^\circ, 15^\circ$ のリミッタを設けた。

2つめの逸脱パターンについては、ゲインの調整により抑制することができた。

ギャップ補償用定数の変更

ギャップ補償用の定数は、フェーズが切り替わったときのステップ状の変化分を変数に保存し、その変数に $0 < K_{cd} < 1$ となる係数を毎ステップかけることにより、フェーズ間の指令のギャップを0へと滑らかに補償するためのパラメータである。滑空フェーズでロール振動が発生して飛行不良となったケースを精査したところ、コマンドの変化が大き過ぎることがわかった。そこで、ギャップが消えるまでの時定数を1秒相当から2秒相当へと変更し、さらにロール角コマンドのリミッタ(ϕ_{cmax})を抑制した。

A.5 線形解析(評価)

全ての要求条件を満たしたMCSの結果に対して、再度線形解析を行い、安定余裕が確保されていることを確認する。ここで安定余裕が満足していない場合には、安定余裕を確保できるようにゲインを調整した上で、前のMCSのステップに戻る。

B 第4階層の微分推定項算出方法について

第4階層で使用している $\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$ を算出する際に、 $\phi = p = q = r = \beta = 0, \alpha = \alpha_c$ とした上で数学モデ

ルを利用して推定値を計算している．これらの値を強制的に代入する意味は，それぞれ以下の通りである．

対策 1. 第 3 階層と第 4 階層の運動を分離

対策 2. 角速度のポジティブフィードバックの削除

対策 1 では，応答の時定数が異なる第 3 階層と第 4 階層の運動を明確に分離するために，第 4 階層の DI 制御を行う際には，遅い時定数を持つ変数 α, β, ϕ の影響を受けないようにする．具体的には，角速度の微分値 $(\dot{p}, \dot{q}, \dot{r})$ の計算を行う際に α, β を $\alpha_c, \beta_c (= 0), \phi = 0$ で置き換える．

第 4 階層で使用する角速度の微分値の推定計算の中には， p, q, r をフィードバックしている項が存在しており，それらの項が誤差の影響などで変動するとポジティブフィードバックが発生して不安定極が現れる可能性がある．そこで対策 2 では，DI 制御で使用する角速度の微分値を計算する際に， $p = q = r = 0$ として計算を行う．これはダンピングがないことを想定して制御を行うことに相当し，モデル化誤差によりダンピングを過大に見積もって過剰な操舵をすることを避けることに相当する．

C 定数表

C.1 定数

誘導制御系で使用した定数を表 9 に示す．

C.2 ゲイン

誘導制御系で使用したゲインを以下に示す．初期方位角制御で使用したゲインを表 10，その他の制御系で使用したゲインを表 11，その他の定数等を表 12 に示す．

表 9 定数表

項目	変数名	値
円周率	π	3.141592653589793
度からラジアンへの変換係数	$D2R$	$\pi/180.0$
エスレンジの重力加速度	g_0	9.8250381450 m/s^2
地球半径 (大気モデル用)	R_{0atmos}	6356.766 km
地球半径 (エスレンジ)	$R_{0Esrange}$	6359.646 km
地球半径 (誘導座標系原点)	R_{e0}	6390.720 km
地球半径 (WGS84 モデル)	R_a	6378.137 km
地球半径 (極半径)	R_b	6356.752 km
誘導座標系原点緯度	λ_0	68.25 deg
誘導座標系原点経度	η_0	21.0 deg

表 10 制御ゲイン 1: 初期方位角制御ゲイン

舵面	ゲインの対象	変数名	i (セット番号)		
			1	2	3
エレロン	ψ	$FB_{a\psi i}$	-0.116743251681	-1.551739573478	-1.551739573478
	A_y	$FB_{aAy i}$	0.0	0.0	0.0
	p	$FB_{ap i}$	-0.655498505	-0.87759017944	-0.877590179444
	r	$FB_{ar i}$	0.125896549	0.0191211044788	0.0191211044788
	ψ の積分	$FB_{a\psi I i}$	0.000001912453267	-0.00008523674911	-0.00008523674911
	A_y の積分	$FB_{aAy I i}$	0.0	0.0	0.0
ラダー	ψ	$FB_{r\psi i}$	0.04603149	0.814464037	0.4790964922446
	A_y	$FB_{rAy i}$	0.312539321	0.000426199382	0.000426199382
	p	$FB_{rp i}$	0.005479129	0.0037633944195	0.0037633944195
	r	$FB_{rr i}$	34.04025528615	4.641717633513	4.641717633513
	ψ の積分	$FB_{r\psi I i}$	0.02754058166916	0.002228768111312	0.002228768111312
	A_y の積分	$FB_{rAy I i}$	0.0	0.0	0.0

変数名の下付添え字の i は、それぞれ変数のセット番号が入る。

表 11 制御ゲイン 2: 各フェーズの制御ゲイン

変数名	i (フェーズ番号)					
	1	21	22	3	4	5
RK_{1i}			4.212	2.63881069	6.01623	3.6176844
RR_{1i}	3.984388632	1.85538025	1.1976678	0.9	1.05	0.4
RB_{1i}			4.0	1.788535089	4.179348	3.13529797
RK_{2i}			1.38775614	2.665465344	1.2	2.1083257
RR_{2i}	0.58526159			1.5	0.7	0.5
RB_{2i}			0.8334712	0.86716854	2.0	1.79159884
RR_{1inti}	-0.026983254			-0.083492111	-0.003	-0.020038107
RK_{2inti}			0.74840568	0.263636926	0.0	0.524283648
RB_{2inti}			0.0	0.0	0.0	0.5773742
RR_{2FFi}		-0.0919962	-0.0622535			
$K_{\psi i}$			0.5	5.0	0.0	0.0
RR_{3i}				0.474977344		
RK_{1pinti}			0.0	0.0	1.00E-02	0.0
RK_{1rinti}			0.0	0.0	0.0	0.0
RB_{1pinti}			0.0	0.0	0.0	0.0
RB_{1rinti}			0.0	0.0	-2.00E-01	0.0
$RR_{3\dot{\gamma}_c}$				1.0		
K_{cLC}				4.0	6.0	4.3
$K_{qc i}$		0.7	0.7			
$K_{qc2inti}$		-1.0	-1.0			

2文字目の K,R,B はそれぞれ, ロール, ピッチ, ヨー系のゲイン

変数名の下付添え字の i は, それぞれフェーズ番号が入る. 本文中の式では, フェーズ番号は省略.

空欄は使用されない.

表 12 制御ゲイン 3: その他の定数

項目	変数名	値
積分器の容量	$\text{Int}_{\gamma \max}$	0.034906585(= 2°)
	$\text{Int}_{\phi \max}$	0.174532925(= 10°)
	$\text{Int}_{\theta \max}$	1.745329252(= 100°)
	$\text{Int}_{\alpha \max}$	0.174532925(= 10°)
	$\text{Int}_{\beta \max}$	0.174532925(= 10°)
	$\text{Int}_{N_z \max}$	10.0
	$\text{Int}_{\delta_{ec} \max}$	0.104719755(= 6°)
	$\text{Int}_{\delta_{ec} \max 3}$	0.05235987756(= 3°)
	$\text{Int}_{\delta_{ec} \max 5}$	0.05235987756(= 3°)
	$\text{Int}_{\delta_{ac} \max}$	0.05235987756(= 3°)
	$\text{Int}_{\delta_{rc} \max}$	0.078539816(= 4.5°)
	$\text{trim_limit}_{\delta_a}$	0.034906585(= 2°)
	$\text{trim_limit}_{\delta_r}$	0.034906585(= 2°)
ギャップ補償用定数	K_{cd}	0.98
迎角指令最大値・最小値	α_{\max}	0.209439510239320(= 12°)
	α_{\min}	-0.174532925199433(= -10°)
ロール角指令最大値	$\phi_{c \max 22}$	0.174532925(= 10°)
	$\phi_{c \max 33}$	0.436332313(= 25°)
	$\phi_{c \max 34}$	0.349065850(= 20°)
	$\phi_{c \max 4}$	0.610865238(= 35°)
積分器用係数	$KA4_{21}$	-90.6221
投棄舵角	δ_{acf}	0.082030475(= 4.7°)
	δ_{rcf}	0.099483767(= 5.7°)
初期舵角	δ_{ec0}	-0.0174532925(= -1°)
初期方位角制御関係	Int_strt_DP	300.0
	$\psi_{\text{lim}1}$	15.0°
	$\psi_{\text{lim}2}$	20.0°
	τ_{ψ}	10.0°
位相進みフィルタ用パラメータ	T_{1LC}	2.0
	C_{LC}	0.05
舵角リミッタ	δ_{\max}	0.349065850(= 20°)
	$\dot{\delta}_{\max}$	13.9626340.(= 80°)
	$\delta_{\max \text{low}}$	0.05235988(= 3.0°)

D 誘導制御機能詳細

以下に、誘導制御機能の詳細をフローチャート及び数式を用いて表す。図中に各機能の名前が書かれているもののうち、背景が灰色となっている機能については別の図で、それ以外は数式により機能を説明している。フローチャートには特に定義されていない変数 (Isw_divide など) が使用されているが、これらはその機能内部で値を保管しているフラグである。また、IG_{lon} は飛行フェーズを、IG_{lat} は横・方向制御フェーズを示している。

D.1 機体モデル線形化機能

線形化機能の全体図を図 11 に示す。状態変数の微分値については、センサ情報に基づいて運動方程式より算出する。図中の A_2 の算出式は、以下の $\dot{\gamma}$ を用いて、 θ についての数値微分により計算する。

A_2 算出式

$$V_h = \begin{bmatrix} u_e \\ v_e \\ w_e \end{bmatrix} = T_{BH}^{-1} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (105)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{\partial \gamma}{\partial u} \dot{u} + \frac{\partial \gamma}{\partial v} \dot{v} + \frac{\partial \gamma}{\partial w} \dot{w} + \frac{\partial \gamma}{\partial \phi} \dot{\phi} + \frac{\partial \gamma}{\partial \theta} \dot{\theta} + \frac{\partial \gamma}{\partial \psi} \dot{\psi} \quad (106)$$

$$A_2 = \frac{\partial \dot{\gamma}}{\partial \theta} \quad (107)$$

A_4 算出式

$\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$ については、 $\phi = \beta = p = r = q = 0, \alpha = \bar{\alpha}_c$ として運動方程式から算出する。

$$A_4 = \begin{bmatrix} \frac{\partial \dot{p}}{\partial \delta_e} & \frac{\partial \dot{p}}{\partial \delta_a} & \frac{\partial \dot{p}}{\partial \delta_r} \\ \frac{\partial \dot{q}}{\partial \delta_e} & \frac{\partial \dot{q}}{\partial \delta_a} & \frac{\partial \dot{q}}{\partial \delta_r} \\ \frac{\partial \dot{r}}{\partial \delta_e} & \frac{\partial \dot{r}}{\partial \delta_a} & \frac{\partial \dot{r}}{\partial \delta_r} \end{bmatrix} \quad (108)$$

T_{flt} 算出式

$$T_{flt} = \begin{cases} 0.1 & \text{IG}_{lon} > 2 \\ 10^{-\frac{20 \log_{10} |A_4(2,1) \cdot A_3(2,2)|}{40}} & \text{otherwise} \end{cases} \quad (109)$$

D.2 制御機能機能

制御機能の全体図を図 13 に示す。

α, β 補正

以下の条件のいずれかに当てはまる場合に補正を行う。

- $h > 18 \text{ km}$ かつ $\text{Mach} < 0.6$
- $h > 32 \text{ km}$ かつ $\text{Mach} < 0.9$

- $h > 38 \text{ km}$ かつ $\text{Mach} < 1.2$

補正式は以下の通りである。

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{w_A}{u_A} \quad (110)$$

$$V_{tas} = \sqrt{u_A^2 + v_A^2 + w_A^2} \quad (111)$$

$$\beta = \begin{cases} 0 & V_{tas} \leq 1 \times 10^{-6} \\ \sin^{-1} \frac{v_A}{V_{tas}} & \text{otherwise} \end{cases} \quad (112)$$

風推定

$$V_{WH} = \begin{cases} \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T & \text{Mach} \leq 0.2 \& \\ & \text{IG}_{lon} == 1 \\ -T_{BH}^{-1} \cdot V_{tas} \cdot \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta \\ \sin \beta \\ \sin \alpha \cos \beta \end{bmatrix} & \text{otherwise} \end{cases} \quad (113)$$

$$V_e = T_{BH}^{-1} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (114)$$

ゲインスケジューリング

ゲインスケジューリングについては、図 15 の通りに行う。ただし、具体的な変数の設定は、以下の通りの処理を行う。

ゲイン設定フェーズ 1

$$Q_{\infty c} = \max \left(\frac{Q}{Q_{\infty 0}}, 1.0 \right) \quad (115)$$

$$RK_1 = RK_{11} \cdot Q_{\infty c} \quad (116)$$

$$RR_1 = RR_{11} \cdot Q_{\infty c} \quad (117)$$

$$RB_1 = RB_{11} \cdot Q_{\infty c} \quad (118)$$

$$RK_2 = RK_{21} \cdot Q_{\infty c} \quad (119)$$

$$RR_2 = RR_{21} \cdot Q_{\infty c} \quad (120)$$

$$RB_2 = RB_{21} \cdot Q_{\infty c} \quad (121)$$

$$RR_{1int} = RR_{1int1} \quad (122)$$

ゲイン設定フェーズ 21

$$RK_1 = RK_{121} \quad (123)$$

$$RR_1 = RR_{121} \quad (124)$$

$$RB_1 = RB_{121} \quad (125)$$

$$RK_2 = RK_{221} \quad (126)$$

$$RR_2 = RR_{221} \quad (127)$$

$$RB_2 = RB_{221} \quad (128)$$

$$RR_{2int} = RR_{2int21} \quad (129)$$

$$RK_{2int} = RK_{2int21} \quad (130)$$

$$RB_{2int} = RB_{2int21} \quad (131)$$

$$RR_{2FF} = RR_{2FF21} \quad (132)$$

$$RR_{1int} = RR_{1int21} \quad (133)$$

ゲイン設定フェーズ 22

$$RK_1 = RK_{122} \quad (134)$$

$$RR_1 = RR_{122} \quad (135)$$

$$RB_1 = RB_{122} \quad (136)$$

$$RK_2 = RK_{222} \quad (137)$$

$$RR_2 = RR_{222} \quad (138)$$

$$RB_2 = RB_{222} \quad (139)$$

$$RR_{2int} = RR_{2int22} \quad (140)$$

$$RK_{2int} = RK_{2int22} \quad (141)$$

$$RB_{2int} = RB_{2int22} \quad (142)$$

$$K_\psi = K_{\psi22} \quad (143)$$

$$RR_{2FF} = RR_{2FF22} \quad (144)$$

$$RR_3 = RR_{322} \quad (145)$$

$$RR_{3int} = RR_{3int22} \quad (146)$$

$$RR_{1int} = RR_{1int22} \quad (147)$$

$$RK_{1pint} = RK_{1pint22} \quad (148)$$

$$RK_{1rint} = RK_{1rint22} \quad (149)$$

$$RB_{1pint} = RB_{1pint22} \quad (150)$$

$$RB_{1rint} = RB_{1rint22} \quad (151)$$

ゲイン設定フェーズ 3

$$RK_1 = RK_{13} \quad (152)$$

$$RR_1 = RR_{13} \quad (153)$$

$$RB_1 = RB_{13} \quad (154)$$

$$RK_2 = RK_{23} \quad (155)$$

$$RR_2 = RR_{23} \quad (156)$$

$$RB_2 = RB_{23} \quad (157)$$

$$RR_{2int} = RR_{2int3} \quad (158)$$

$$RK_{2int} = RK_{2int3} \quad (159)$$

$$RB_{2int} = RB_{2int3} \quad (160)$$

$$K_\psi = K_{\psi3} \quad (161)$$

$$RR_3 = RR_{33} \quad (162)$$

$$RR_{3int} = RR_{3int3} \quad (163)$$

$$RR_{1int} = RR_{1int3} \quad (164)$$

$$RK_{1pint} = RK_{1pint3} \quad (165)$$

$$RK_{1rint} = RK_{1rint3} \quad (166)$$

$$RB_{1pint} = RB_{1pint3} \quad (167)$$

$$RB_{1rint} = RB_{1rint3} \quad (168)$$

ゲイン設定フェーズ 4

$$RK_1 = RK_{14} \quad (169)$$

$$RR_1 = RR_{14} \quad (170)$$

$$RB_1 = RB_{14} \quad (171)$$

$$RK_2 = RK_{24} \quad (172)$$

$$RR_2 = RR_{24} \quad (173)$$

$$RB_2 = RB_{24} \quad (174)$$

$$RR_{2int} = RR_{2int4} \quad (175)$$

$$RK_{2int} = RK_{2int4} \quad (176)$$

$$RB_{2int} = RB_{2int4} \quad (177)$$

$$RR_{2Nd} = RR_{2Nd4} \quad (178)$$

$$RR_{2Nzq} = RR_{2Nzq4} \quad (179)$$

$$K_\psi = K_{\psi4} \quad (180)$$

$$RR_{1int} = RR_{1int4} \quad (181)$$

$$RK_{1pint} = RK_{1pint4} \quad (182)$$

$$RK_{1rint} = RK_{1rint4} \quad (183)$$

$$RB_{1pint} = RB_{1pint4} \quad (184)$$

$$RB_{1rint} = RB_{1rint4} \quad (185)$$

ゲイン設定フェーズ 5

$$RK_1 = RK_{15} \quad (186)$$

$$RR_1 = RR_{15} \quad (187)$$

$$RB_1 = RB_{15} \quad (188)$$

$$RK_2 = RK_{25} \quad (189)$$

$$RR_2 = RR_{25} \quad (190)$$

$$RB_2 = RB_{25} \quad (191)$$

$$RR_{2int} = RR_{2int5} \quad (192)$$

$$RK_{2int} = RK_{2int5} \quad (193)$$

$$RB_{2int} = RB_{2int5} \quad (194)$$

$$RR_{2Nd} = RR_{2Nd5} \quad (195)$$

$$RR_{2Nzq} = RR_{2Nzq5} \quad (196)$$

$$K_\psi = K_{\psi5} \quad (197)$$

$$RR_{1int} = RR_{1int5} \quad (198)$$

$$RK_{1pint} = RK_{1pint5} \quad (199)$$

$$RK_{1rint} = RK_{1rint5} \quad (200)$$

$$RB_{1pint} = RB_{1pint5} \quad (201)$$

$$RB_{1rint} = RB_{1rint5} \quad (202)$$

リミッタ

リミッタでは、指令値に対してリミッタおよびレートリミッタをかける。最初に舵角指令にリミッタをか

ける。

$$\delta_{ec} = \begin{cases} \max(\min(\delta_{ec}, \delta_{emaxlow}), -\delta_{emaxlow}) & Q < 100 \\ \max(\min(\delta_{ec}, \delta_{max}), -\delta_{max}) & \text{otherwise} \end{cases} \quad (203)$$

$$\delta_{ac} = \max(\min(\delta_{ac}, \delta_{max}), -\delta_{max}) \quad (204)$$

$$\delta_{rc} = \max(\min(\delta_{rc}, \delta_{max}), -\delta_{max}) \quad (205)$$

次に、実際のアクチュエータ舵角となるスタビレータ指令値にリミッタをかける。

$$Stb_{Lc} = \delta_{ec} + \delta_{ac}, Stb_{Rc} = \delta_{ec} - \delta_{ac} \quad (206)$$

$$Stb_{Lc} = \max(\min(Stb_{Lc}, \delta_{max}), -\delta_{max}) \quad (207)$$

$$Stb_{Rc} = \max(\min(Stb_{Rc}, \delta_{max}), -\delta_{max}) \quad (208)$$

最後に、スタビレータ指令値にレートリミッタをかけ、エレベータ指令、エルロン指令に変換する。

$$Stb_{L0} = \delta_{e0} + \delta_{a0}, Stb_{R0} = \delta_{e0} - \delta_{a0} \quad (209)$$

$$\Delta Stb_L = \frac{Stb_{Lc} - Stb_{L0}}{\Delta t_{GNC}} \quad (210)$$

$$\Delta Stb_R = \frac{Stb_{Rc} - Stb_{R0}}{\Delta t_{GNC}} \quad (211)$$

$$Stb_{Lc} = \max(\min(Stb_{Lc}, \dot{\delta}_{max}), -\dot{\delta}_{max}) \quad (212)$$

$$Stb_{Rc} = \max(\min(Stb_{Rc}, \dot{\delta}_{max}), -\dot{\delta}_{max}) \quad (213)$$

$$\delta_{ec} = \frac{Stb_{Lc} + Stb_{Rc}}{2} \quad (214)$$

$$\delta_{ac} = \frac{Stb_{Lc} - Stb_{Rc}}{2} \quad (215)$$

D.3 コマンドフィルタ

コマンドフィルタでは、誘導側から与えられたコマンドを制御則で使用するためにフィルタ処理を行う。図 16-図 19 に具体的な処理を示す。

D.4 HSDI 制御則

HSDI 制御則の処理の流れは、図 20-図 33 の通りとなっている。

\dot{x} 算出

\dot{x} 算出の際には、3.2 節で述べた運動方程式を使用する。ただし、 $\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$ を算出する際には、 $\phi = \beta = p = q = r = 0, \alpha = \alpha_c$ として算出する。

第 3 階層 A

$$\dot{\theta}_F = \begin{cases} \frac{(\dot{\theta} \sin \theta \cos \phi + \dot{\phi} \sin \phi \cos \theta) \theta_F}{|\theta_F| \times 10^{-6}} & |\theta_F| < 10^{-6} \\ \frac{\dot{\theta} \sin \theta \cos \phi + \dot{\phi} \sin \phi \cos \theta}{\sin \theta_F} & \text{otherwise} \end{cases} \quad (216)$$

$$\zeta_3 = \dot{\theta}_F + RR_2(\theta_F - \theta_c) \quad (217)$$

$$q_{c0} = q - \frac{\zeta_3}{A_3(2, 2)} \quad (218)$$

$$p_c = 0 \quad (219)$$

$$r_c = 0 \quad (220)$$

第 3 階層 B

$$q_c = K_{qc2} \cdot (\alpha_1 - \alpha) \quad (221)$$

$$C_{qc} = \begin{cases} K_{cd} \cdot (q_{c0} - q_c) & IG_{lon} \neq IG_{lon} \\ K_{cd} \cdot C_{qc} & \text{otherwise} \end{cases} \quad (222)$$

$$q_c = q_c + C_{qc} \quad (223)$$

第 3 階層 C

$IG_{lon} \neq IG_{lon}$ または $IG_{lat} \neq IG_{lat}$ の場合

$$Int_\theta = 0$$

$$Int_\phi = 0$$

$$Int_\beta = 0$$

$$\zeta_3 = \begin{bmatrix} \dot{\phi} + RK_2(\phi - \phi_c) + Int_\phi \\ \dot{\beta} + RB_2 \cdot \beta + Int_\beta \end{bmatrix} \quad (224)$$

$$Int_\phi = Int_\phi + RK_{2int}(\phi - \phi_c) \cdot \Delta t_{GNC} \quad (225)$$

$$Int_\theta = Int_\theta + RR_{2int}(\theta - \theta_c) \cdot \Delta t_{GNC} \quad (226)$$

$$Int_\beta = Int_\beta + RB_{2int}(\beta - \beta_c) \cdot \Delta t_{GNC} \quad (227)$$

$$Int_\phi = \max\{\min(Int_\phi, Int_{\phi \max}), -Int_{\phi \max}\} \quad (228)$$

$$Int_\theta = \max\{\min(Int_\theta, Int_{\theta \max}), -Int_{\theta \max}\} \quad (229)$$

$$Int_\beta = \max\{\min(Int_\beta, Int_{\beta \max}), -Int_{\beta \max}\} \quad (230)$$

$$det32 = A_3(1, 1) \cdot A_3(3, 3) - A_3(1, 3) \cdot A_3(3, 1) \quad (231)$$

$$det32 = \begin{cases} 0.2 \cdot \frac{|det32|}{det32} & |det32| < 0.2 \\ det32 & \text{otherwise} \end{cases} \quad (232)$$

$$A_{42} = \frac{1}{det32} \begin{bmatrix} A_3(3, 3) & -A_3(1, 3) \\ -A_3(3, 1) & A_3(1, 1) \end{bmatrix} \quad (233)$$

$$\begin{bmatrix} p_c \\ r_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p \\ r \end{bmatrix} - A_{42} \cdot \zeta_3 \quad (234)$$

$$q_c = K_{qc2} \cdot (\bar{\alpha}_c - \alpha) \quad (235)$$

第3階層 D

$IG_{lon} \neq IG_{lon0}$ または $IG_{lat} \neq IG_{lat0}$ の場合

$$\text{Int}_\theta = 0$$

$$\text{Int}_\phi = 0$$

$$\text{Int}_\beta = 0$$

$$\zeta_3 = \begin{bmatrix} \dot{\phi} + RK_2(\phi - \phi_c) + \text{Int}_\phi \\ \dot{\theta} + RR_2(\theta - \theta_c) \\ \dot{\beta} + RB_2 \cdot \beta + \text{Int}_\beta \end{bmatrix} \quad (236)$$

$$\text{Int}_\phi = \text{Int}_\phi + RK_{2int}(\phi - \phi_c) \cdot \Delta t_{GNC} \quad (237)$$

$$\text{Int}_\beta = \text{Int}_\beta + RB_{2int}(\beta - \beta_c) \cdot \Delta t_{GNC} \quad (238)$$

$$\text{Int}_\phi = \max \{ \min(\text{Int}_\phi, \text{Int}_{\phi \max}), -\text{Int}_{\phi \max} \} \quad (239)$$

$$\text{Int}_\beta = \max \{ \min(\text{Int}_\beta, \text{Int}_{\beta \max}), -\text{Int}_{\beta \max} \} \quad (240)$$

$$\det32 = A_3(1, 1) \cdot A_3(3, 3) - A_3(1, 3) \cdot A_3(3, 1) \quad (241)$$

$$\det32 = \begin{cases} 0.2 \cdot \frac{|\det32|}{\det32} & |\det32| < 0.2 \\ \det32 & \text{otherwise} \end{cases} \quad (242)$$

$$A_{42} = \frac{1}{\det32} \begin{bmatrix} A_3(3, 3) & -A_3(1, 3) \\ -A_3(3, 1) & A_3(1, 1) \end{bmatrix} \quad (243)$$

$$\begin{bmatrix} p_c \\ r_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p \\ r \end{bmatrix} - A_{42} \begin{bmatrix} \zeta_3(1) \\ \zeta_3(3) \end{bmatrix} \quad (244)$$

$$q_c = \begin{cases} q - \frac{\zeta_3(2)}{10^{-6}} \cdot \frac{|A_3(2, 2)|}{A_3(2, 2)} & |A_3(2, 2)| < 10^{-6} \\ q - \frac{\zeta_3(2)}{A_3(2, 2)} & \text{otherwise} \end{cases} \quad (245)$$

第3階層 E

$IG_{lon} \neq IG_{lon0}$ の場合

$$\text{Int}_{Nz} = 0$$

$$\text{Int}_\phi = 0$$

$$\text{Int}_\beta = 0$$

$$N_z = -\frac{A_z}{g_0} \quad (246)$$

$$\zeta_3(1) = -RR_2(N_z - N_{zc}) \quad (247)$$

$$\zeta_3(2) = \dot{\phi} + RK_2(\phi - \phi_c) + \text{Int}_\phi \quad (248)$$

$$\zeta_3(3) = \dot{\beta} + RB_2\beta + \text{Int}_\beta \quad (249)$$

$$\det32 = A_3(2, 1) \cdot A_3(3, 3) - A_3(3, 1) \cdot A_3(2, 3) \quad (250)$$

$$\det32 = \begin{cases} 0.2 \cdot \frac{|\det32|}{\det32} & |\det32| < 0.2 \\ \det32 & \text{otherwise} \end{cases} \quad (251)$$

$$A_{42} = \frac{1}{\det32} \begin{bmatrix} A_3(3, 3) & -A_3(2, 3) \\ -A_3(3, 1) & A_3(2, 1) \end{bmatrix} \quad (252)$$

$$\begin{bmatrix} p_c \\ r_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p \\ r \end{bmatrix} - A_{42} \begin{bmatrix} \zeta_3(2) \\ \zeta_3(3) \end{bmatrix} \quad (253)$$

$$q_c = \zeta_3(1) \quad (254)$$

トリム補償器 式 A

$$\text{Int}_{\delta_{ec}} = \text{Int}_{\delta_{ec}} + K_{qc2int} \cdot q_c \cdot \Delta t_{GNC} \quad (255)$$

トリム補償器 式 B

$$\text{Int}_{\delta_{ec}} = \text{Int}_{\delta_{ec}} + \begin{cases} RR_{1int}(N_{zc} - N_z) \cdot \frac{KA_{421}}{A_4(2, 1)} \cdot \Delta t_{GNC} \\ |A_4(2, 1)| < 10^{-6} \\ RR_{1int}(N_{zc} - N_z) \cdot \frac{KA_{421}}{10^{-6}} \cdot \Delta t_{GNC} \\ \text{otherwise} \end{cases} \quad (256)$$

トリム補償器 式 C

$$\text{Int}_{\delta_{ec}} = \text{Int}_{\delta_{ec}} + RR_{1int}(q_c - q) \cdot \Delta t_{GNC} \quad (257)$$

トリム補償器 式 D

$$\text{Int}_{\delta_{ec}} = \max \{ \min(\text{Int}_{\delta_{ec}}, \text{Int}_{\delta_{ec} \max}), -\text{Int}_{\delta_{ec} \max} \} \quad (258)$$

トリム補償器 式 E

$$\text{Int}_{\delta_{ec}} = \max \{ \min(\text{Int}_{\delta_{ec}}, \text{Int}_{\delta_{ec} \max 3}), -\text{Int}_{\delta_{ec} \max 3} \} \quad (259)$$

トリム補償器 式 F

$$\text{Int}_{\delta_{ec}} = \max \{ \min(\text{Int}_{\delta_{ec}}, \text{Int}_{\delta_{ec} \max}), -\text{Int}_{\delta_{ec} \max} \} \quad (260)$$

トリム補償器 式 G

$$\text{Int}_{\delta_{ec}} = \max \{ \min(\text{Int}_{\delta_{ec}}, \text{Int}_{\delta_{ec} \max 5}), -\text{Int}_{\delta_{ec} \max 5} \} \quad (261)$$

トリム補償器 式 H

$$\text{Int}_{\delta_{ac}} = \text{Int}_{\delta_{ac}} + RK_{1pint}(p_c - p) \cdot \Delta t_{GNC} \\ + RK_{1rint}(r_c - r) \cdot \Delta t_{GNC} \quad (262)$$

$$\text{Int}_{\delta_{ac}} = \max \{ \min(\text{Int}_{\delta_{ac}}, \text{Int}_{\delta_{ac} \max}), -\text{Int}_{\delta_{ac} \max} \} \quad (263)$$

$$\text{Int}_{\delta_{rc}} = \text{Int}_{\delta_{rc}} + RB_{1pint}(p_c - p) \cdot \Delta t_{GNC} \\ + RB_{1rint}(r_c - r) \cdot \Delta t_{GNC} \quad (264)$$

$$\text{Int}_{\delta_{rc}} = \max \{ \min(\text{Int}_{\delta_{rc}}, \text{Int}_{\delta_{rc} \max}), -\text{Int}_{\delta_{rc} \max} \} \quad (265)$$

第4階層 A

$$C_{dq} = \max \left\{ \min \left(\frac{Q}{550}, 1 \right), 0 \right\} \quad (266)$$

$$\zeta_4 = C_{dq} \cdot \dot{q} + RR_1(q - q_c) \quad (267)$$

$$\mathbf{du}(1) = \begin{cases} -\frac{\zeta_4}{10^{-6}} \cdot \frac{|A_4(2,1)|}{A_4(2,1)} & |A_4(2,1)| < 10^{-6} \\ -\frac{\zeta_3(2)}{A_4(2,1)} & \text{otherwise} \end{cases} \quad (268)$$

$$\mathbf{du}(2) = 0 \quad (269)$$

$$\mathbf{du}(3) = 0 \quad (270)$$

第4階層 B

$$\zeta_4 = \dot{q} + RR_1(q - q_c) \quad (271)$$

$$\mathbf{du}(1) = \begin{cases} -\frac{\zeta_4}{10^{-6}} \cdot \frac{|A_4(2,1)|}{A_4(2,1)} & |A_4(2,1)| < 10^{-6} \\ -\frac{\zeta_3(2)}{A_4(2,1)} & \text{otherwise} \end{cases} \quad (272)$$

$$\mathbf{du}(2) = 0 \quad (273)$$

$$\mathbf{du}(3) = 0 \quad (274)$$

位相進み補償

$$y_{LC} = A_{LC} \cdot x_{LC} + B_{LC} \cdot q \quad (275)$$

$$x_{LC} = C_{LC} \cdot x_{LC} + D_{LC} \cdot q \quad (276)$$

$$A_{LC} = -\frac{\Delta t_{GNC} - 2\beta_{LC}T1_{LC}}{\Delta t_{GNC} + 2\beta_{LC}T1_{LC}} \quad (277)$$

$$B_{LC} = \frac{4\beta_{LC}T1_{LC}\Delta t_{GNC}}{(\Delta t_{GNC} + 2\beta_{LC}T1_{LC})^2} \quad (278)$$

$$C_{LC} = 1.0 \quad (279)$$

$$D_{LC} = \frac{\beta_{LC}(\Delta t_{GNC} + 2T1_{LC})}{\Delta t_{GNC} + 2\beta_{LC}T1_{LC}} \quad (280)$$

第4階層 C

$$\mathbf{du}(1) = \begin{cases} \delta_{ec0} - \frac{\zeta_4(2)}{10^{-6}} \cdot \frac{|A_4(2,1)|}{A_4(2,1)} & |A_4(2,1)| < 10^{-6} \\ \delta_{ec0} - \frac{\zeta_4(2)}{A_4(2,1)} & \text{otherwise} \end{cases} \quad (281)$$

$$\mathbf{du}(2) = \begin{cases} \delta_{ac0} - \frac{\zeta_4(1)}{10^{-6}} \cdot \frac{|A_4(1,2)|}{A_4(1,2)} & |A_4(1,2)| < 10^{-6} \\ \delta_{ac0} - \frac{\zeta_4(1)}{A_4(1,2)} & \text{otherwise} \end{cases} \quad (282)$$

$$\mathbf{du}(3) = \begin{cases} \delta_{rc0} - \frac{\zeta_4(3)}{10^{-6}} \cdot \frac{|A_4(3,3)|}{A_4(3,3)} & |A_4(3,3)| < 10^{-6} \\ \delta_{rc0} - \frac{\zeta_4(2)}{A_4(3,3)} & \text{otherwise} \end{cases} \quad (283)$$

第4階層 D

$$\mathbf{du}(2) = \begin{cases} -\frac{\zeta_4(2)}{10^{-6}} \cdot \frac{|A_4(2,1)|}{A_4(2,1)} & |A_4(2,1)| < 10^{-6} \\ -\frac{\zeta_4(2)}{A_4(2,1)} & \text{otherwise} \end{cases} \quad (284)$$

$$\begin{bmatrix} \mathbf{du}(1) \\ \mathbf{du}(3) \end{bmatrix} = -A_{42}^{-1} \begin{bmatrix} \zeta_4(1) \\ \zeta_4(3) \end{bmatrix} \quad (285)$$

第4階層 E

$$\mathbf{du} = -A_4^{-1}\zeta_4 \quad (286)$$

HSDI 舵角指令計算

$$\mathbf{du} = \mathbf{du}_0 + \begin{bmatrix} \text{Int}_{\delta ec} \\ \text{Int}_{\delta ac} \\ \text{Int}_{\delta rc} \end{bmatrix} \quad (287)$$

$$C_d = \begin{cases} C_d \cdot K_{cd} & \text{IG}_{lon} == 2\& \\ -\mathbf{du} & \text{IG}_{lon} \neq \text{IG}_{lon0} \\ -\mathbf{du} & \text{otherwise} \end{cases} \quad (288)$$

$$\begin{bmatrix} \delta_{ec} \\ \delta_{ac} \\ \delta_{rc} \end{bmatrix} = \mathbf{du} + \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} + C_d \quad (289)$$

$$(290)$$

D.5 初期方位角制御

初期方位角制御の処理の流れを図 28 -図 33 に示す。

 ψ_{err} 計算

$$\psi_{err1} = \max \{ \min (\psi_F - \psi_{c0}, \psi_{lim1}), -\psi_{lim1} \} \quad (291)$$

$$\psi_{err2} = \max \{ \min (\psi_F - \psi_{c0}, \psi_{lim2}), -\psi_{lim2} \} \quad (292)$$

舵角指令算出

$$\delta_{ac} = \{ FB_{a\psi}\psi_{err2} + FB_{aAy}A_y + FB_{ap}p + FB_{ar}r \} \cdot Q_{\infty c} + S_{\psi a} + S_{Aya} \quad (293)$$

$$\delta_{rc} = \{ FB_{r\psi}\psi_{err2} + FB_{rAy}A_y + FB_{rp}p + FB_{rr}r \} \cdot Q_{\infty c} + S_{\psi r} + S_{Ayr} \quad (294)$$

ゲイン設定 A

$$FB_{a\psi} = FB_{a\psi1} \quad (295)$$

$$FB_{aAy} = FB_{aAy1} \quad (296)$$

$$FB_{ap} = FB_{ap1} \quad (297)$$

$$FB_{ar} = FB_{ar1} \quad (298)$$

$$FB_{a\psi I} = FB_{a\psi I1} \quad (299)$$

$$FB_{aAyI} = FB_{aAyI1} \quad (300)$$

$$FB_{r\psi} = FB_{r\psi1} \quad (301)$$

$$FB_{rAy} = FB_{rAy1} \quad (302)$$

$$FB_{rp} = FB_{rp1} \quad (303)$$

$$FB_{rr} = FB_{rr1} \quad (304)$$

$$FB_{r\psi I} = FB_{r\psi I1} \quad (305)$$

$$FB_{rAyI} = FB_{rAyI1} \quad (306)$$

ゲイン設定 B

$$FB_{a\psi} = \frac{FB_{a\psi 2} - FB_{a\psi 1}}{0.1}(\text{Mach-0.7}) + FB_{a\psi 1} \quad (307)$$

$$FB_{aAy} = \frac{FB_{aAy 2} - FB_{aAy 1}}{0.1}(\text{Mach-0.7}) + FB_{aAy 1} \quad (308)$$

$$FB_{ap} = \frac{FB_{ap 2} - FB_{ap 1}}{0.1}(\text{Mach-0.7}) + FB_{ap 1} \quad (309)$$

$$FB_{ar} = \frac{FB_{ar 2} - FB_{ar 1}}{0.1}(\text{Mach-0.7}) + FB_{ar 1} \quad (310)$$

$$FB_{a\psi I} = \frac{FB_{a\psi I 2} - FB_{a\psi I 1}}{0.1}(\text{Mach-0.7}) + FB_{a\psi I 1} \quad (311)$$

$$FB_{aAy I} = \frac{FB_{aAy I 2} - FB_{aAy I 1}}{0.1}(\text{Mach-0.7}) + FB_{aAy I 1} \quad (312)$$

$$FB_{r\psi} = \frac{FB_{r\psi 2} - FB_{r\psi 1}}{0.1}(\text{Mach-0.7}) + FB_{r\psi 1} \quad (313)$$

$$FB_{rAy} = \frac{FB_{rAy 2} - FB_{rAy 1}}{0.1}(\text{Mach-0.7}) + FB_{rAy 1} \quad (314)$$

$$FB_{rp} = \frac{FB_{rp 2} - FB_{rp 1}}{0.1}(\text{Mach-0.7}) + FB_{rp 1} \quad (315)$$

$$FB_{rr} = \frac{FB_{rr 2} - FB_{rr 1}}{0.1}(\text{Mach-0.7}) + FB_{rr 1} \quad (316)$$

$$FB_{r\psi I} = \frac{FB_{r\psi I 2} - FB_{r\psi I 1}}{0.1}(\text{Mach-0.7}) + FB_{r\psi I 1} \quad (317)$$

$$FB_{rAy I} = \frac{FB_{rAy I 2} - FB_{rAy I 1}}{0.1}(\text{Mach-0.7}) + FB_{rAy I 1} \quad (318)$$

ゲイン設定 C

$$FB_{a\psi} = FB_{a\psi 2} \quad (319)$$

$$FB_{aAy} = FB_{aAy 2} \quad (320)$$

$$FB_{ap} = FB_{ap 2} \quad (321)$$

$$FB_{ar} = FB_{ar 2} \quad (322)$$

$$FB_{a\psi I} = FB_{a\psi I 2} \quad (323)$$

$$FB_{aAy I} = FB_{aAy I 2} \quad (324)$$

$$FB_{r\psi} = FB_{r\psi 2} \quad (325)$$

$$FB_{rAy} = FB_{rAy 2} \quad (326)$$

$$FB_{rp} = FB_{rp 2} \quad (327)$$

$$FB_{rr} = FB_{rr 2} \quad (328)$$

$$FB_{r\psi I} = FB_{r\psi I 2} \quad (329)$$

$$FB_{rAy I} = FB_{rAy I 2} \quad (330)$$

ゲイン設定 D

$$FB_{a\psi} = FB_{a\psi 3} \quad (331)$$

$$FB_{aAy} = FB_{aAy 3} \quad (332)$$

$$FB_{ap} = FB_{ap 3} \quad (333)$$

$$FB_{ar} = FB_{ar 3} \quad (334)$$

$$FB_{a\psi I} = FB_{a\psi I 3} \quad (335)$$

$$FB_{aAy I} = FB_{aAy I 3} \quad (336)$$

$$FB_{r\psi} = FB_{r\psi 3} \quad (337)$$

$$FB_{rAy} = FB_{rAy 3} \quad (338)$$

$$FB_{rp} = FB_{rp 3} \quad (339)$$

$$FB_{rr} = FB_{rr 3} \quad (340)$$

$$FB_{r\psi I} = FB_{r\psi I 3} \quad (341)$$

$$FB_{rAy I} = FB_{rAy I 3} \quad (342)$$

ゲイン設定 E

$$FB_{a\psi} = \frac{FB_{a\psi 3} - FB_{a\psi 2}}{0.1}(\text{Mach-1.1}) + FB_{a\psi 2} \quad (343)$$

$$FB_{aAy} = \frac{FB_{aAy 3} - FB_{aAy 2}}{0.1}(\text{Mach-1.1}) + FB_{aAy 2} \quad (344)$$

$$FB_{ap} = \frac{FB_{ap 3} - FB_{ap 2}}{0.1}(\text{Mach-1.1}) + FB_{ap 2} \quad (345)$$

$$FB_{ar} = \frac{FB_{ar 3} - FB_{ar 2}}{0.1}(\text{Mach-1.1}) + FB_{ar 2} \quad (346)$$

$$FB_{a\psi I} = \frac{FB_{a\psi I 3} - FB_{a\psi I 2}}{0.1}(\text{Mach-1.1}) + FB_{a\psi I 2} \quad (347)$$

$$FB_{aAy I} = \frac{FB_{aAy I 3} - FB_{aAy I 2}}{0.1}(\text{Mach-1.1}) + FB_{aAy I 2} \quad (348)$$

$$FB_{r\psi} = \frac{FB_{r\psi 3} - FB_{r\psi 2}}{0.1}(\text{Mach-1.1}) + FB_{r\psi 2} \quad (349)$$

$$FB_{rAy} = \frac{FB_{rAy 3} - FB_{rAy 2}}{0.1}(\text{Mach-1.1}) + FB_{rAy 2} \quad (350)$$

$$FB_{rp} = \frac{FB_{rp 3} - FB_{rp 2}}{0.1}(\text{Mach-1.1}) + FB_{rp 2} \quad (351)$$

$$FB_{rr} = \frac{FB_{rr 3} - FB_{rr 2}}{0.1}(\text{Mach-1.1}) + FB_{rr 2} \quad (352)$$

$$FB_{r\psi I} = \frac{FB_{r\psi I 3} - FB_{r\psi I 2}}{0.1}(\text{Mach-1.1}) + FB_{r\psi I 2} \quad (353)$$

$$FB_{rAy I} = \frac{FB_{rAy I 3} - FB_{rAy I 2}}{0.1}(\text{Mach-1.1}) + FB_{rAy I 2} \quad (354)$$

積分器リミッタ

$$S_{\psi a} = \max \{ \min (S_{\psi} F B_{a\psi I} Q_{\infty c}, \text{trim_limit_}\delta_a), \\ -\text{trim_limit_}\delta_a \} \quad (355)$$

$$S_{Aya} = \max \{ \min (S_{Ay} F B_{aAy I} Q_{\infty c}, \text{trim_limit_}\delta_a), \\ -\text{trim_limit_}\delta_a \} \quad (356)$$

$$S_{\psi r} = \max \{ \min (S_{\psi} F B_{r\psi I} Q_{\infty c}, \text{trim_limit_}\delta_r), \\ -\text{trim_limit_}\delta_r \} \quad (357)$$

$$S_{Ayr} = \max \{ \min (S_{Ay} F B_{rAy I} Q_{\infty c}, \text{trim_limit_}\delta_r), \\ -\text{trim_limit_}\delta_r \} \quad (358)$$

積分器初期化

$$S_{\psi} = \left[F B_{rAy I} \cdot \left\{ \frac{\delta_{ac0}}{Q_{\infty c}} - (F B_{a\psi} \cdot \psi_{err2} \right. \right. \\ \left. \left. + F B_{aAy} \cdot A_y + F B_{ap} \cdot p + F B_{ar} \cdot r) \right\} \right. \\ \left. - F B_{aAy I} \cdot \left\{ \frac{\delta_{rc0}}{Q_{\infty c}} - (F B_{r\psi} \cdot \psi_{err2} \right. \right. \\ \left. \left. + F B_{rAy} \cdot A_y + F B_{rp} \cdot p + F B_{rr} \cdot r) \right\} \right] \\ / (F B_{a\psi I} \cdot F B_{rAy I} - F B_{aAy I} \cdot F B_{r\psi I}) \quad (359)$$

$$S_{Ay} = \left[-F B_{r\psi I} \cdot \left\{ \frac{\delta_{ac0}}{Q_{\infty c}} - (F B_{a\psi} \cdot \psi_{err2} \right. \right. \\ \left. \left. + F B_{aAy} \cdot A_y + F B_{ap} \cdot p + F B_{ar} \cdot r) \right\} \right. \\ \left. + F B_{a\psi I} \cdot \left\{ \frac{\delta_{rc0}}{Q_{\infty c}} - (F B_{r\psi} \cdot \psi_{err2} \right. \right. \\ \left. \left. + F B_{rAy} \cdot A_y + F B_{rp} \cdot p + F B_{rr} \cdot r) \right\} \right] \\ / (F B_{a\psi I} \cdot F B_{rAy I} - F B_{aAy I} \cdot F B_{r\psi I}) \quad (360)$$

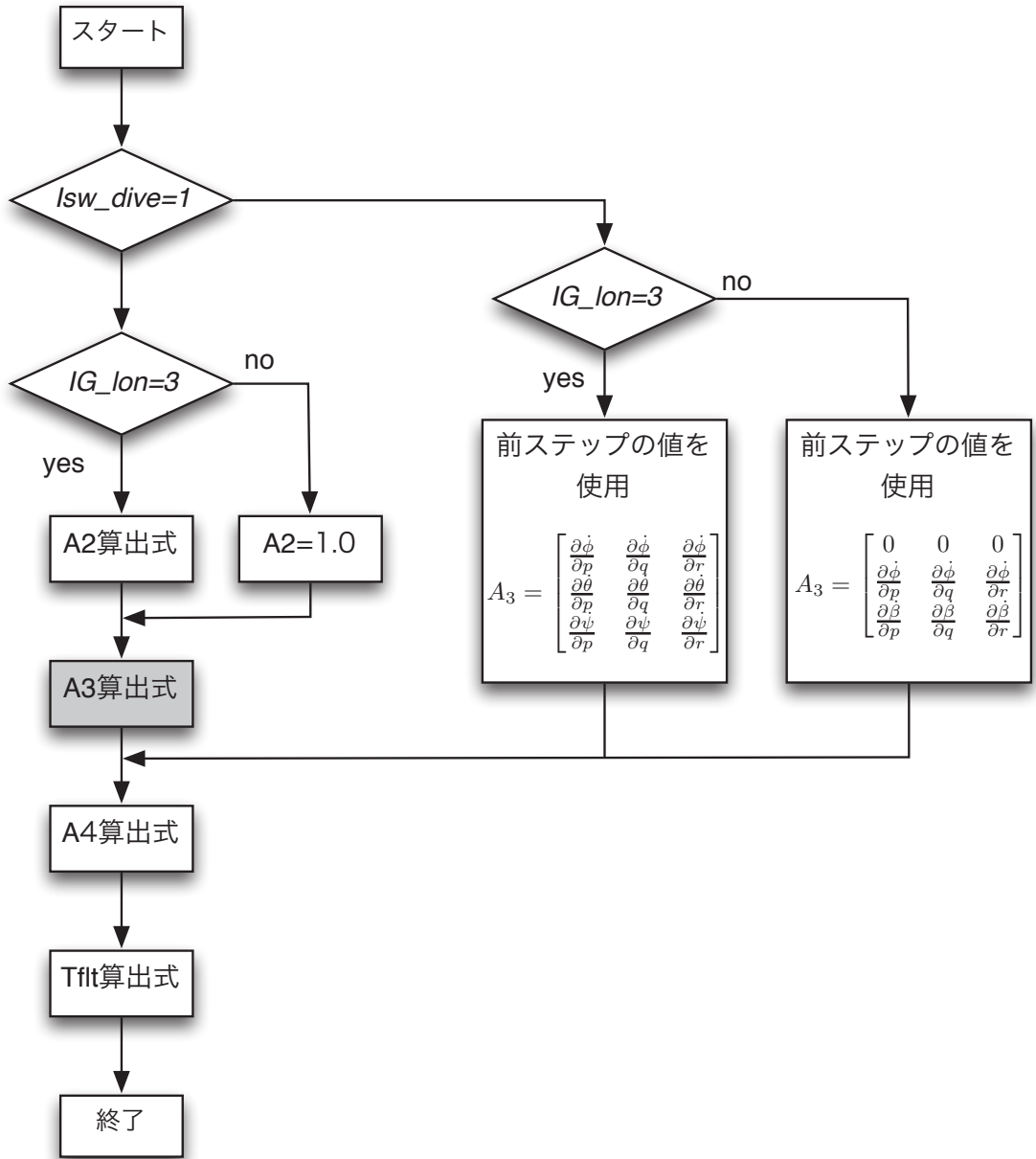
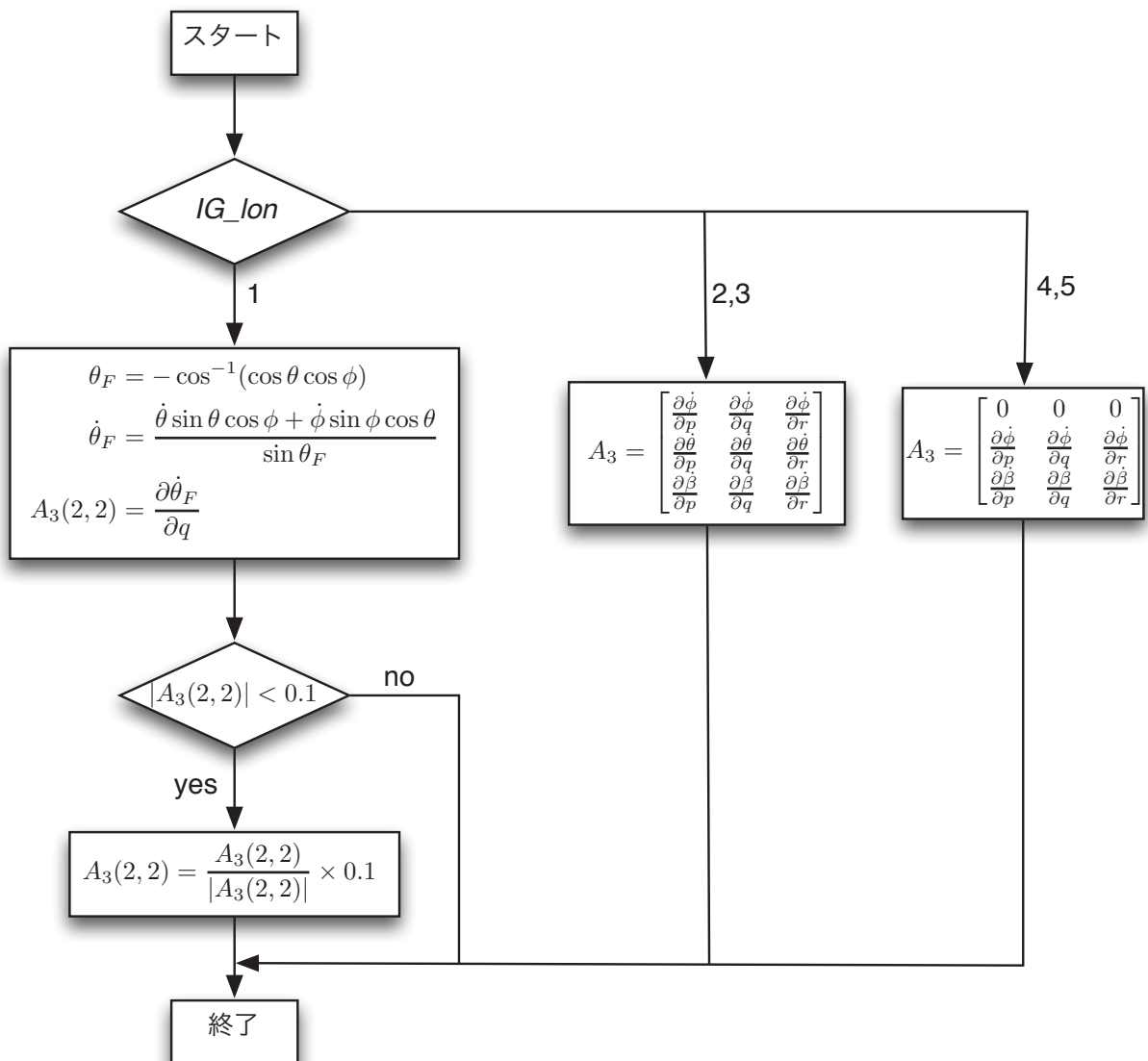


図 11 機体モデル線形化機能 (全体図)

図 12 A₃ 算出式

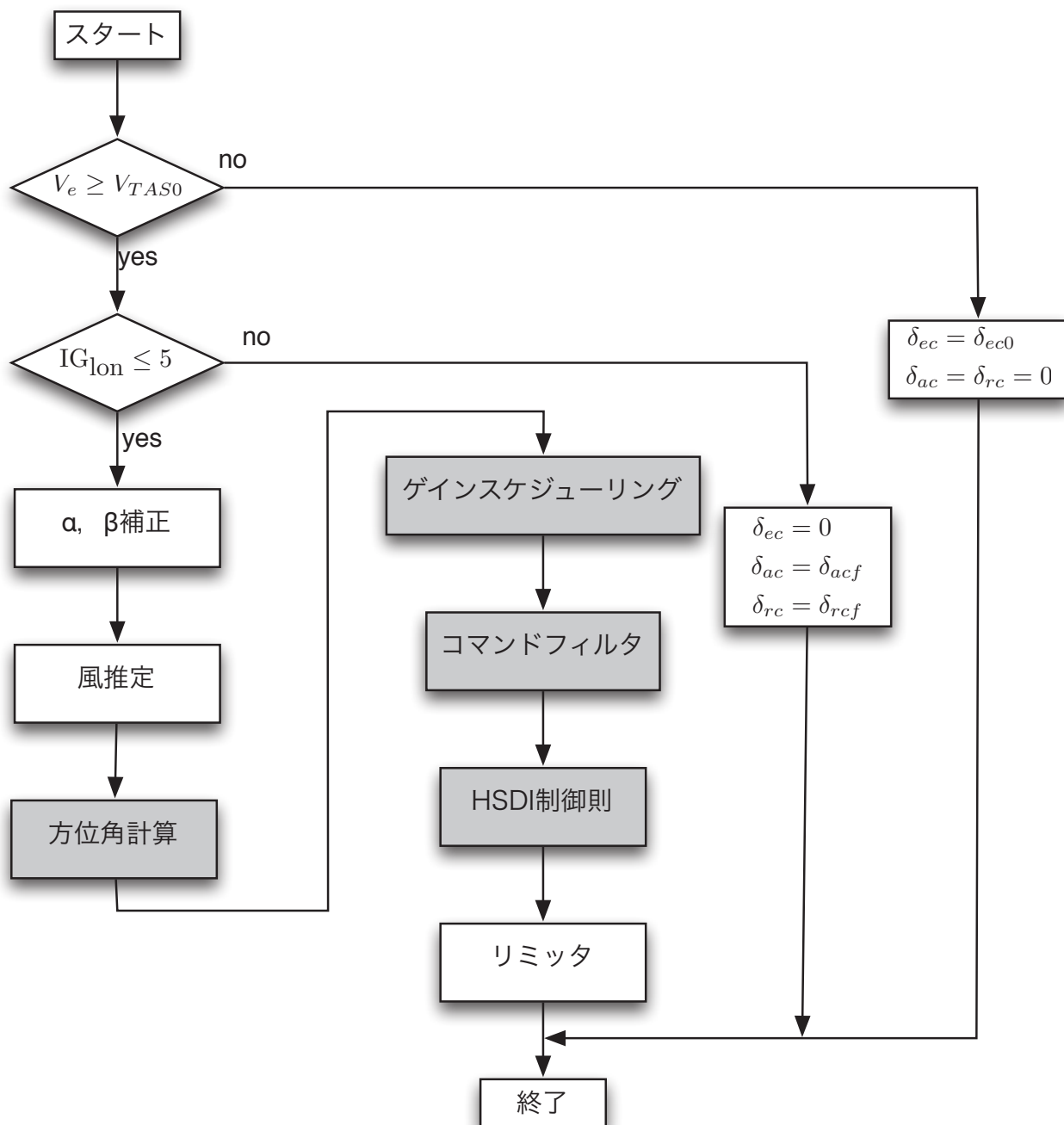


図 13 制御機能全体図

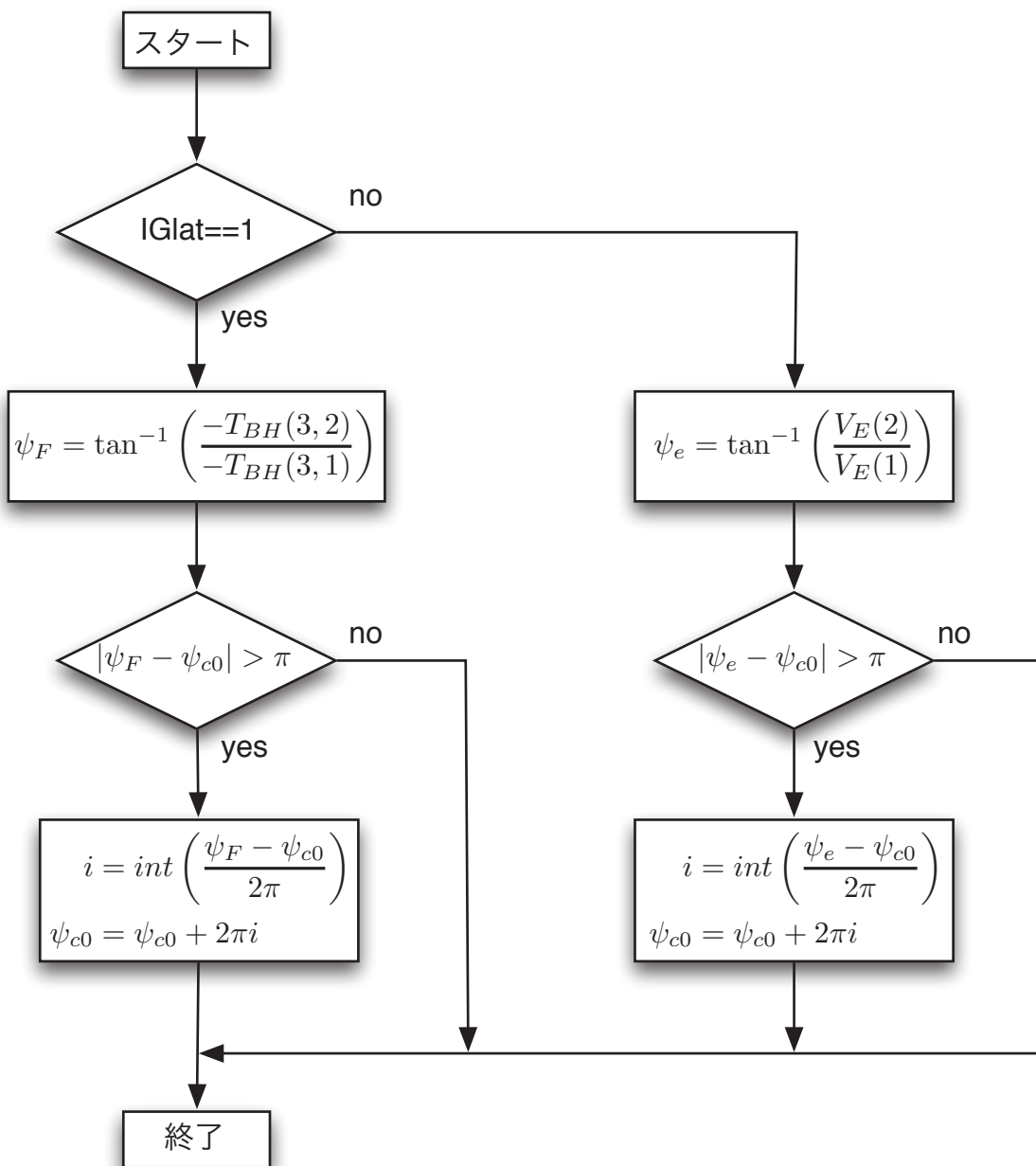


図 14 方位角計算

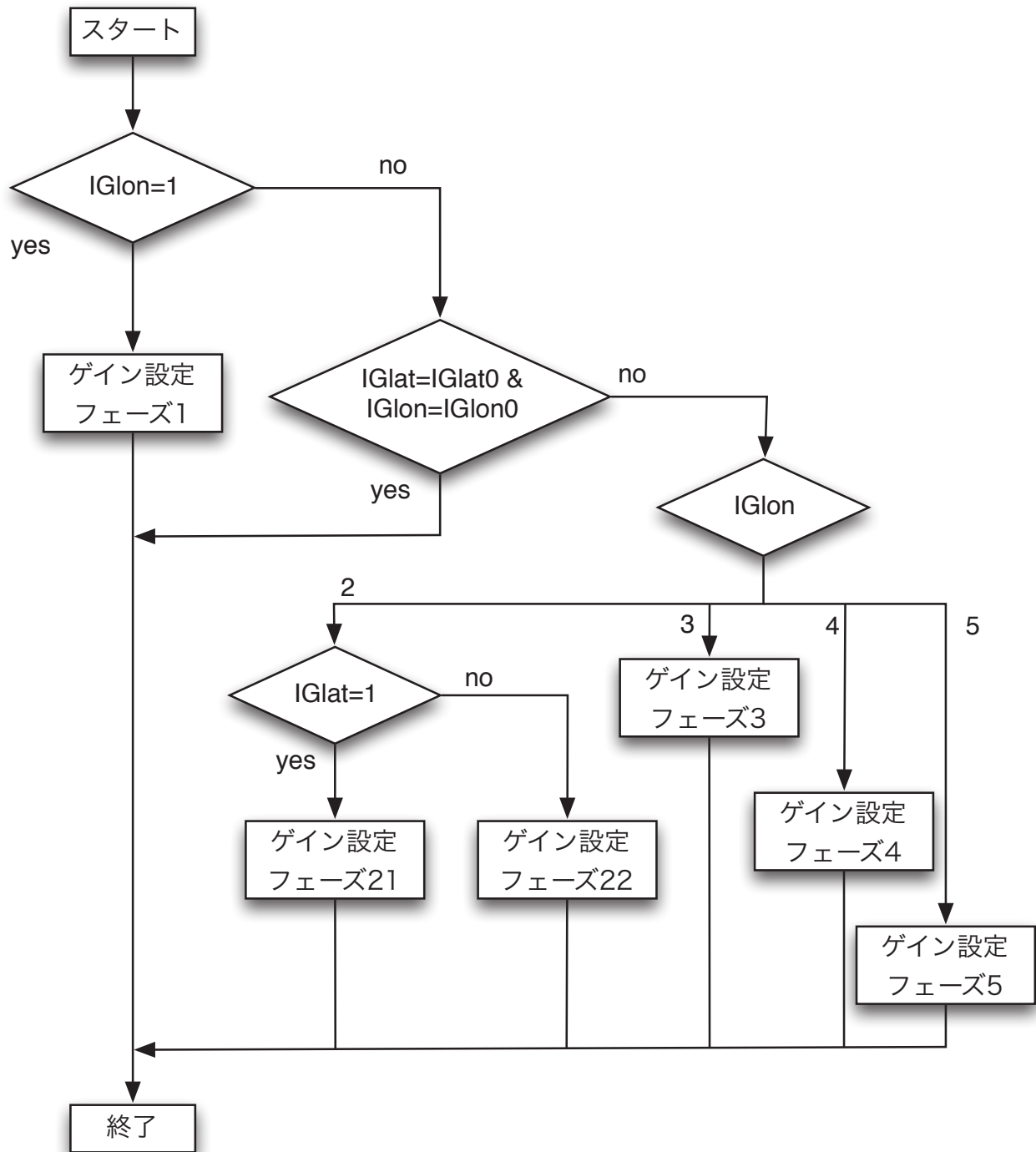


図 15 ゲインスケジューリング

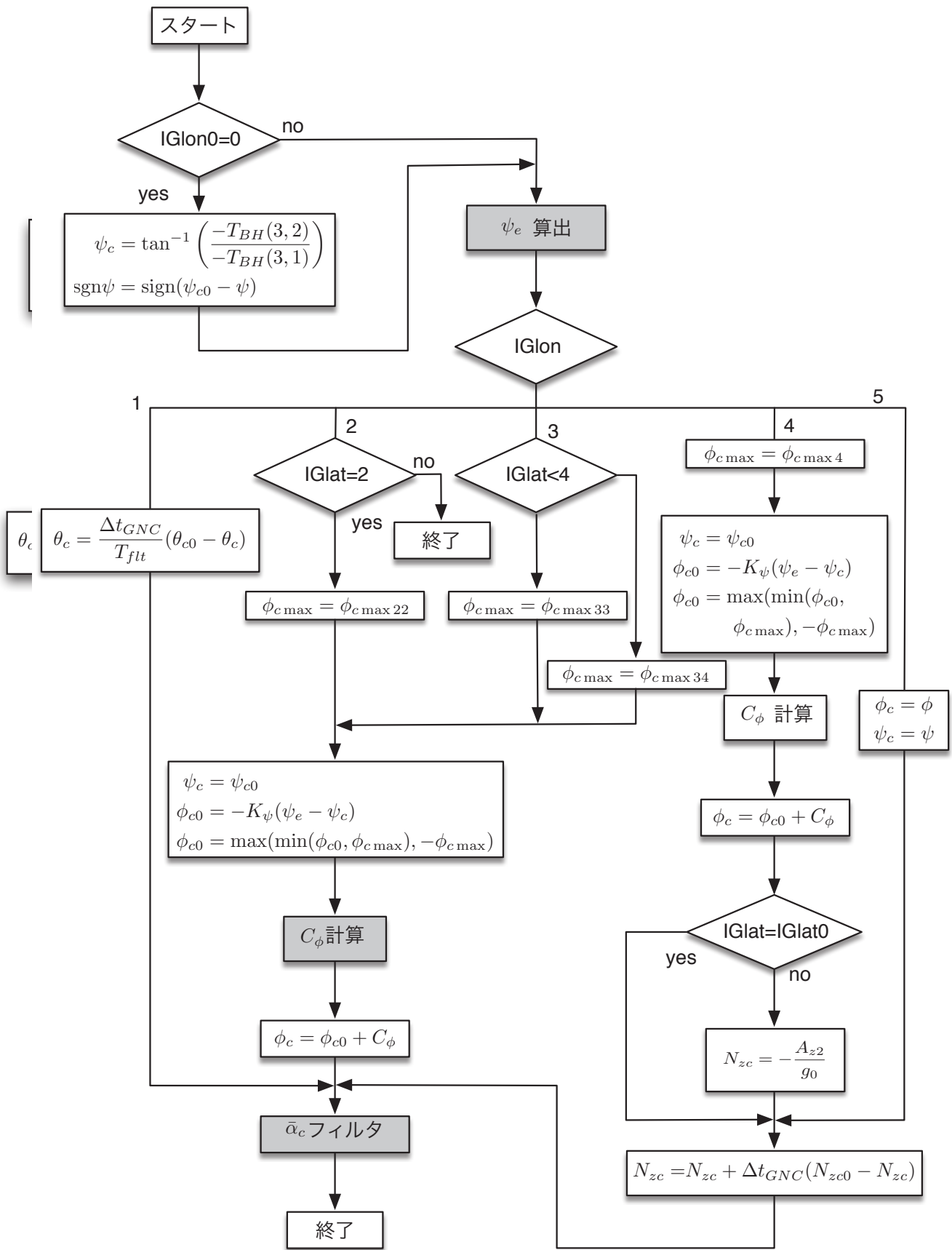
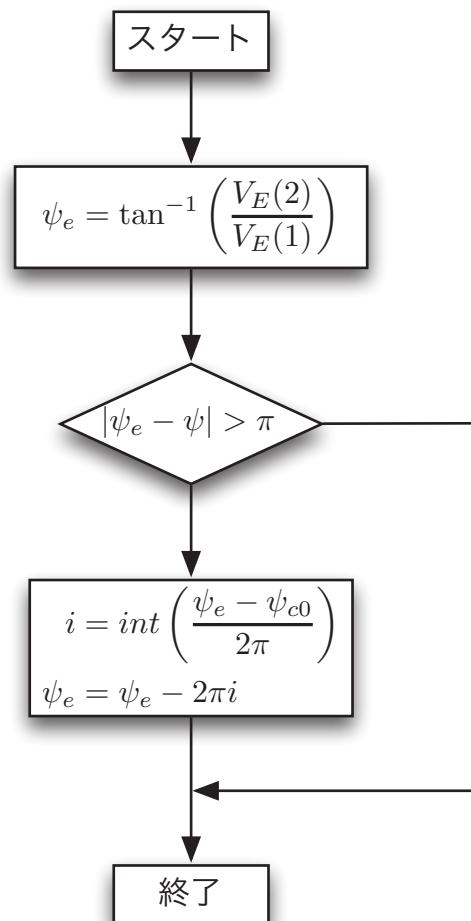
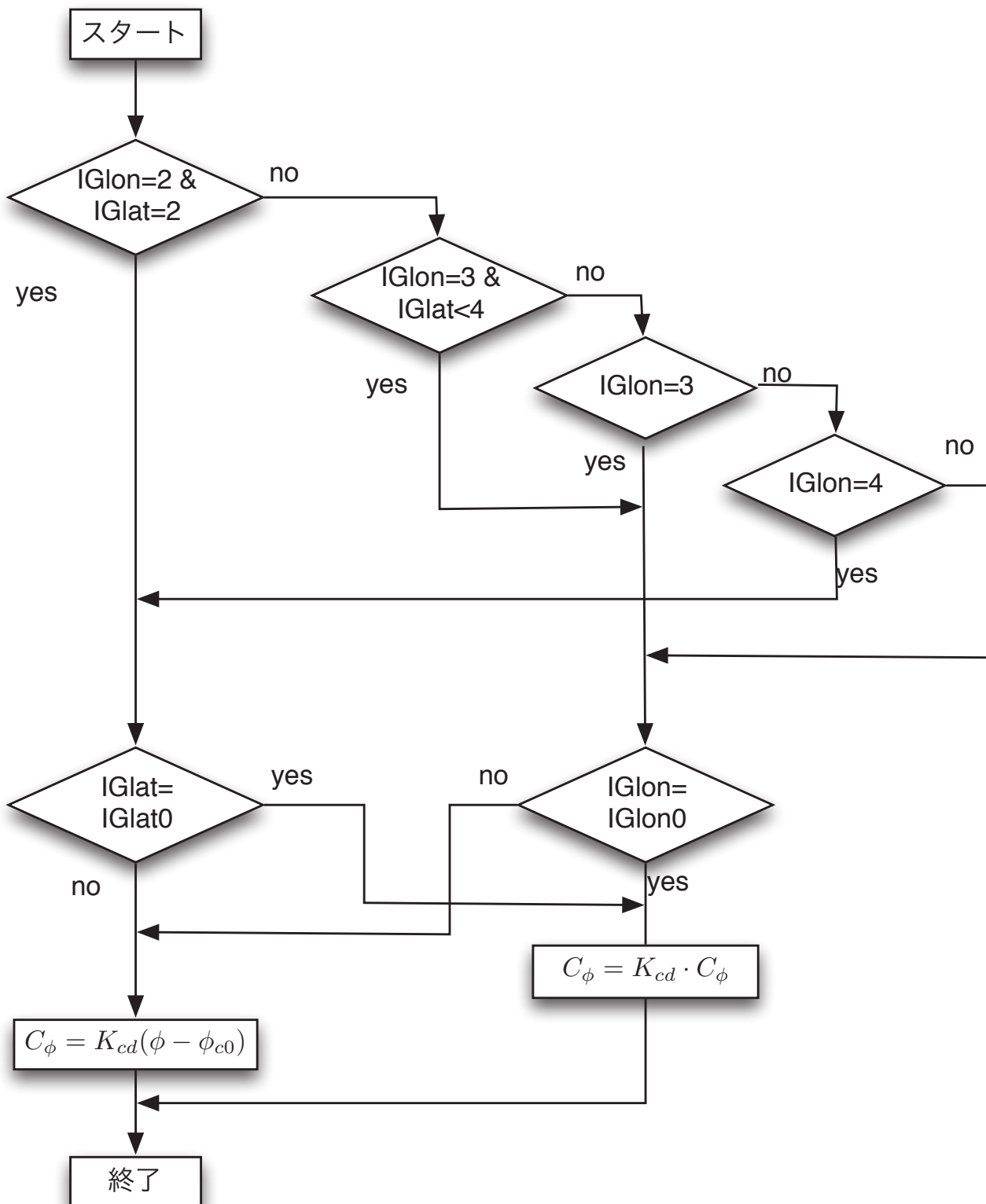


図 16 コマンドフィルタ

図 17 ψ_e 算出

図 18 C_ϕ 計算

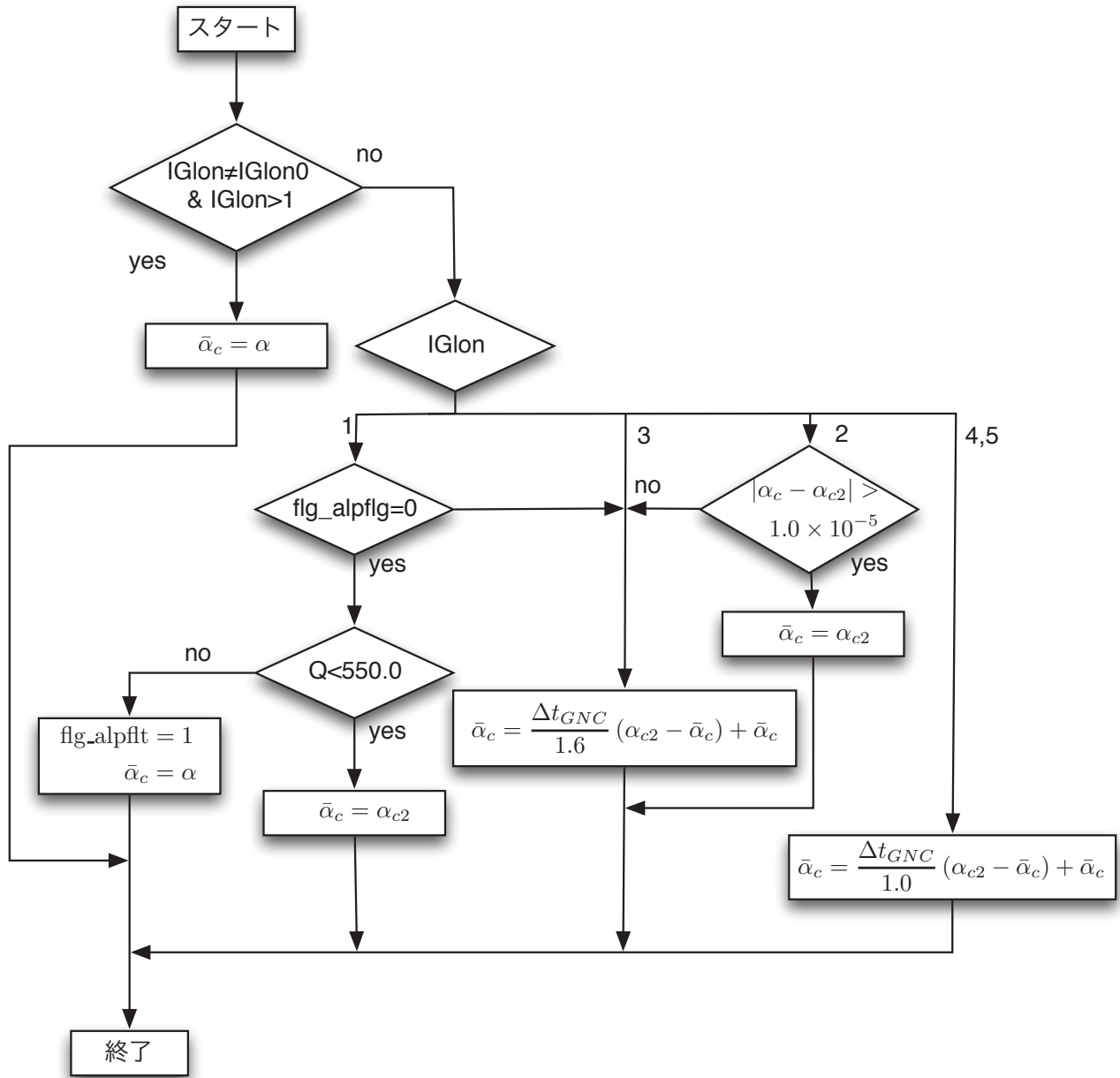


図 19 $\bar{\alpha}_c$ フィルタ

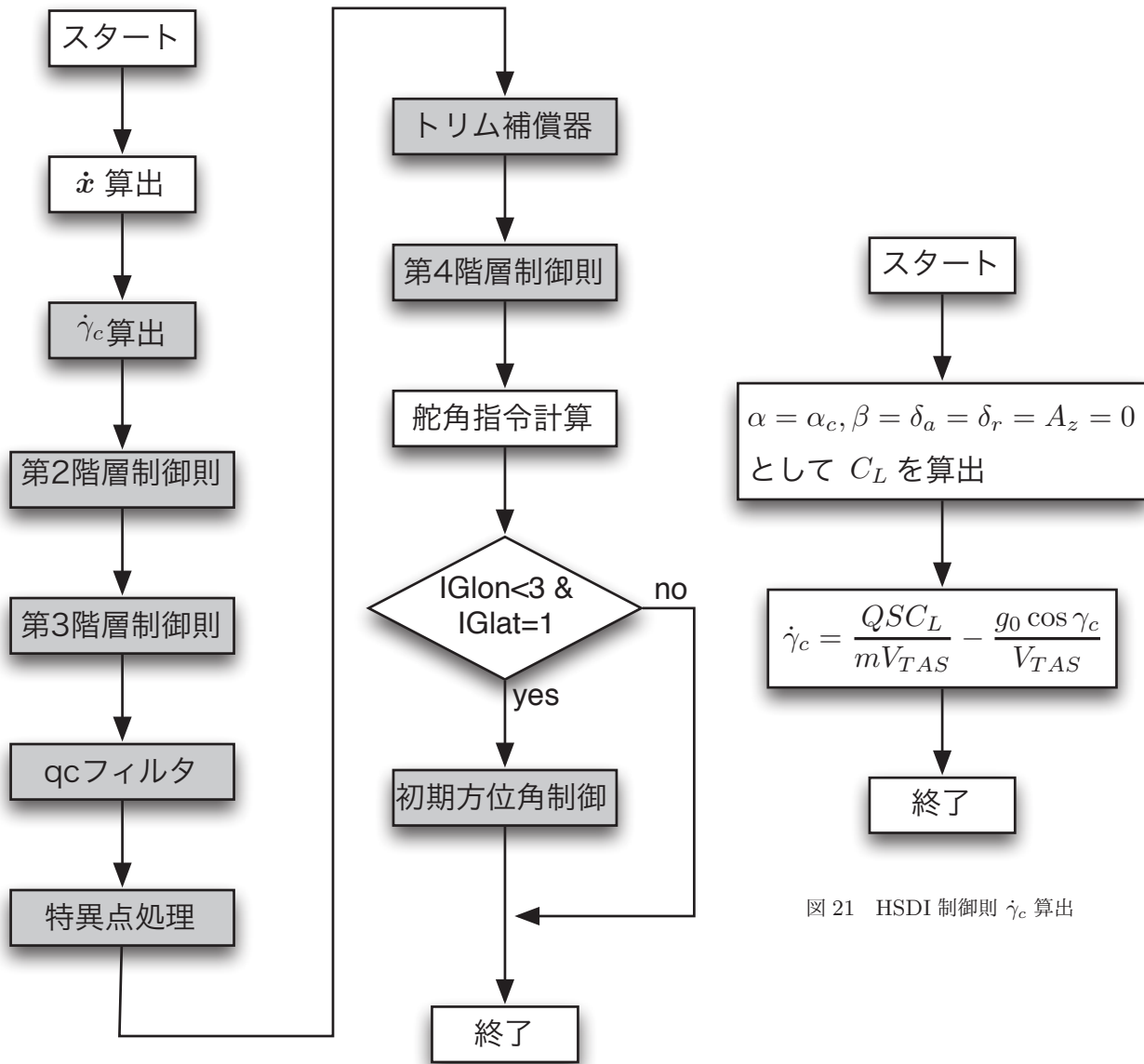


図 20 HSDI 制御則 全体図

図 21 HSDI 制御則 $\dot{\gamma}_c$ 算出

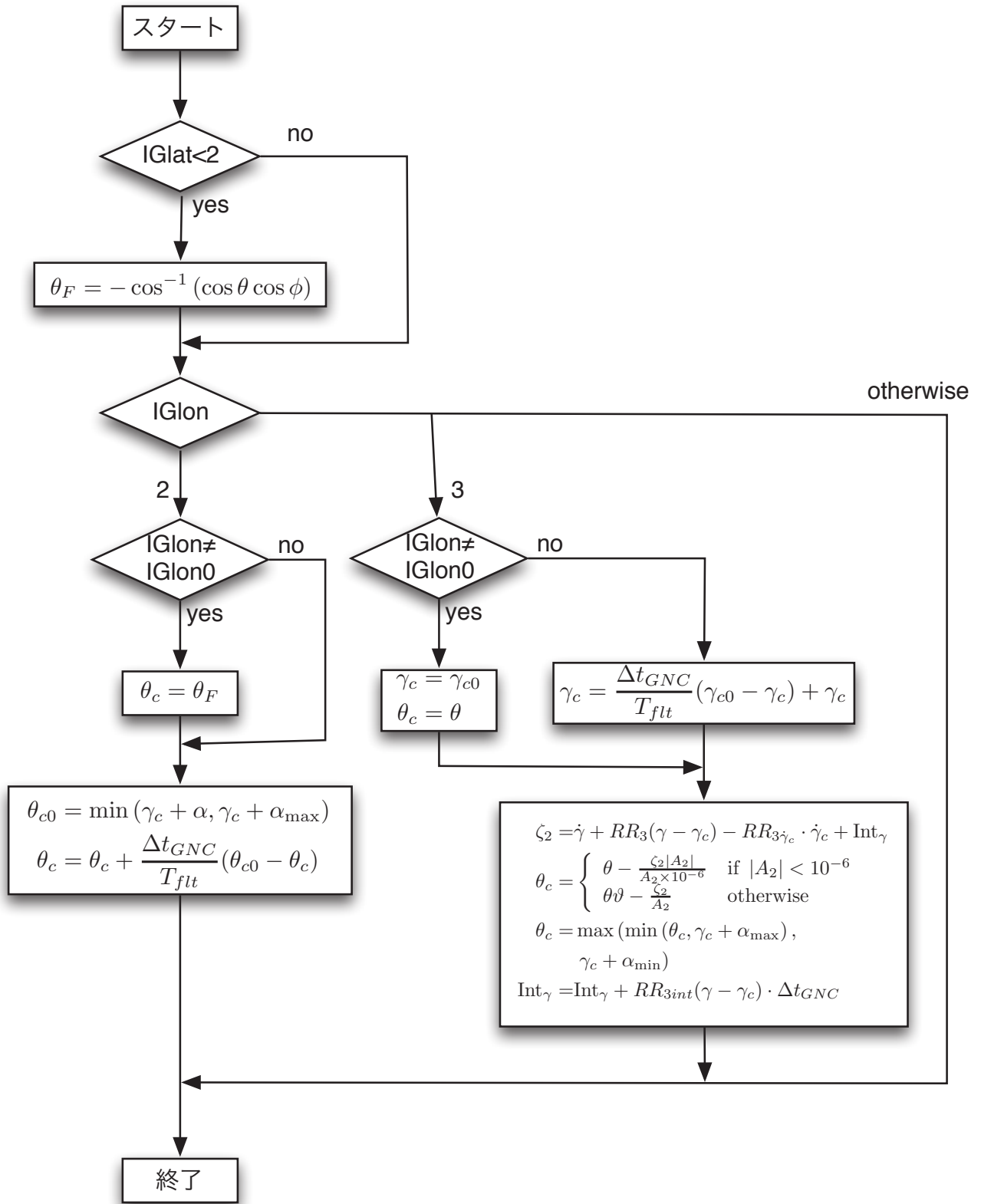


図 22 HSDI 制御則 第 2 階層制御則

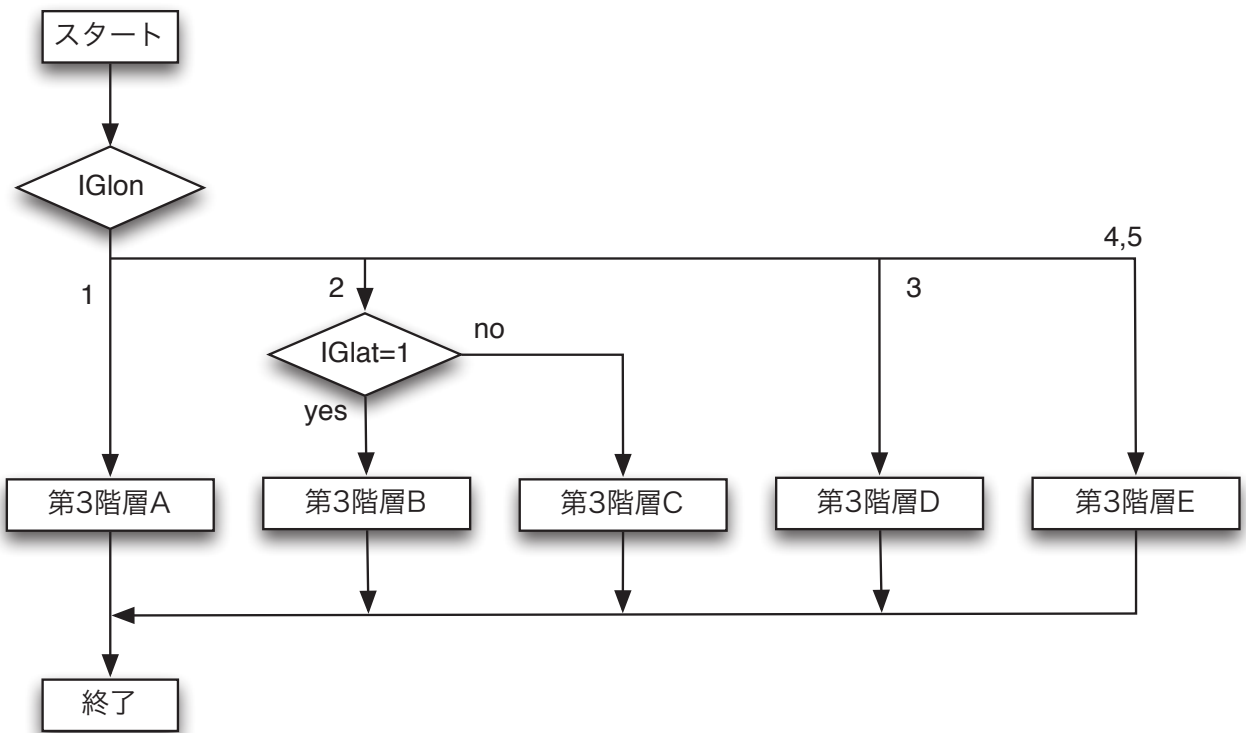


図 23 HSDI 制御則 第 3 階層制御則

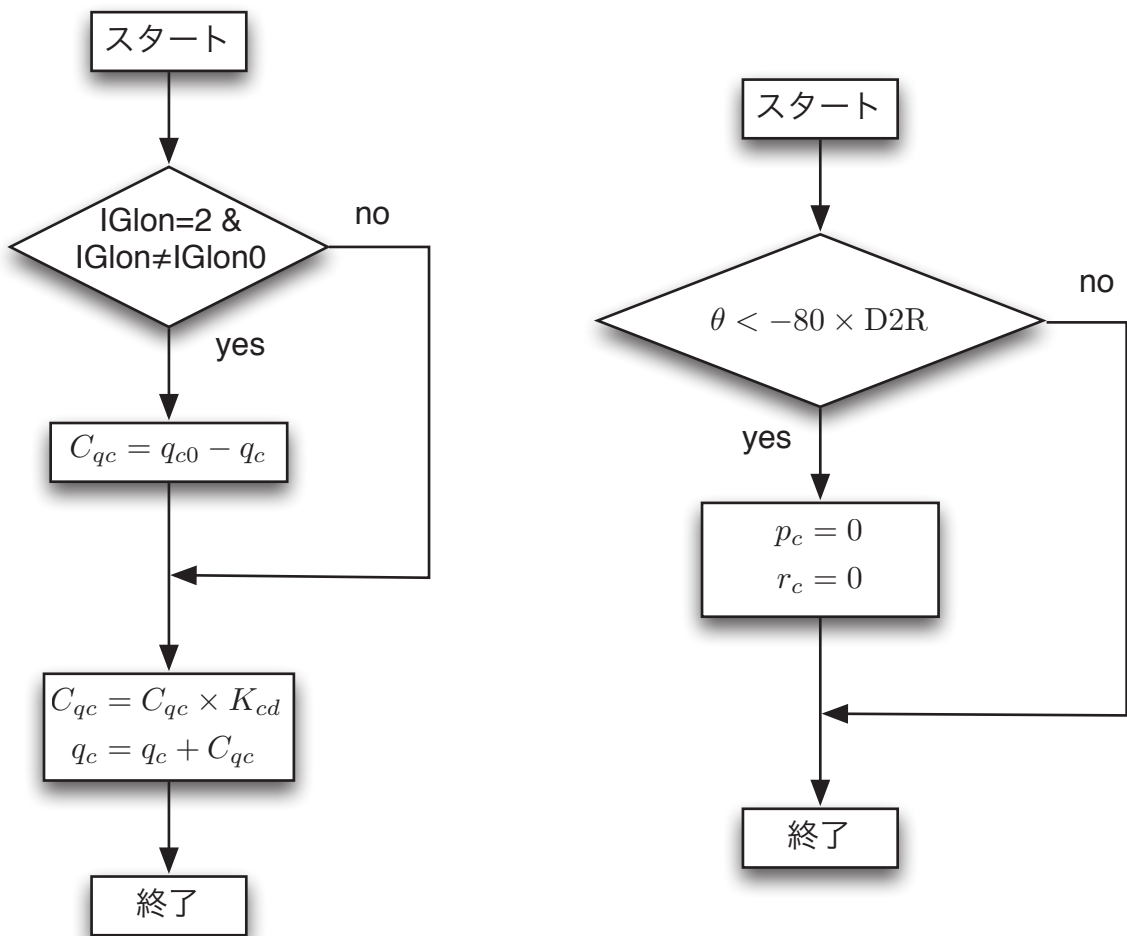


図 25 HSDI 制御則 特異点処理

図 24 HSDI 制御則 q_c フィルタ

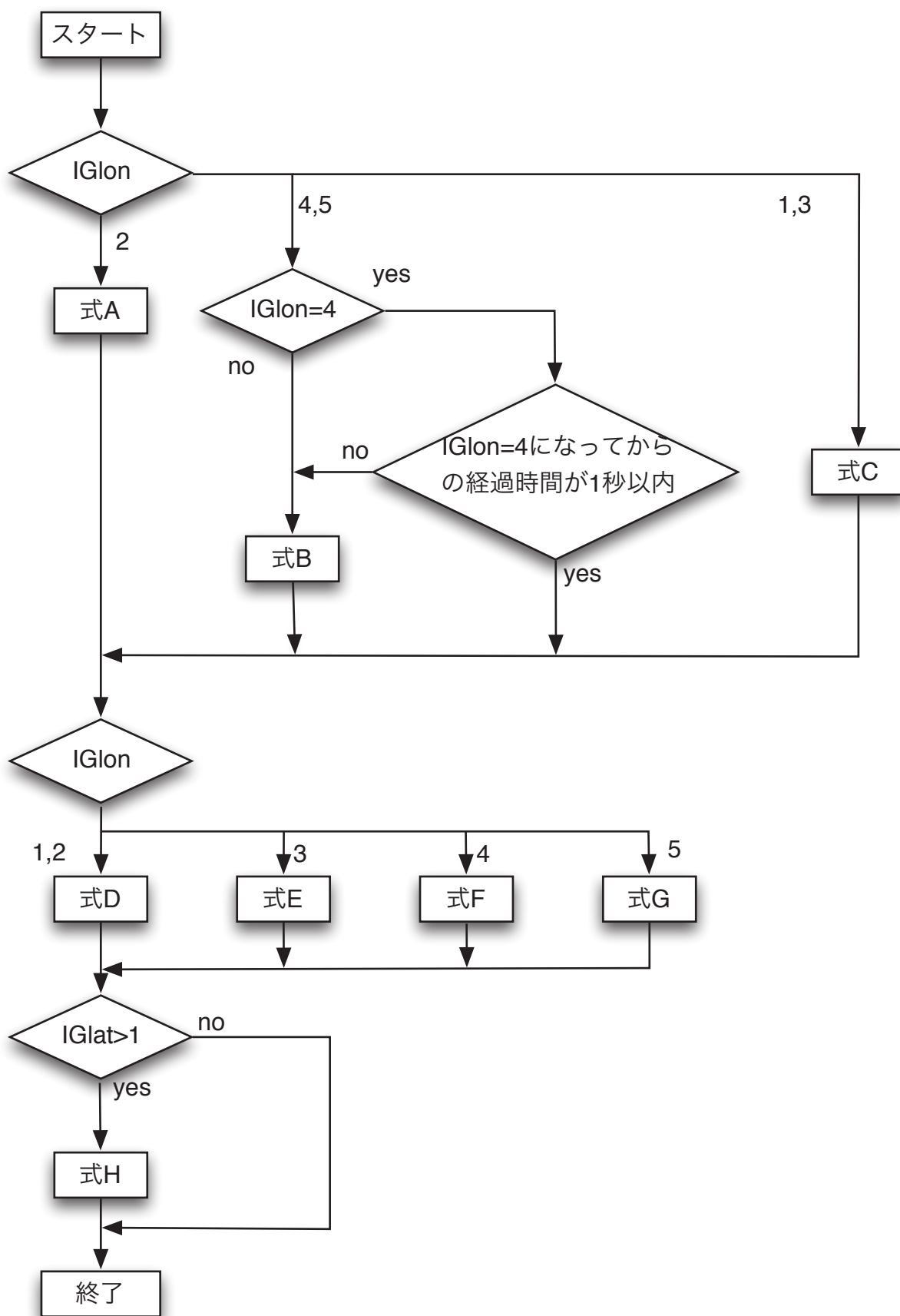


図 26 HSDI 制御則 トリム補償器

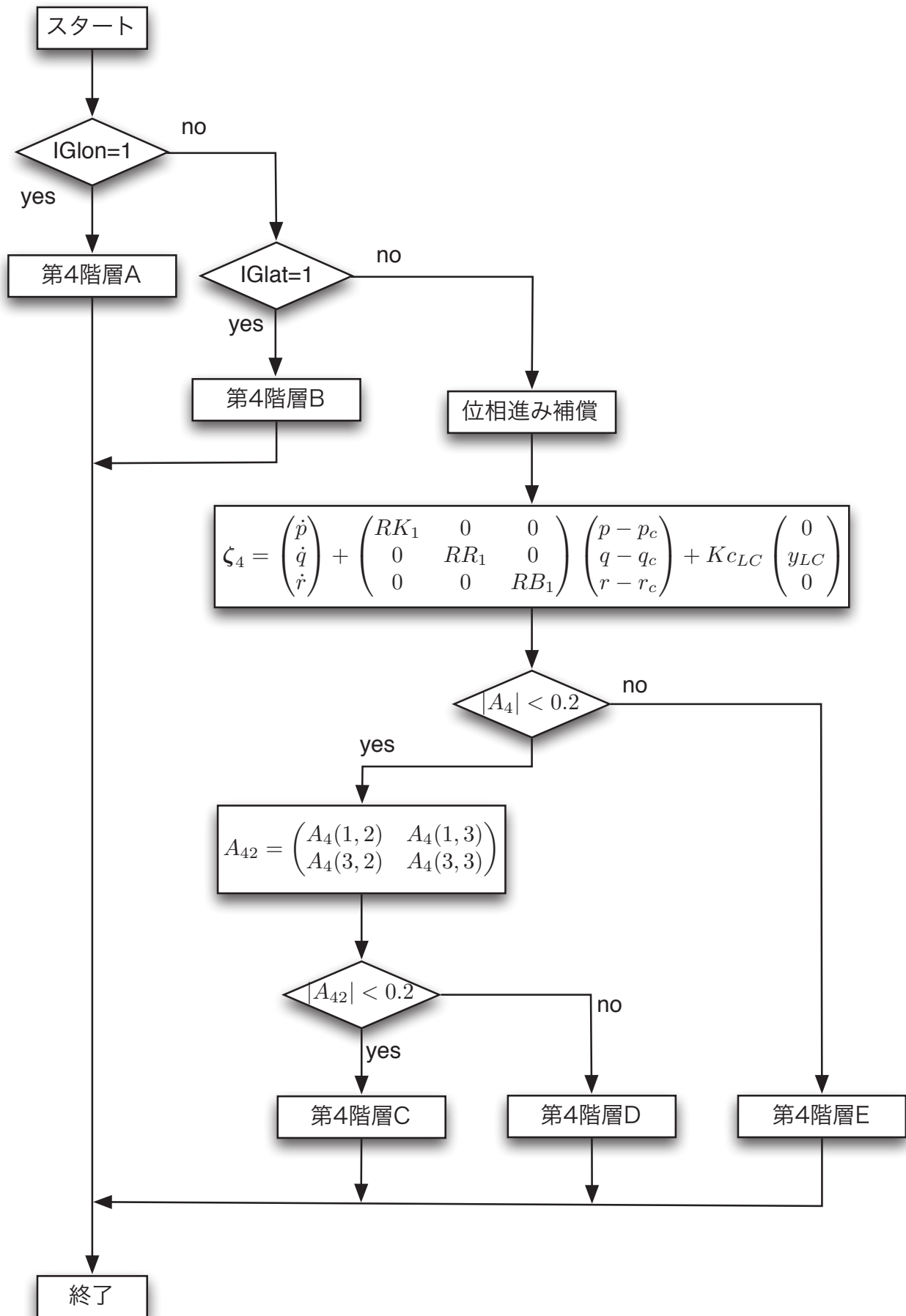


図 27 HSDI 制御則 第 4 階層制御則

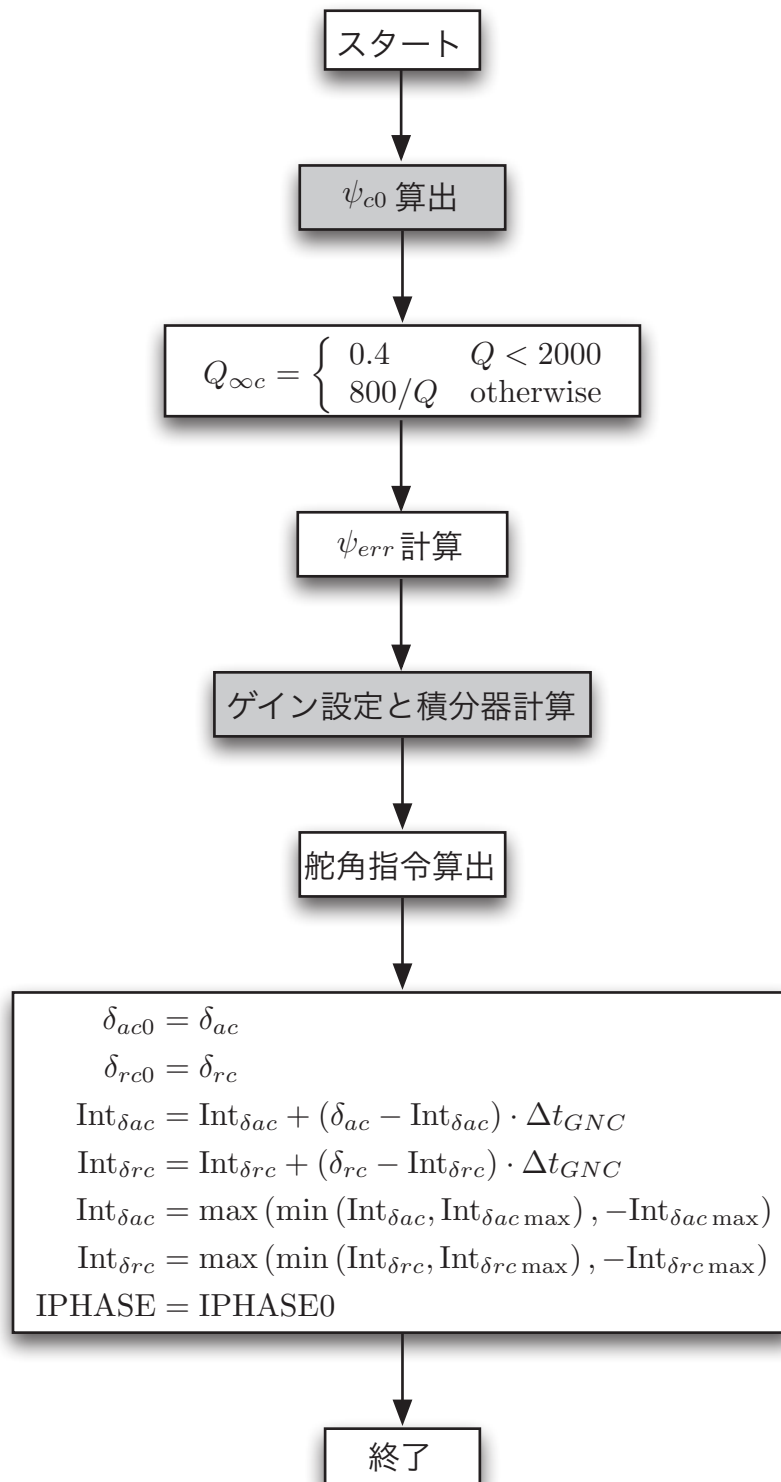
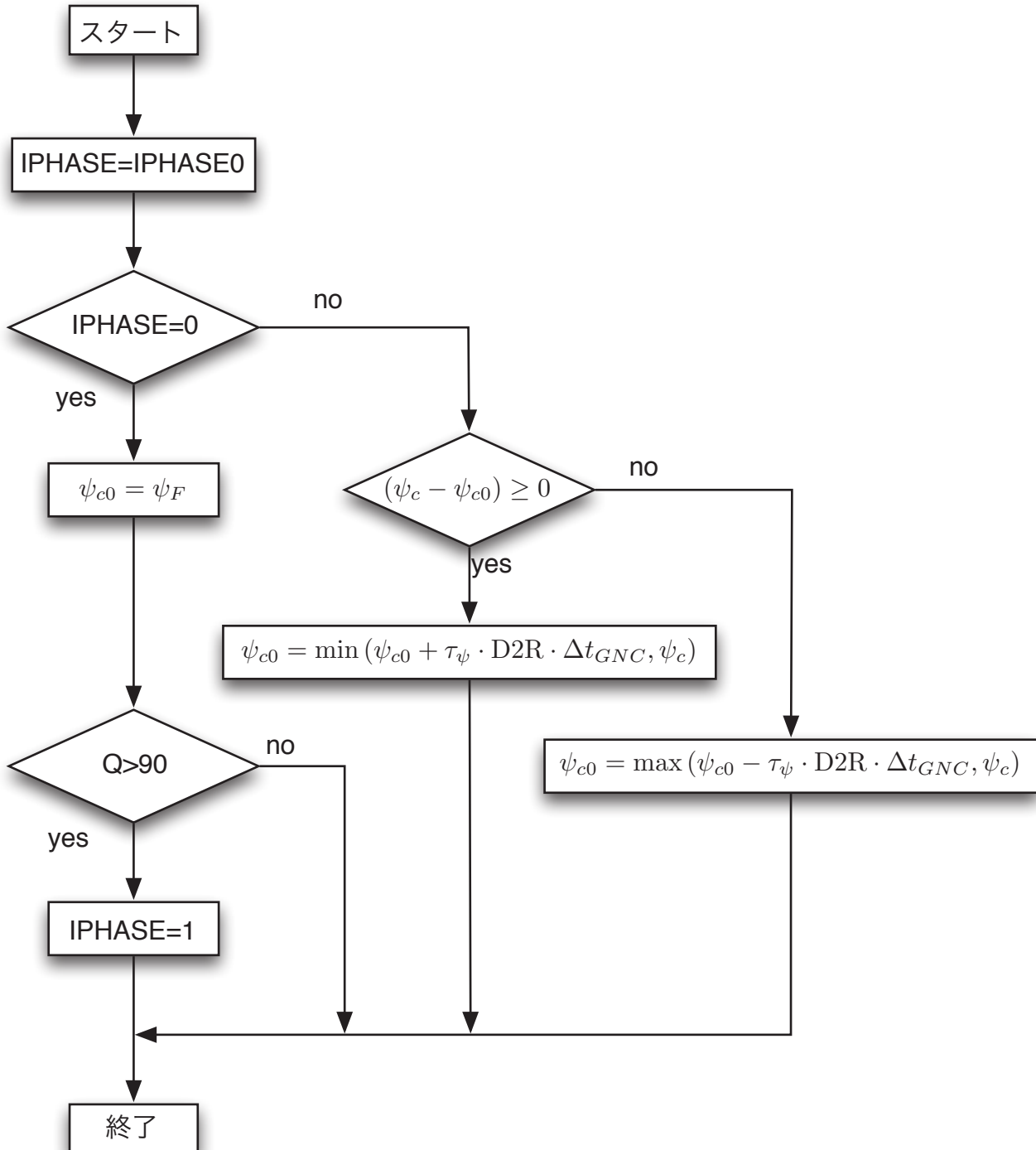


図 28 初期方位角制御 全体図

図 29 初期方位角制御 ψ_{c0} 算出

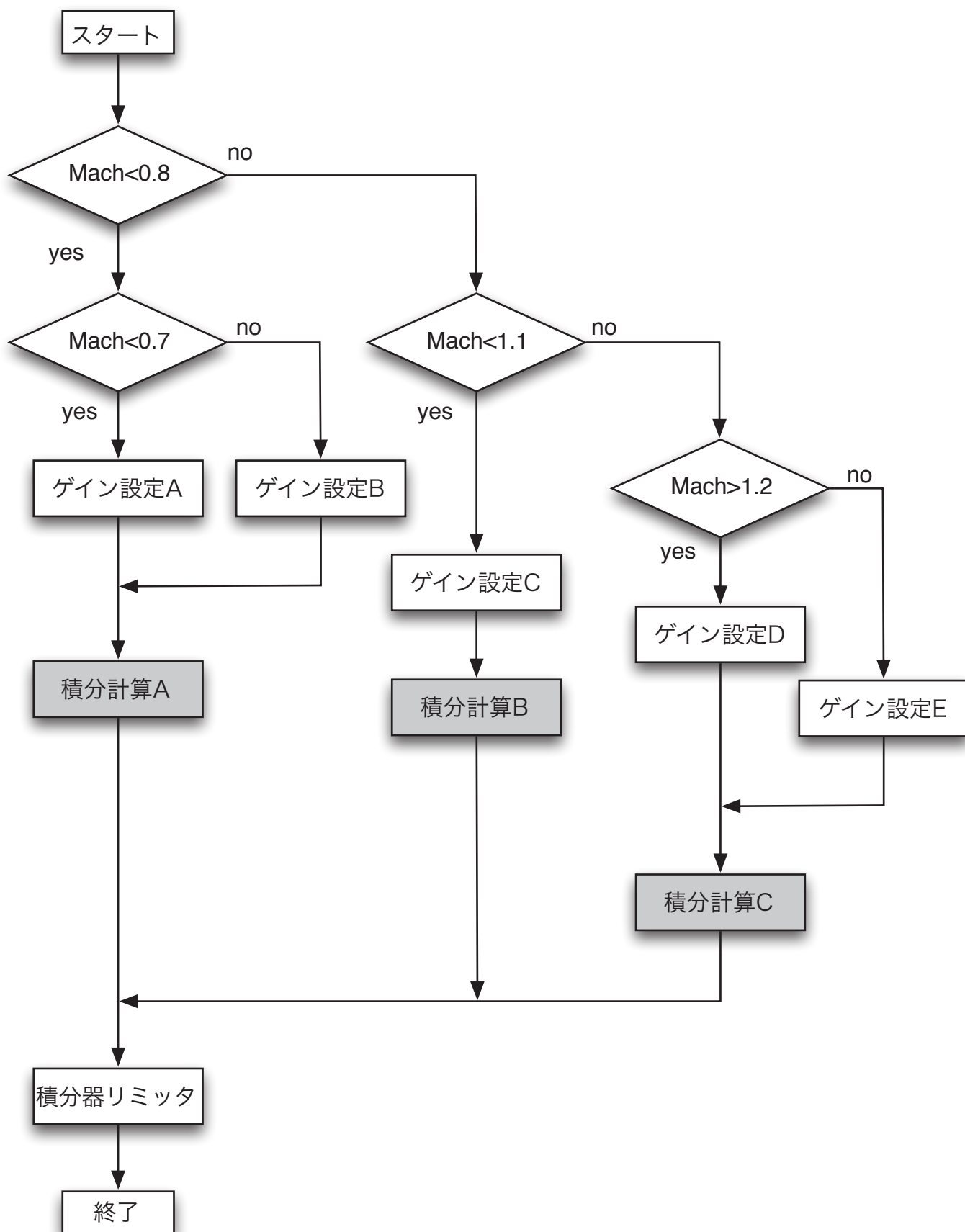


図 30 初期方位角制御 ゲイン設定と積分計算

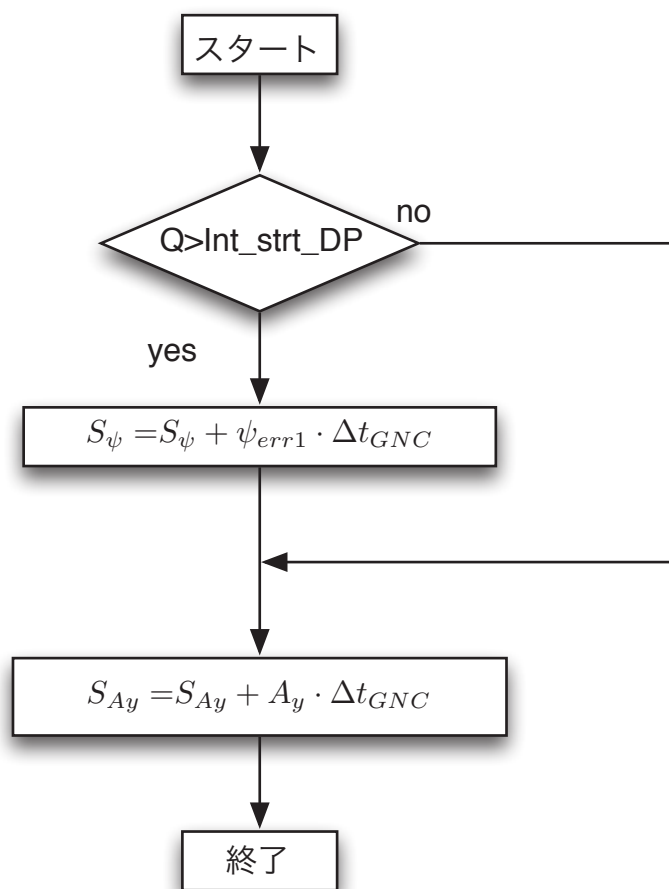


図 31 初期方位角制御 積分計算 A

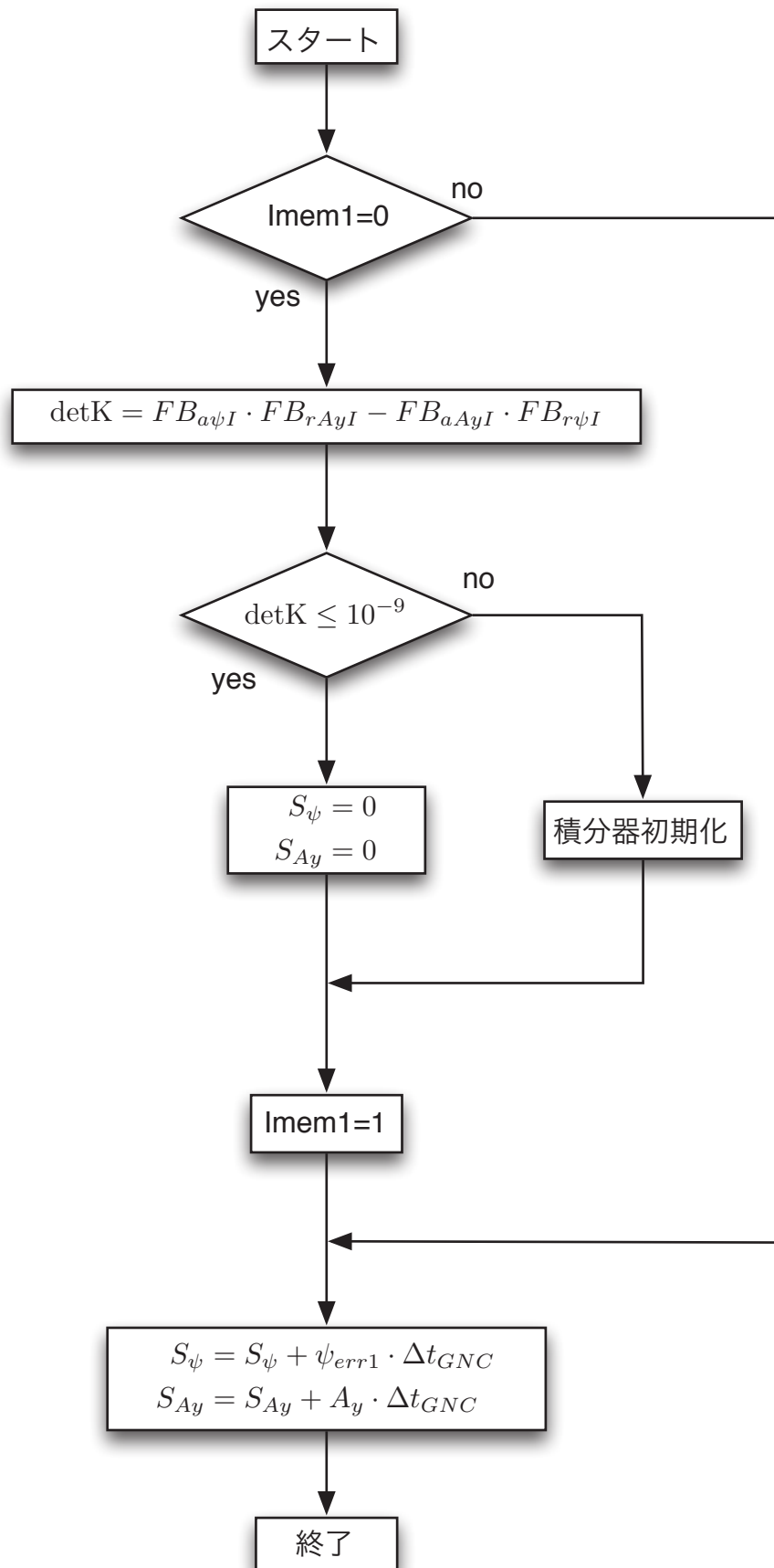


図 32 初期方位角制御 積分計算 B

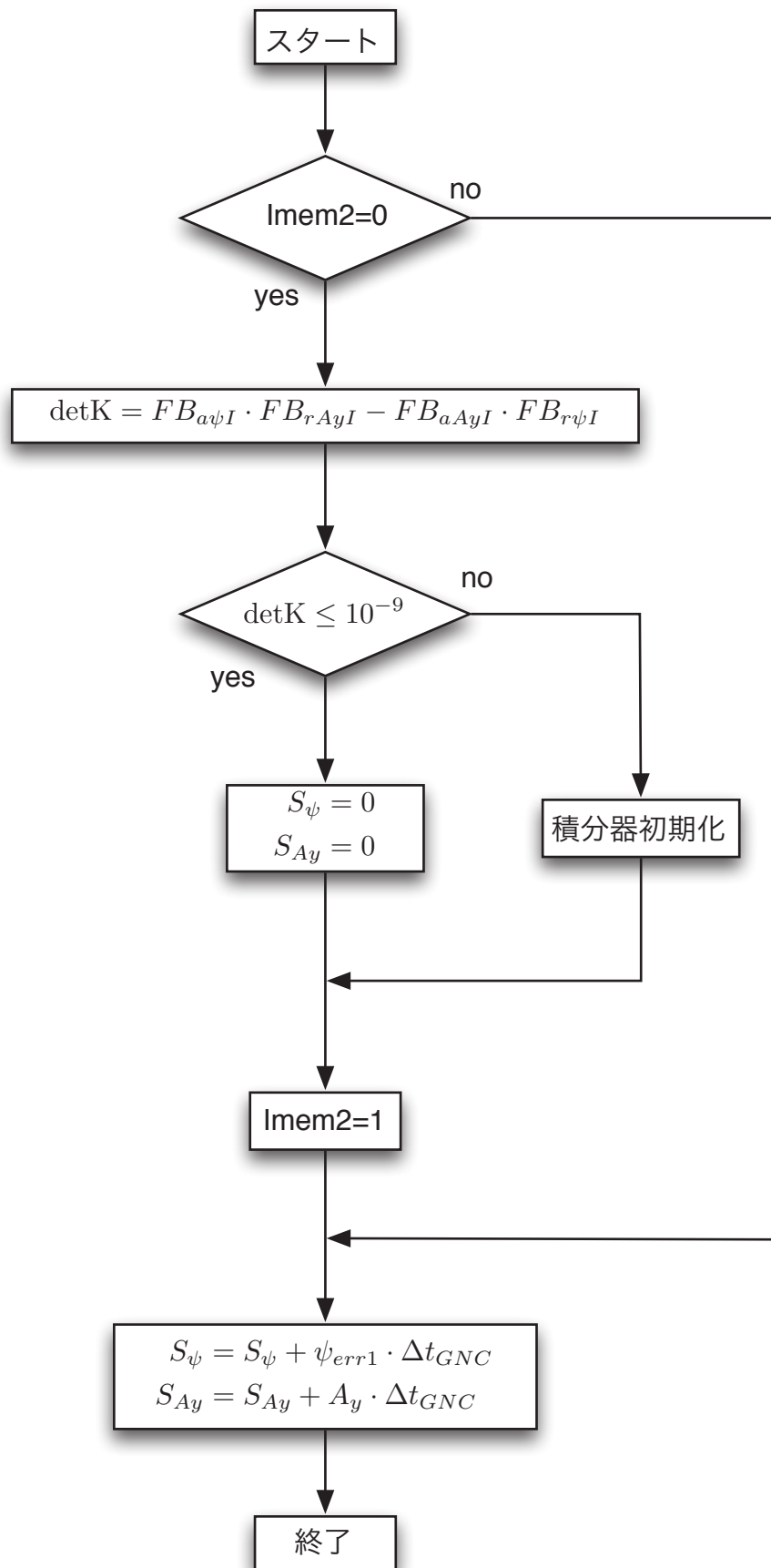


図 33 初期方位角制御 積分計算 C

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-17-011
JAXA Research and Development Report

D-SEND#2の制御系設計
Controller design for D-SEND#2

発行 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1
URL: <http://www.jaxa.jp/>
発行日 平成30年2月22日
電子出版制作 松枝印刷株式会社

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

