

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

D-SEND#2の基準軌道生成機能について

Reference Trajectory Generating Function of D-SEND#2

鈴木 広一, 二宮 哲次郎
Hirokazu SUZUKI and Tetsujiro NINOMIYA

2016年10月

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

D-SEND#2 の基準軌道生成機能について

鈴木広一*¹, 二宮哲次郎*¹

Reference Trajectory Generating Function of D-SEND#2

Hirokazu SUZUKI*¹ and Tetsujiro NINOMIYA*¹

ABSTRACT

This paper describes a reference trajectory generating function of the D-SEND#2 vehicle. The function is composed of two parts. The first one is to output appropriate commands based on the flight trajectory data which was designed beforehand to realize it on the actual flight in real-time. The second part is a real-time trajectory prediction method, and it compensates for the differences between the actual flight conditions and the design conditions. The designed function was evaluated using single error analysis and Monte-Carlo simulation (MCS). All cases in single error analysis succeeded, and the result of MCS was the success rate at 98.1%. It was found that the function has only a little tolerance for the uncertainty of steady wind and the model error of drag coefficient because the vehicle has no engine or devices for velocity control.

Keywords : Guidance law, Real-time trajectory prediction, D-SEND

概要

本稿では、D-SEND#2 の基準軌道生成機能について述べる。基準軌道生成機能は、大きく 2 つの機能から構成される。一つは、事前に設計された飛行経路を実飛行時に実現するため、この飛行経路データに基づき、必要なコマンドを出力する機能である。もう一つは、運動予測に基づく実時間経路予測法である。これは、実飛行時に遭遇する、飛行経路の設計条件とは異なる飛行環境に対処する機能である。無人機において、実時間で運動予測を行い、経路生成を飛行実証するのは世界的にも例を見ない。設計した基準軌道生成機能について、単独誤差解析とモンテカルロ・シミュレーションによる評価を行った。単独誤差解析では全ケース計測成功、モンテカルロ・シミュレーションでは 98.1%の計測成功率となった。供試体は無推力かつ速度調整に必要な制御デバイスを十分に持たないため、CD 誤差と定常風誤差に対して、耐性が低いことが明らかとなった。

目次

概要	1
記号, 略号, 添え字	3
1. はじめに	4
2. 基準軌道生成機能	6
2.1 加速フェーズ	8
2.2 引起しフェーズ	9
2.3 滑空フェーズ	10
2.4 ダイブフェーズ	11
2.5 計測フェーズ	16
2.6 投棄フェーズ	16
3. 性能評価	17
3.1 前提条件	17
3.2 誤差源・誤差値	17
3.3 単独誤差解析	18
3.4 モンテカルロ・シミュレーション (MCS) による評価	22
4. まとめ	24
参考文献	24
Appendix. A 各種データ	26
Appendix. B 平面方程式の算出方法	31
Appendix. C モンテカルロ・シミュレーションの信頼区間について	31

記号

CD ; 抗力係数

CL ; 揚力係数

CN ; 法線力係数

D ; 抗力 (N)

DP ; 動圧 (Pa)

g ; 重力加速度 (m/s²)

G_DP1 ; 加速フェーズ終了動圧 (Pa)

G_GM2 ; 引起しフェーズ終了経路角 (度)

G_RG3 ; 滑空フェーズ終了レンジ (m)

G_h4 ; ダイブフェーズ終了高度 (m)

G_Nz4 ; ダイブフェーズ荷重倍数コマンド

G_RG4 ; ダイブフェーズ飛行レンジ (m)

h ; 高度 (m)

L ; 揚力 (N)

m ; 供試体質量 (kg)

Nz ; 荷重倍数 (G)

r ; 地心半径 (= R0 + h ; R0 は地球半径)

Range ; 供試体現在位置から目標 BMS までの距離 (m)

Ts ; 迎え角応答モデルの時定数 (秒)

V ; 慣性速度 (m/s)

α ; 迎え角 (度)

γ ; 対地経路角 (度)

略号

ADS ; Air Data Sensor

BMS ; Boom Measurement System

GPS ; Global Positioning System

MCS ; Monte-Carlo Simulation

添え字

1 ; 縦フェーズ 1

2 ; 縦フェーズ 2

c ; コマンド (指令値)

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構（JAXA）は、ソニックブームを低減する機体設計技術の確立を目的とした研究を進めている。低ブーム設計は計算空気力学により行うが、その設計技術の実証を目的とした飛行実験の準備も進めている。この飛行実験は、低ソニックブーム設計概念実証プロジェクト（D-SEND；Drop test for Simplified Evaluation of Non-symmetrically Distributed sonic boom）として進められている。D-SENDは、軸対象物体を落下させるD-SEND#1¹⁾と、揚力を発生させ自律飛行するD-SEND#2からなる。両者とも、無人の小型無推力の供試体を成層圏気球から落下させて、超音速飛行させる。本稿では、D-SEND#2を対象とする。

図1にD-SEND#2の供試体三面図を、表1に供試体諸元を示す。図2には、飛行実験の概要を示した。供試体は成層圏気球により高度30kmまで運ばれた後、気球から分離される。供試体は重力を利用した加速降下により超音速に達し、ソニックブームを計測するマイク上空を飛行する。マイクを含む計測システムをブーム計測システム（BMS；Boom Measurement System）と呼んでおり、地表付近の大気乱流の影響を受けていないソニックブーム波形を計測するため、係留気球を用いてマイクを高度1000m程度に持ち上げることにしている²⁾。供試体は、機体回収のためのパラシュートやエアバッグの収納に必要な艀装空間を有していない。そのため、計測終了後は速やかに投棄措置（強制落下）を行って、供試体が落下許容範囲外へ飛行することを防ぐ必要がある。

飛行試験の実施場所は、成層圏気球の運用実績があること、およびBMSを地上に設置できることから、スウェーデン王国キルナ近郊のEsrangle宇宙センターを選択した。

成層圏気球を用いた有翼無人機の飛行実験としては、2003年にNAL/NASDA（NAL：National Aerospace Laboratory, NASDA：National Space Development Agency of Japan, 両者は2003年にJAXAへ統合）が実施した高速飛行実証フェーズIIと、CIRA（Centro Italiano Ricerche Aerospaziali）が2007年と2010年に実施したUSV（Unmanned Space Vehicle）がある^{3)・4)}。これら飛行試験では、飛行中の対気状態量（マッハ数等）の特性計測が主目的であり、データ取得時に特定の位置範囲を通過する等の要求はなかった。これに対してD-SEND#2では、地上から係留されたBMS（マイク）によって、供試体が超音速飛行時に発生させた後、大気中を伝播してくるソニックブームを計測する必要がある。つまり低ブーム設計技術実証のためには、供試体はその設計の前提となった飛行条件（マッハ数等、詳細は後述）でソニックブームを発生させ、かつそのソニックブームをBMSで計測できる範囲を飛行しなければならない。そのため、より高精度な経路設計ならびに誘導制御が要求される。

D-SEND#2の誘導制御則は、基準軌道生成機能と姿勢制御機能により構成される。本稿では、基準軌道生成機能について述べる。

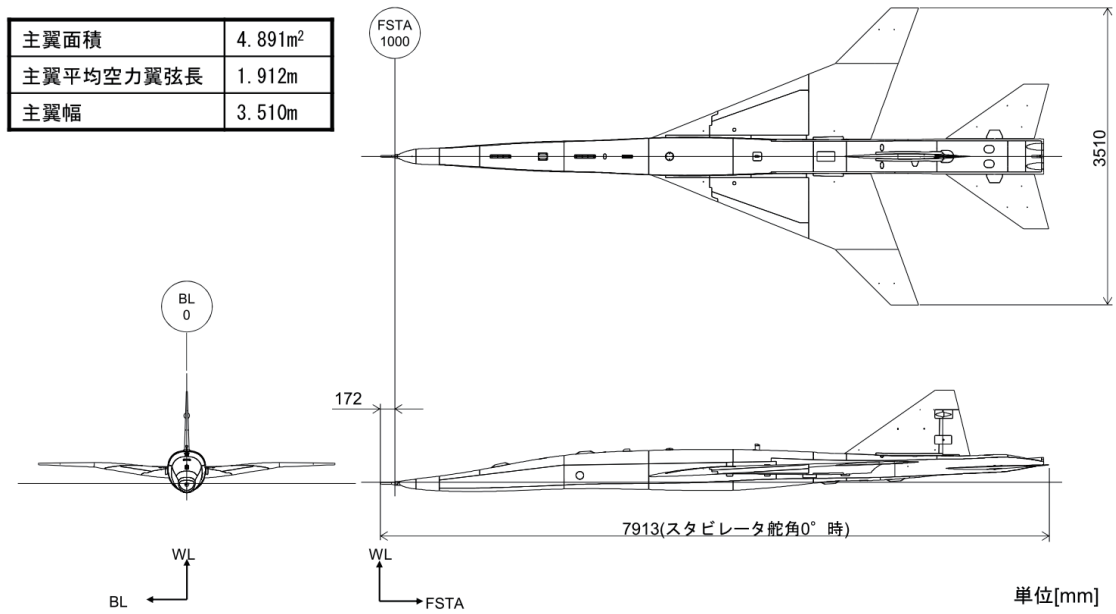


図1 供試体三面図

表1 供試体諸元

項目	諸元
胴体長	7.741m (ピトー管を除く)
全幅	3.510m
主翼面積	4.891m ²
平均空力翼弦長	1.912m
質量	1000kg
操縦舵面	スタビレータ (左右独立) ラダー

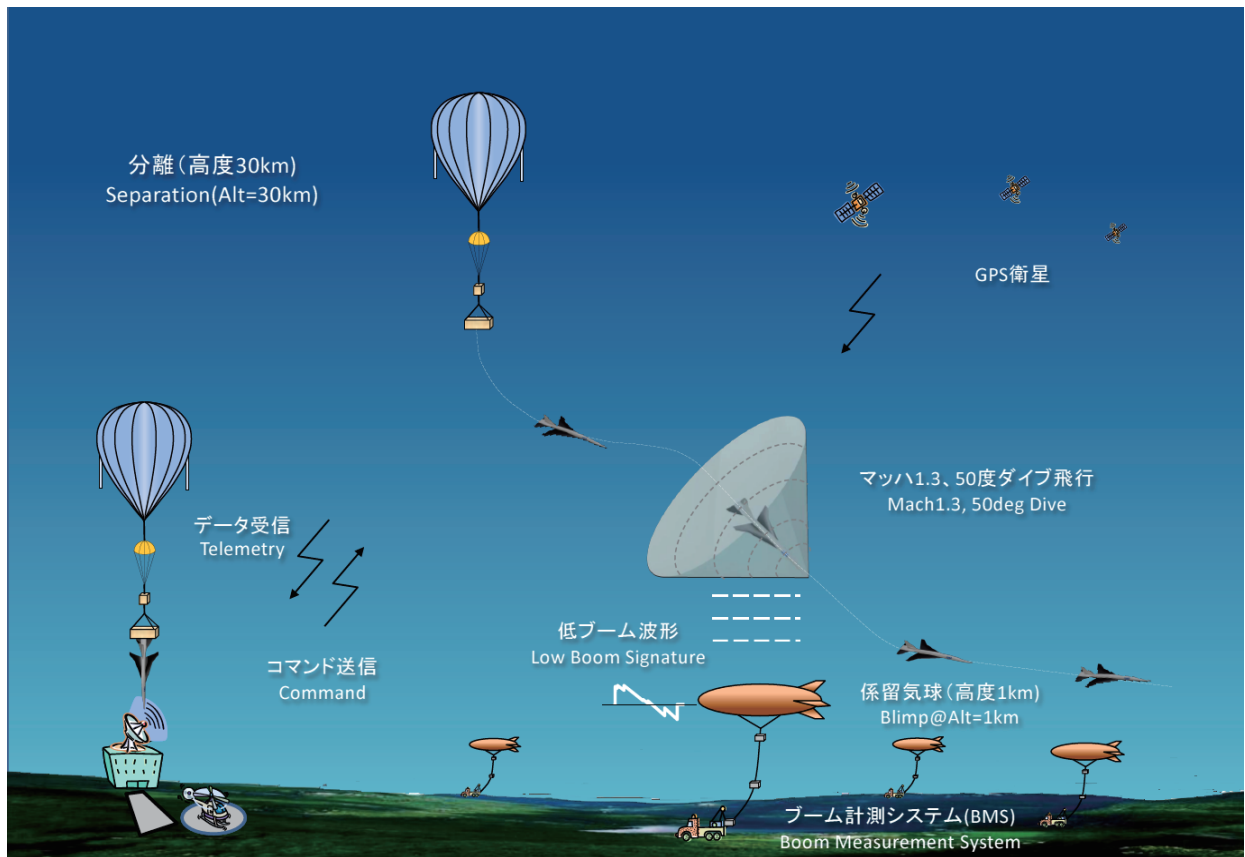


図2 飛行実験概要

2. 基準軌道生成機能

誘導制御系には、計測要求と制約条件が課される。計測要求とは、BMSで計測するソニックブームを発生させたときの、飛行状態に対する要求を意味する。これを表2にまとめる。一方、制約条件とは、供試体分離から機体投棄まで、機体の健全性を確保するための条件であり、これを表3にまとめる。飛行計画は、この計測要求を満足できるように、制約条件のもとで作成されている⁵⁾。基準軌道生成機能は、この飛行計画のデータに基づき、必要なコマンドを姿勢制御機能へ出力する。そのため、ここで飛行計画の概要を述べておく。

供試体は、高度30kmまで成層圏気球で運ばれた後、対気速度0m/s、鉛直下向きに分離される。その後、マッハ数1.3、 $CL = 0.12$ （表2参照）の飛行状態で発生させたソニックブームを、BMSで計測する。ソニックブーム発生時の望ましい飛行状態を、目標飛行状態と呼んでいる。この詳細は参考文献5)にまとめられているが、具体的には、高度7.67km、マッハ数1.3、経路角-45.8度である。また、分離から投棄までのフェーズは、各フェーズの飛行目的に応じて6つのフェーズ（表4参照）から構成することとした⁵⁾。また、供試体は無推力機であるが故、分離時の位置エネルギーをBMS到達までに適切に消費する必要がある。そのため、BMS到達までに余分なエネルギーを最大限消費して、必要なエネルギー丁度でBMSに到達するケース（最小レンジ）と、逆にBMS到達までのエネルギー消費

を最小限にして、必要なエネルギー丁度で BMS に到達できるケース（最大レンジ）が存在する。以上をまとめ、分離条件を初期条件、目標飛行状態を終端条件、評価関数を飛行レンジとした最適化問題を構成し、その結果（飛行計画）を基準軌道生成機能のベースとしている。

基準軌道生成機能に対する要求は、飛行計画を実飛行において実現するため、コマンドを姿勢制御機能に出力することである。ただし、ミッション要求（制約条件下で計測要求を満足すること）を達成するため、実飛行下における不確定性や誤差に対して、コマンドを適切に生成することが重要かつ必須となる。

表 2 計測要求

項目	要求範囲	
	要求値	要求精度
マッハ数	1.3	±0.1
マッハ数変化率 (/秒)	0.00	±0.01
揚力係数	0.12	+0.01/-0.02
フォーカシング*1	[直接波*2について] ・計測したいブームが先に入射する場合、他のブームは 0.1 秒以上遅れて入射すること ・計測したいブームが後から入射する場合、0.3 秒以上遅れて入射すること [間接波*3について] ・計測したいブームが先に入射する場合、間接波は 0.1 秒以上遅れて入射すること ・計測したいブームが後から入射する場合、0.5 秒以上遅れて入射すること	

*1 ; 複数のソニックブームが同時にマイクに入射することを意味する。本飛行実験では、最大 8 波程度のソニックブームが観測される可能性がある
 なお、各 BMS で 4 つのマイクを懸吊することを計画しているが、フォーカシングが発生していないマイクが 1 つ以上あることが要求条件

*2 ; 飛行中に生じたソニックブームが大気中を伝搬し、直接マイクに到達するもの

*3 ; 飛行中に生じたソニックブームが、地上で一旦反射した後、マイクに到達するもの

表 3 制約条件

項目	制約値
動圧	80kPa 以下
荷重倍数	±4.5G 以内

基準軌道生成機能は、縦と横のフェーズから構成されている。ただし、横の運動に対する評価は、姿勢制御機能と合わせて行う必要があるため、本稿では横のフェーズを性能評価の対象としない(3.1節参照)。姿勢制御機能と合わせた評価については、参考文献6)を参照されたい。

縦のフェーズ構成を、表4に示す。縦のフェーズは、基本的には飛行計画のフェーズ構成を踏襲しているが、フェーズ終了条件や内容が若干異なっている。これは、基準軌道生成機能に要求される機能を考慮した結果であり、詳細については後述する。

以下、各フェーズの内容を述べる。

表4 縦のフェーズ構成

No.	フェーズ	フェーズ終了条件	内容	演算*1
1	加速	$DP \geq G_DP1$	$\alpha_1 = 4.5$ 度で降下	-
2	引起し	$\gamma \geq G_GM2$	$\alpha_2 = 12$ 度で引起し (ただし、Nz 制限 以下)	Nz 制限算出 (2.2 項参照)
3	滑空	$Range \leq G_RG3$	γ_c で滑空	γ_c 算出 (2.3 項参照)
4	ダイブ	$h \leq G_h4$	Nzc (G_Nz4) で飛行	実時間経路予測 (2.4 項参照)
5	計測	計測フェーズ開始後 時間、動圧、高度、 経路角により判定	Nzc で飛行 (CL = 0.12 相当)	Nzc 算出 (2.5 項参照)
6	投棄		投棄舵角設定	

*1: フェーズ終了判定条件の演算を除く

2.1 加速フェーズ

加速フェーズでは、飛行計画と全く同様に、迎え角コマンド (= α_1) 4.5 度一定で加速降下する。迎え角コマンドを 4.5 度とした理由は、加速降下中にピッチ角の特異点 (-90 度) とならないようにするためである。迎え角 4.5 度であれば、揚力係数に対する誤差を考慮しても揚力は負とならず、経路角は単調増加 (すなわちピッチ角も単調増加) するため、特異点となることを回避できる。

加速フェーズの終了判定は、動圧 (G_DP1) によって行う。G_DP1 は、分離後最初の計算サイクルで、1 度だけ計算する。G_DP1 の定式化は、飛行計画のデータに基づいて行う。分離高度 28~31km に対して、1km 毎の各高度からの飛行計画が設定されている。また、それぞれの分離高度に対して最大/最小滑空レンジと、この間の 3 つのレンジに対して、飛行計画が設定されている。飛行計画の設計法の詳細については、参考文献5)を参照された

い。

分離高度 30km の場合の、G_DP1 を図 3 に示す。G_DP1 は、分離時の高度と BMS までのレンジの関数として定義される。任意の分離高度に対して G_DP1 を求める際には、これを挟む 2 点の G_DP1 を求め、線形補間する。なお、G_DP1 の全データを Appendix. A に示す。

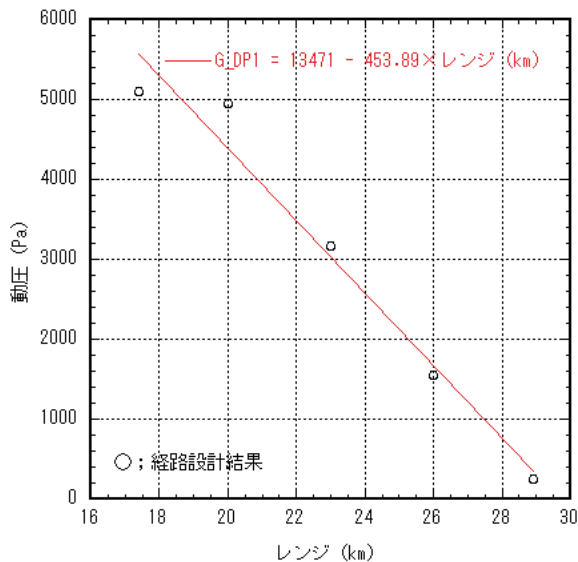


図 3 G_DP1 (分離高度 30km)

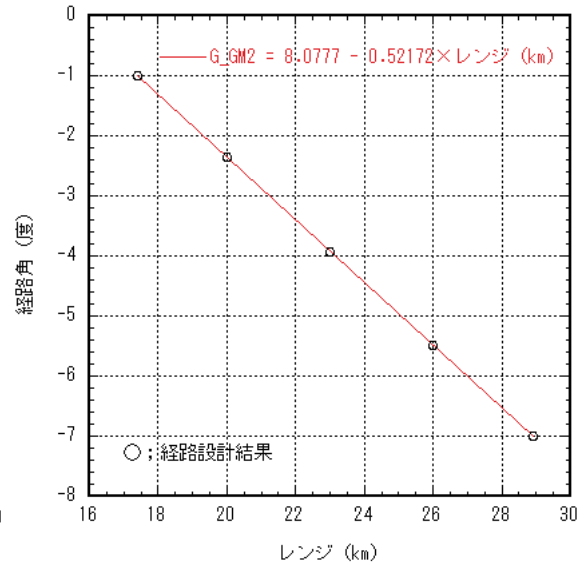


図 4 G_GM2 (分離高度 30km)

2.2 引起しフェーズ

引起しフェーズでは、迎え角コマンド (= α_2) 12 度の引起しを行う。この値は、迎え角上限（空力データの存在範囲）の 15 度に対し、姿勢制御機能のオーバーシュートに対する余裕を考慮して設定した。

なお、荷重倍数制限超過を防ぐため、次式に基づき迎え角コマンドに制限を掛けている。ここで、 $\alpha_{\max\text{FF}}$ と $\alpha_{\min\text{FF}}$ は数学モデルに基づくフィードフォワード項、 $\alpha_{\max\text{FB}}$ と $\alpha_{\min\text{FB}}$ は Az センサー出力値に基づくフィードバック項である。

$$\alpha_{c_{\max}} = \alpha_{\max\text{FF}} + \alpha_{\max\text{FB}} ; \text{上限値}$$

$$\alpha_{c_{\min}} = \alpha_{\min\text{FF}} + \alpha_{\min\text{FB}} ; \text{下限値}$$

ここで、迎え角 12 度の CN を CN1、迎え角 10 度の CN を CN2、迎え角 8 度の CN を CN3、迎え角 10 度の CN を CN4 とし、

$$\text{CNALP}_U = (\text{CN1} - \text{CN2}) / 2.0$$

$$\text{CN0}_U = (\text{CN2} * 12.0 - \text{CN1} * 10.0) / 2.0$$

$$\text{CNALP_L} = (\text{CN3} - \text{CN4}) / 2.0$$

$$\text{CN0_L} = (\text{CN4} * -8.0 - \text{CN3} * -10.0) / 2.0$$

とする。ただし、 $\text{CN} = \text{CN}_\alpha \times \alpha + \text{CN0}$ である。また、

$$\alpha_{\text{maxFF}} = (m * g_0 * N_{z_limFB} / \text{DP} / \text{S} - \text{CN0_U}) / \text{CNALP_U}$$

$$\alpha_{\text{minFF}} = (m * g_0 * N_{z_limLW} / \text{DP} / \text{S} - \text{CN0_L}) / \text{CNALP_L}$$

$$x_{az} = A_{az} * x_{az_1} + B_{az} * A_z$$

$$\alpha_{\text{maxFB}} = m / \text{DP} / \text{S} / \text{CNALP_U} * (x_{az} + N_{z_limFB} * g_0)$$

$$\alpha_{\text{minFB}} = m / \text{DP} / \text{S} / \text{CNALP_L} * (x_{az} + N_{z_limLW} * g_0)$$

である。ここで、

m ; 供試体質量 (= 1000kg)

g_0 ; エスレンジ重力定数 (= 9.8250381450m/s²)

N_{z_limFB} ; 迎え角上限用荷重倍数 (= 3.5G)

N_{z_limLW} ; 迎え角下限用荷重倍数 (= -4.0G)

S ; 代表面積 (= 4.891m²)

x_{az} ; A_z フィルター出力

x_{az_1} ; A_z フィルター出力前回値

A_{az} , B_{az} ; A_z フィルター時定数 (= 0.9512, 0.04877)

A_z ; A_z センサー出力

である。

引起しフェーズの終了判定は、経路角 (G_{GM2}) によって行う。この定式化と使用法は、加速フェーズ終了動圧 (G_{DP1}) と同一である。分離高度 30km の場合の G_{GM2} を図 4 に示す。なお、 G_{GM2} の全データを Appendix. A に示す。

2.3 滑空フェーズ

滑空フェーズでは、設定した飛行計画データに基づき、経路角コマンド (γ_c) を出力する。 γ_c は力学的エネルギー (E) の多項式関数として、3 区間に分割して定式化を行った。3 区間に分割した理由は次の通りである。飛行計画として、引起しから滑空フェーズにかけて、供試体は迎え角 12 度一定での引き起こし (第 1 区間)、荷重倍数制限による引起し (第 2 区間)、一定 G での滑空 (第 3 区間)、というマニューバーを順次設定した。そのため、エネルギーと経路角の関係性がそれぞれのマニューバーに対して異なる。

分離高度 30km、最大レンジの場合の γ_c を図 5 に示す。分離条件の不確定性に耐えられるよう、同様の関数群が分離高度 26~31km に対して 1km 毎に、飛行レンジに対しては最

大/最小レンジおよび中間レンジ 3 点に対して準備されている。分離高度および飛行レンジに対して線形補間することにより、任意の分離条件に対する γ_c が出力される。なお、多項式の係数 (C_GM3) の全データを Appendix. A に示す。

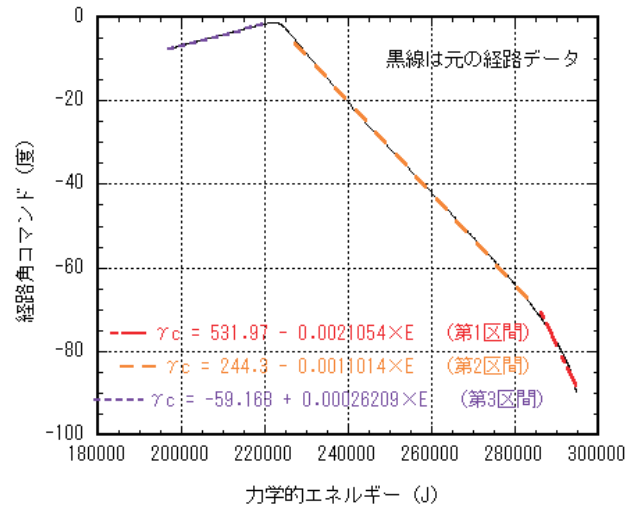


図 5 γ_c (分離高度 30km, 最大レンジ)

飛行計画設定時、滑空フェーズの終了条件はマッハ数としていた。しかしながら、基準軌道生成機能では、ダイブフェーズで行う実時間経路予測を飛行レンジを用いて行うため、この飛行レンジを終了条件とした。たとえば、分離高度 30km における滑空フェーズ終了時の BMS までの飛行レンジ (G_RG3) は、同一分離高度における飛行計画設定結果の平均値として 5.958km とした。他の飛行計画データと同様、任意の分離高度に対する G_RG3 は、各高度のデータを線形補間することにより算出する。なお、G_RG3 の全データを Appendix. A に示す。

2.4 ダイブフェーズ

基準軌道生成機能は、機体空力特性の誤差や、飛行計画設定時の前提条件とは異なる実験日当日の飛行環境 (大気温度や定常風) に対して、適切に対応しなければならない。この役割を担うのが、ダイブフェーズで行う実時間経路予測である。

ダイブフェーズでは、その最初のサイクルにおいて実時間の経路予測を行い、ダイブフェーズ中の荷重倍数コマンド N_{zc} (G_Nz4) とダイブフェーズ終了高度 (G_h4) を決定する。ダイブフェーズから計測フェーズへの切り替えは、供試体の高度が G_h4 となった時点で行う。

ダイブフェーズで行う経路予測の基本的な考え方を図 6 に示す。経路予測実行時、その時の飛行状態を初期値として、一定の N_{zc} でダイブフェーズにおける飛行レンジ (G_RG4) を滑空したときの状態量 (X4F) を求める (運動予測)。これに対し、この地点から BMS

上空までマッハ数 1.3 で $CL=0.12$ に相当する迎え角一定で飛行した場合，表 2 に示したソニックブーム計測要求を満足できる飛行状態の集合を平面方程式により表現しているのが，X5I である．つまり， N_{zc} をパラメータとして求めた X4F が X5I を満足するならば，ダイブフェーズ中はその N_{zc} 一定で，そこから BMS までは $CL=0.12$ に相当する迎え角一定で飛行すれば，自ずと BMS 直上でブーム計測から要求される飛行状態を確立することが出来る．

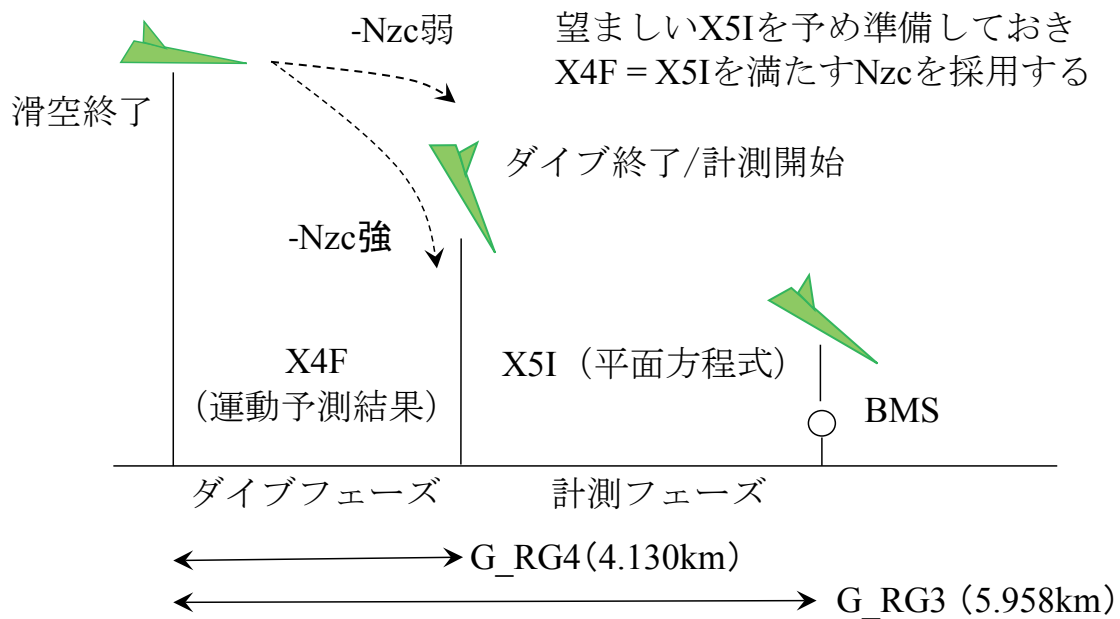


図 6 経路予測概念図（図中の数値は分離高度 30km のもの）

次に，経路予測の方法について，まず，ダイブフェーズ終了時の飛行状態 (X4F) を求める方法 (運動予測) から述べる．ダイブフェーズ中は，姿勢制御に掛かる負担を軽減するため，横の運動を制限している．したがって，運動予測は縦面内の運動を対象に行う．運動方程式は，次の 2 つの理由から，独立変数として時間ではなく飛行レンジにより記述する．一つは， G_RG4 の距離を滑空した地点における飛行状態を知る必要があるため，独立変数として飛行レンジを取れば，この区間を単純かつ正確に積分することが可能となる．もう一つは，単純に状態量の次数を減らし，計算負荷を軽減するためである．実時間での経路予測を行うときに最も注意を払わねばならないことは，搭載計算機の能力の範囲で，確実に答えを出すことである．そのため，計算負荷を軽減しておくことが，一つの重要なポイントとなる．状態量を高度 h ，速度 V ，経路角 γ ，迎え角 α ，制御入力を αc ，独立変数をレンジ R としたとき，運動方程式は，下記のようになる⁵⁾．

$$dh/dR = \tan\gamma \quad (1)$$

$$dV/dR = (-D/m - g\sin\gamma)/V\cos\gamma \quad (2)$$

$$d\gamma/dR = (L/mV + (V/r - g/V)\cos\gamma)/V\cos\gamma \quad (3)$$

$$d\alpha/dR = (\alpha_c - \alpha)/(TsV\cos\gamma) \quad (4)$$

本稿でも参考文献 5) と同様に、迎え角コマンド α_c に対する実際の迎え角 α がモデル化されている。この応答モデルは、姿勢制御に関する検討結果を元に、無駄時間 0.6 秒+時定数 (Ts) 1.28 秒の 1 次遅れ系、としてモデル化されている。

運動方程式は、積分区間 (G_RG4) を 50 等分 (数値積分上、有意差が表れない最小値として設定) して積分される。終端値が、求めるダイブフェーズ終了時の飛行状態 (X4F) である。

次いで、X5I 平面の求め方について述べる。X5I 平面は、初期条件を変化させた飛行シミュレーションを行って、その中からソニックブーム計測要求を満足する初期条件を抽出し、その抽出された初期条件の集合から構成される。そこでまず、飛行シミュレーションの初期条件 (計測フェーズ開始時飛行条件) として高度、速度、経路角をそれぞれ 8~14km, 300~460m/s, -90~0 度の範囲で与える。これらの区間については、事前の検討結果に基づき、想定される飛行環境の変化に対して十分な範囲となるように設定した。それぞれの間隔は 100m, 1m/s, 1 度である。迎え角コマンドは 4.295 度 (計測要求のマッハ数 1.3 で CL=0.12 となる迎え角) であり、全飛行シミュレーションで同一である。各飛行シミュレーションにおける実際の迎え角 α の初期値は、この迎え角コマンドに一致させた。これらの条件で飛行シミュレーションを行い、ブーム到達域を調べる。ブーム到達位置が 1.828km 地点 (計測フェーズで飛行する距離、すなわち G_RG3 - G_RG_4) を含み、かつブームが風に流されることを考慮して、まずはブーム到達域が BMS の前後に 2km 以上存在する初期条件 (高度、速度、経路角) の組合せを抽出する。初期条件の集合は、高度、速度、経路角の 3 次元のデータである。参考として、抽出された初期条件の集合の内、計測フェーズ開始が予想される高度 10~12km のデータについて、ブーム到達域の等高線を図 7 に示す。点線はブーム到達域が 2km の等高線であり、実線は同じく 3km の等高線を表示している。厳密に言えば、抽出された初期条件の集合で構成される空間内に X4F が存在するかどうかを判定出来ればよい。しかしながら、そのような判定を行うことはロジックおよび実時間性の観点から困難と考え、次のような簡易的な判定を行うこととした。まず、各高度の等高線を参考に、図 7 中の一点鎖線で示すような近似直線を作成した。ついで、高度毎に作られたこれら直線群を包含するような平面方程式を求めた (平面方程式の求め方については、Appendix-B 参照)。この平面方程式が、X5I 平面である。この平面方程式は、先に抽出された初期条件で構成される空間の、高速側の斜面を表している (図 7 では高度毎の等高線の上側)。したがって、まず X4F は X5I 平面よりも内側 (図 7 では近似直線の下側) にあればよい。同様に、低速側の斜面を表す平面も作成し、X5I 平面と挟まれる X4F

を探索する方法もある。しかしながら、このような方法を採用しても、最大経路角側に X4F が外れてしまう可能性が、依然として残されてしまう。他方、実時間で計算を行うためには、出来るだけ計算付加を低減させる必要がある。そのため、ここでは目標経路角を導入することにより、X4F が目指す空間内に存在する可能性を高めることとした。すなわち、X4F の経路角が、あらかじめ設定した目標経路角（ここでは、各等高線の共通領域として -60 度に設定）近傍に存在することを条件とした。

なお X5I の平面方程式は、

$$2.4301e-2 h[\text{km}] - 5.0245e-4 \gamma [\text{度}] + 1.8443e-3 V[\text{m/s}] - 1 = 0 \quad (5)$$

となった。

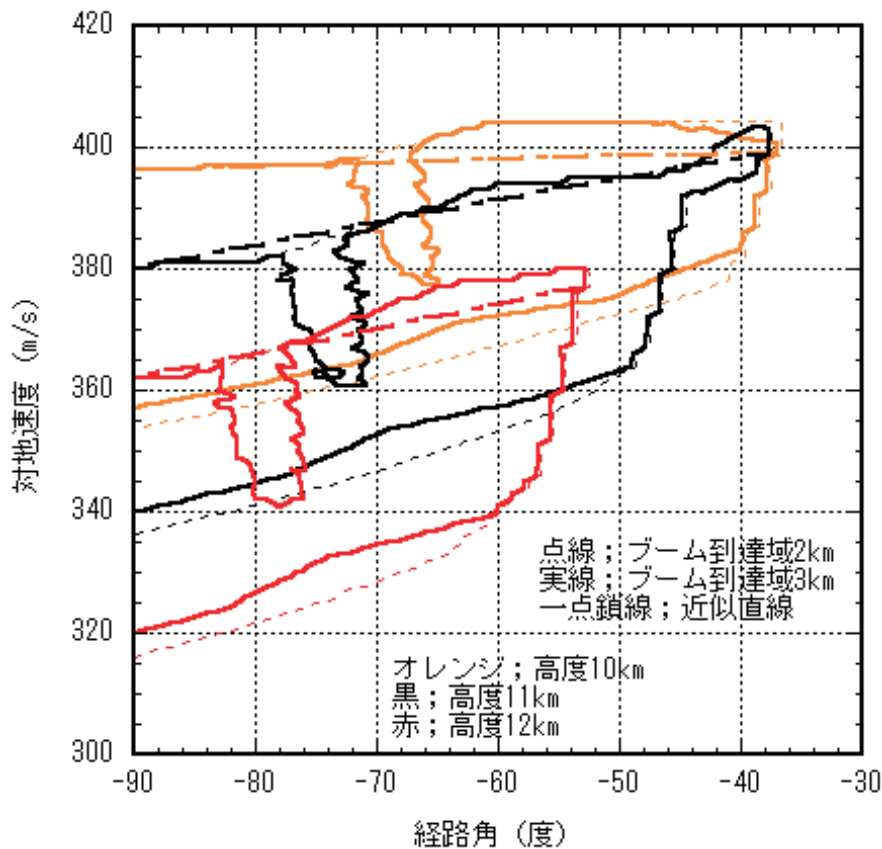


図 7 X5I 平面の参考図

最後に、X4F および X5I 平面から G_{Nz4} と G_{h4} の決定法をまとめると、以下となる。

Step 1) G_{Nz4} の初期値を仮定する (0~-4G まで 0.1G 刻みで順に一つの値を設定)

Step 2) 現在の飛行状態を初期値とし、仮定した G_{Nz4} に相当する α_c (2.2 項の CN と α の関係式を使用) に基づき、ダイブフェーズの飛行レンジ (G_{RG4}) を滑空した場合の飛行状態 X4F (hf , Vf , γf) を求める

Step 3) X5I 平面に対し X4F (hf , Vf , γf) が内側にあるかどうか ((5) 式の左辺に X4F の値を代入し、その値が負となるか)、の判定を行う

Step 4) Step1 へ戻る (G_{Nz4} が -4G の場合には Step5 へ)

Step 5) Step 3 で求めた内側の点が複数存在する場合は、目標経路角 (ここでは -60 度 に設定) にもっとも近い γf を与える G_{Nz4} を選択する

なお、内側の点が一つも得られなかった場合には、X5I 平面に一番近い X4F を選択する

なお G_{RG4} は、 G_{RG3} と同様に算出する。 G_{RG4} の全データを Appendix. A に示す。

ところで G_{Nz4} については、何らかの最適化手法や繰り返し計算により直接算出することは可能である。しかしながら、 G_{Nz4} を得るまでの収束回数が一定とはならないため、誘導計算周期内に終了させる保証が出来ない。これに対して積分ステップ数固定の運動予測であれば、計算負荷を一定とすることができるため、機体開発段階で計算負荷を把握できる等、実機搭載に適している。また、ノミナルの無い経路予測を対象としているため、そもそも適切な G_{Nz4} が無い可能性もある。この場合には、本手法であれば全ての経路の中から次善の G_{Nz4} (この場合は X5I 平面と X4F の距離最小) を選択することができるため、いかなる場合にも確実に G_{Nz4} を出力することができる。

以上がダイブフェーズにおける実時間経路予測である。なお、実装する上では、さらに幾つかの工夫が施されている。

まず、実時間経路予測は、滑空フェーズの終盤とダイブフェーズの 2 回に分けて実行することとした。滑空フェーズにおける経路予測では、 G_{Nz4} の初期値を 0G から -4G まで 0.2G 刻みで、ダイブフェーズでは -0.1G から -3.9G まで、同じく 0.2G 刻みで初期値を与える。これは、計算負荷軽減のためである。基準軌道生成機能のタスク処理は 10Hz で行わなければならないが、設計段階の CPU 予測では計算負荷を軽減する必要性が認められた。そのため、滑空フェーズ終盤とダイブフェーズの初回サイクルで経路予測を行い、必要なタスクを分割することとした。こうすることで、単純に計算量を半減することが出来る。なお、分割の方法としては、前述のように偶数 (0 含む) / 奇数で分ける方法の他、前半 (0G から -2G) / 後半 (-2.1G から -4G) 等、様々な方法が考えられる。ここで前述の分割方法を採用したのは、飛行途中、GPS の捕捉衛星が変化し、位置情報が不連続となる可能性や、場合によっては滑空フェーズが存在しない状況 (分離から BMS までの距離が最小レンジ以

下の場合には起こり得る)に対処するためである。本来は滑空フェーズで求めた G_{Nz4} が採用されるケースで、GPS の位置とびや滑空フェーズのスキップが発生し、滑空フェーズで経路予測が全く行われなくなったとしても、ダイブフェーズの経路予測において、予測精度があまり劣化しない G_{Nz4} を選択出来る。一例を挙げると、最適な G_{Nz4} が滑空フェーズで得られる-1G だった場合、ここで採用した手法では、ダイブフェーズにおいて-0.9G あるいは-1.1G の G_{Nz4} が得られるが、例えば前半/後半で分けてしまうと、得られる G_{Nz4} は-2.1G となり、最適性が低下してしまう。

この他にも、実時間経路予測において経路角が-89 度を下回った場合には、必要な距離を滑空できなかったものとして、また 1step あたりの高度増加が 30m を超えた場合にも、計算異常として除外処理を行っている。さらに、迎え角と経路角の和が-86 度を下回った場合には、ピッチ角の特異点に入る恐れがあるため、このような状況に対しても除外処理を行っている。

なお、求めた G_{Nz4} はダイブフェーズ途中で更新しない。これはダイブフェーズが短く、更新しても性能改善が認められなかったことに加え、誘導制御則全体の計算負荷を低減するためである。

2.5 計測フェーズ

計測フェーズでは、目標とする CL を実現するため、 N_{zc} を出力する。CN として 0.13057 (CL = 0.12 に相当する CN 値) を与え、ADS によって計測される動圧を用いて N_{zc} を算出する。

なお、計測目標である CL = 0.12 に相当する迎え角コマンドを出力する方法もあるが、姿勢制御で使用するセンサーの持つ誤差や空力モデルの誤差を考慮すると、 N_z を使用する方が精度が高い。そのため、 N_{zc} を使用することとした。

計測フェーズ開始後、次のいずれかの条件に該当した場合に投棄フェーズへと移行する。なお、投棄後の運動解析は本稿の対象外である。投棄後の挙動に関する検討が別途行われ、その結果として、次の条件が設定された。

- ・対地経路角-27 度以上 ; Zone B (図 8 参照) 外への飛行防止
- ・計測フェーズ開始後 18 秒以上経過 ; Zone B (図 8 参照) 外への飛行防止
- ・高度 3km 以下 ; 投棄コマンド受信のため、地上局アンテナ上下角確保
- ・動圧 70kPa 以上 ; 舵面アクチュエータのトルク制限

2.6 投棄フェーズ

基準軌道生成機能では、本フェーズに移行したことを出力するのみで、他は何も行わない。そのため、次章の性能評価では対象外である。なお、姿勢制御機能は投棄フェーズへ移行したことを受け、投棄舵角コマンドを出力する。

3. 性能評価

本章では、設計した基準軌道生成機能の性能評価を行う。評価に先立ち、まず 3.1 節で性能評価の前提条件をまとめる。つづく 3.2 節で、評価に用いる誤差源・誤差値をまとめる。3.3 節では各種誤差を独立に $\pm 3\sigma$ を考慮した単独誤差解析を行い、各誤差源に対する基準軌道生成機能の耐性を確認する。3.4 節では、各種誤差をランダムに組合せたモンテカルロ・シミュレーション (MCS) により、基準軌道生成機能の評価を行う。

3.1 前提条件

基準軌道生成機能を独立に検証するため、飛行シミュレーションは供試体を剛体と仮定して、重心周りの運動を考える。ただし、飛行計画設定時と同様、姿勢制御の応答モデルを考慮することで、姿勢制御への負担（コマンドに対する過度な応答特性の要求）を軽減できるよう配慮した⁵⁾。応答モデルについては、2.4 節で示した通り、無駄時間+1 次遅れ系としてモデル化した。したがって、制御入力が迎え角コマンド、機体運動を表す状態量は高度、速度、経路角、方位角、緯度、経度、迎え角となる。

2 章で述べた通り、横の運動に対する評価は、姿勢制御機能と合わせて行う必要があるため、本稿では対象としない。これについて簡単に述べると、供試体は分離後、加速フェーズ中に垂直尾翼の方位を BMS へ向ける姿勢制御を行う。垂直尾翼の方位を BMS へ合わせれば、引起し後、正面に BMS を捉えることになり、基本的にはそのまま真っ直ぐに滑空すれば良い。垂直尾翼の方位を BMS へ向ける姿勢制御を初期方位角制御と呼んでいる。ここではその詳細に触れないが、初期方位角制御ではオイラー角の計算が必要となるものの、本項で実施するシミュレーションではオイラー角を定義できない。そのため、本稿では初期方位角制御が問題なく行われるものとして、分離時飛行方位を BMS に対する方位とする。

飛行シミュレーションにおいて、定常風については考慮する⁷⁾。ただし、風の影響を修正するバンク角コマンドについては考慮せず、バンク角は 0 度一定とする。

空力特性はトリム状態の CL, CD を使用する⁵⁾。

表 2 に示した計測要求に対する判定は、ブーム伝播モデルによって行う⁸⁾。

3.2 誤差源・誤差値

本稿の性能評価で想定する誤差源・誤差値を表 5 にまとめる。

表 5 性能評価で使用する誤差源・誤差値

誤差源	誤差値 ^{注1}	モデル	備考
分離高度	28~30km	一様分布	
分離時ピッチ角	±2度	正規分布	誤差なしは88.6度
CL	マッハ数依存	正規分布	参考文献7)に基づく
CD	マッハ数依存	正規分布	
大気モデル	高度依存	正規分布	参考文献7)に基づく
定常風	高度依存	正規分布	
迎え角応答モデル 時定数	±10%	正規分布	
分離位置	分離可能領域内 ^{注2} および BMS から分離許容域内 ^{注3}	一様分布	図8参照 図13参照

注1；正規分布では±3σ値，一様分布では最大/最小値

注2；Zone B から 8km 内側

注3；分離高度 30km の場合，最大レンジ 24.5km，最小レンジ 18.4km
 分離高度 29km の場合，最大レンジ 22.0km，最小レンジ 15.7km
 分離高度 28km の場合，最大レンジ 20.5km，最小レンジ 13.8km
 各分離高度の最大/最小レンジは線形補間による

3.3 単独誤差解析

性能評価は，飛行シミュレーションの結果を『制限逸脱』，『計測不良』，『計測成功』の3つに分類することで行う。

飛行シミュレーションの結果は，まず飛行中，各種制約条件（表3参照）を満足したか，について判定される。表3に示した動圧と荷重倍数，いずれかの項目が超過した場合には，『制限逸脱』に分類する。全ての制約条件を満足した場合には，BMSに到達したブームに対する計測条件（表2参照）が評価される。評価項目のうち，一つでも計測要求を満足できなかった場合，もしくはブームが計測できなかった場合には，『計測不良』に分類される。『制限逸脱』および『計測不良』に分類されなかったケース，すなわち各種制約条件下で，計測要求を全て満足したケースが『計測成功』である。

BMSは，Zone B内の2箇所に設置（図8参照）されているものとする。また，マイクは高度1250，1000，750，550mに懸吊することとした。マイクの懸吊高度にはある程度の自由度がある。本稿の検討の結果，設定したマイクの懸吊高度にフォーカシングのリスクが認められれば，改めてマイクの懸吊高度を設定し直して評価し，その知見を実飛行試験における実験計画に反映することも重要である。

単独誤差解析は，分離高度を30kmとし，最大/最小レンジの分離条件において行う。BMSは，供試体分離位置に対して南に位置する（飛行方位角180度）ものとした。したがって，

単独誤差解析では表 5 に示した誤差源の中から、分離高度と分離位置を除く 6 種類の誤差源について、各誤差を独立に $+3\sigma$ あるいは -3σ 発生させ、シミュレーションによる評価を行う。

なお、大気モデルと定常風は、地上からおよそ高度 32km まで、気圧による 17 層でモデル化されている⁷⁾。本稿では各層の相関については考慮せず、各層で最大/最小の誤差を考慮した。

結果を表 6 と 7 に示す。単独誤差解析の結果は、全ケース計測成功となった。最も影響が強い誤差要因は CD 誤差であり、これに定常風が続く。これら 2 つの誤差要因は、他と比較して卓越している。特に、CD-側の誤差は、計測要求の+側限界値 (1.40) となっている。

表 6 分離高度 30km, 最小レンジの単独誤差解析結果

ケース	計測要求項目				判定*1	制約条件項目		判定*1
	マッハ数	マッハ数変化率 (秒)	CL	フオーカ シング		動圧 (kPa)	Nz (G)	
	要求値					要求値		
	1.29~1.31	-0.01~+0.01	0.10~0.13	表 2 参照	80kPa 以下	-4.5~+4.5		
誤差なし	1.30	8.46e-4	0.124	全マイク なし	53.7	+3.88/-3.34	○	
	1.30	8.46e-4	0.124		53.7	+3.88/-3.34	○	
	1.30	8.46e-4	0.124		53.7	+3.88/-3.34	○	
CL	1.30	4.27e-3	0.125		53.4	+4.05/-3.56	○	
	1.29	5.44e-3	0.124		56.9	+3.70/-3.07	○	
CD	1.22	9.24e-5	0.124		47.1	+3.87/-2.89	○	
	1.40	7.56e-4	0.125		67.6	+4.27/-4.35	○	
大気モデル	1.27	4.20e-4	0.124		54.8	+3.89/-3.53	○	
	1.33	7.09e-4	0.124		55.2	+3.88/-3.38	○	
迎え角応答モ	1.30	1.22e-4	0.124		56.4	+3.89/-3.52	○	
デル時定数	1.30	7.55e-4	0.124		53.4	+3.87/-3.37	○	
定常風	1.24	5.90e-4	0.128		48.0	+3.88/-3.21	○	
	1.38	7.71e-4	0.117		60.3	+3.88/-3.58	○	

*1: ○ 要求達成

表7 分離高度 30km, 最大レンジの単独誤差解析結果

ケース	計測要求項目				判定*1	制約条件項目		判定*1
	マツハ数	マツハ数変化率 (秒)	CL	フォーク シング		動圧 (kPa)	Nz (G)	
	要求値					要求値		
誤差なし	1.29~1.31	-0.01~+0.01	0.10~0.13	表2 参照	80kPa 以下	-4.5~-+4.5		
分離時ピッチ 角	1.30	1.05e-3	0.124	全マイク	54.2	+3.81/-2.77	○	○
	1.30	1.05e-3	0.124	なし	54.2	+3.81/-2.77	○	○
	1.30	1.05e-3	0.124		54.2	+3.81/-2.77	○	○
CL	1.28	9.92e-3	0.124		48.6	+3.97/-2.56	○	○
	1.29	1.03e-2	0.124		64.2	+4.10/-1.87	○	○
CD	1.21	1.03e-3	0.124		46.1	+3.81/-2.16	○	○
	1.40	8.13e-4	0.125	*2	67.3	+4.25/-3.68	○	○
大気モデル	1.27	1.18e-3	0.124	全マイク	53.3	+3.81/-2.76	○	○
	1.32	1.82e-3	0.124	なし	53.0	+3.81/-2.61	○	○
迎え角応答モ デル時定数	1.30	9.88e-4	0.124		54.8	+3.81/-2.78	○	○
	1.30	4.90e-4	0.124		53.9	+3.81/-2.78	○	○
定常風	1.24	4.61e-4	0.128		48.6	+3.81/-2.67	○	○
	1.37	6.85e-4	0.118		60.7	+3.81/-2.96	○	○

*1: ○ 要求達成

*2; 高度 1000m (地表高 500m, 上から 2 番目) のマイクにおいて, 滑空フェーズで発生したブームと計測ブームがフォークシング
他のマイクではフォークシング発生せず (表 2 の*1 よりフォークシングに対する要求は達成)

3.4 モンテカルロ・シミュレーション (MCS) による評価

MCS における供試体の分離位置の分布を、図 8 (X は南北, Y は東西を示している) に示す。供試体は表 5 で定義された分離位置の範囲内のどこで分離されても、2 つの BMS のうち、いずれかを選択して、その上空でソニックブームを発生させる必要がある。

表 5 の誤差をランダムに組合せ、1000 ケースの MCS を実施した。ただし、単独誤差解析と同様、本稿では単純化のため大気モデル、および定常風に対して各層の誤差を想定するのではなく、17 層全てに同じ誤差値を与えている。

MCS の結果、計測成功 981 ケース、計測不良 19 ケースとなった。計測不良は、全てマッハ数の要求精度逸脱であり、フォーカシングにより計測不良と判定されたケースは発生していない。

図 9 には、計測不良ケースのブーム発生時マッハ数と、そのケースで想定された誤差の関係を示した。傾向として、CD 誤差が+側に振れる場合にはマッハ数不足、逆に-側へ振れる場合にはマッハ数超過となる。定常風誤差は、全て+側の誤差が発生している。また、図 10 には、計測不良ケースで想定された CD 誤差と定常風誤差の誤差値を示した。CD の誤差の絶対値が小さい場合には、定常風の誤差が大きくなる傾向にある。単独誤差解析で見た通り、CD 誤差あるいは定常風誤差が単独で想定された場合にはミッション達成可能であるが、両者がミッション達成を阻害するような関係で組み合わせられた場合には、ミッション達成が困難となる。

図 11 には計測不良ケースの分離位置と BMS の関係を示した。東進あるいは北東へ飛行する場合には計測マッハ数が不足し、南下あるいは南西へ飛行する場合には計測マッハ数が超過する傾向があることが分かる。図 12 には+3 σ 相当の定常風を示す。計測フェーズが行われる高度 8~11km 程度における風向は概ね 45 度である。背風を受ける場合には計測マッハ数が不足し、逆に向い風の場合には計測マッハ数が超過する。この様に、CD の誤差、および定常風の強さとその影響を受け易い分離位置の組み合わせによっては、ミッション達成が脅かされることが明らかとなった。

計測不良ケースの分離位置を図 13 に示す。中間~最大レンジ付近に計測不良ケースが集中する傾向がみられるものの、比較的広範に分布している。

最後に、本稿で得られた結果に基づいて誘導制御則全体の評価へ移行した判断について述べる。D-SEND#2 の誘導制御則設計は、誘導と制御の機能について独立に設計・性能向上を目指したのではなく（初期方位角制御等はそもそも基準軌道生成機能（誘導）単独での評価不可能）、誘導制御則全体での性能追及を目標とした（計測成功率 90%以上が誘導制御則に対する性能要求）。そのため、陽には基準軌道生成機能（誘導）に対する要求条件はない。ここでは、

- ・単独誤差解析の結果、独立な $\pm 3\sigma$ の各誤差に対して、全ケース計測成功
- ・1000 ケースの MCS の結果、計測成功率 90%以上を担保するために必要な成功率

(91.5% ; この数値については Appendix. C 参照) を十分に達成 (98.1%) していることをもって、基準軌道生成機能の単体性能として十分であると判断し、姿勢制御機能を組み合わせた誘導制御則全体の評価作業へと移行した。

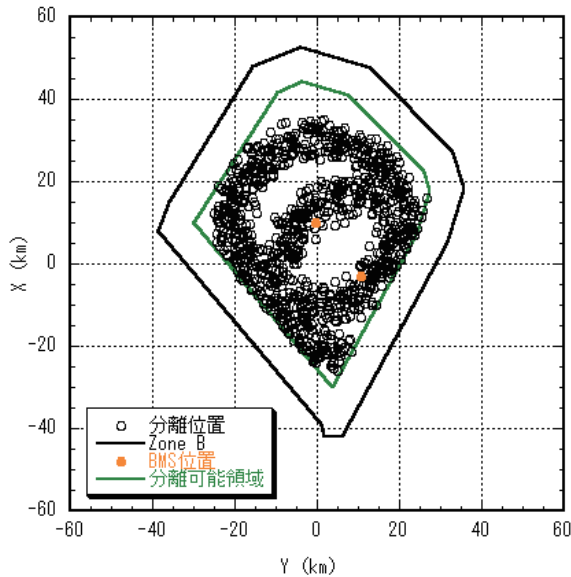


図8 MCSにおける分離位置分布

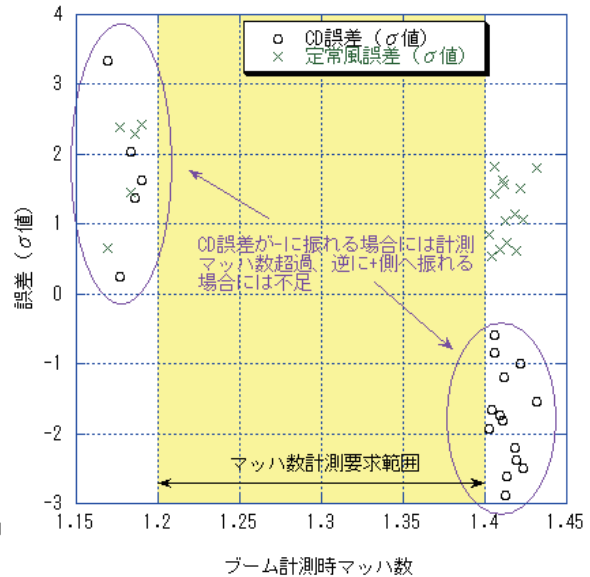


図9 計測不良ケースのブーム発生時マッハ数

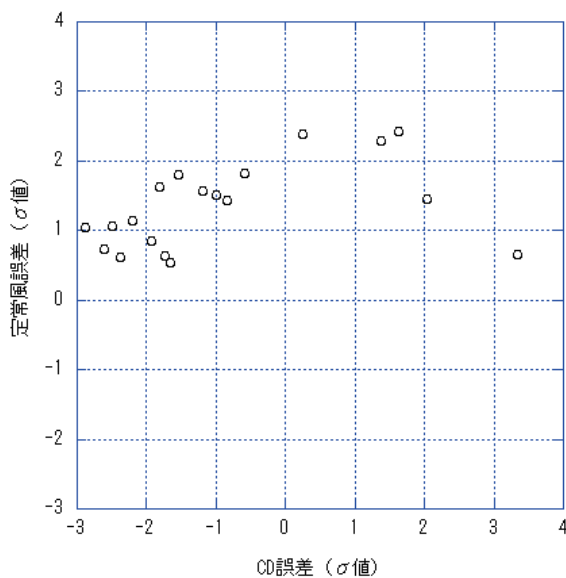


図10 定常風とCDの設定誤差値

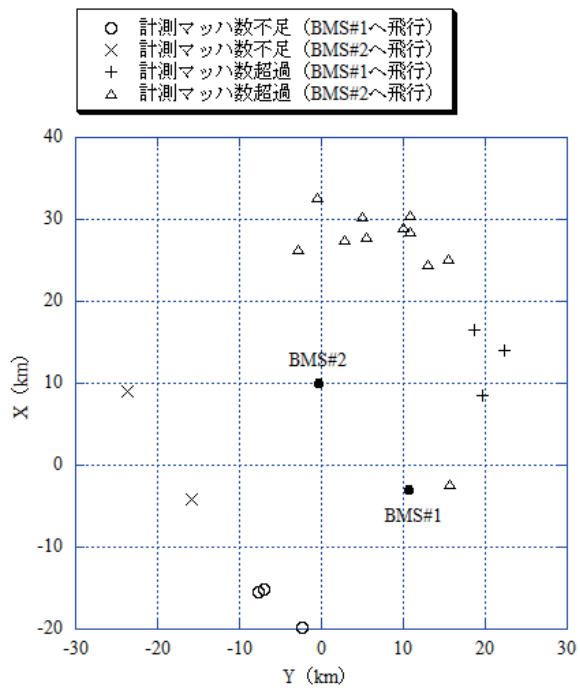


図11 計測不良ケースの分離位置とBMSの関係

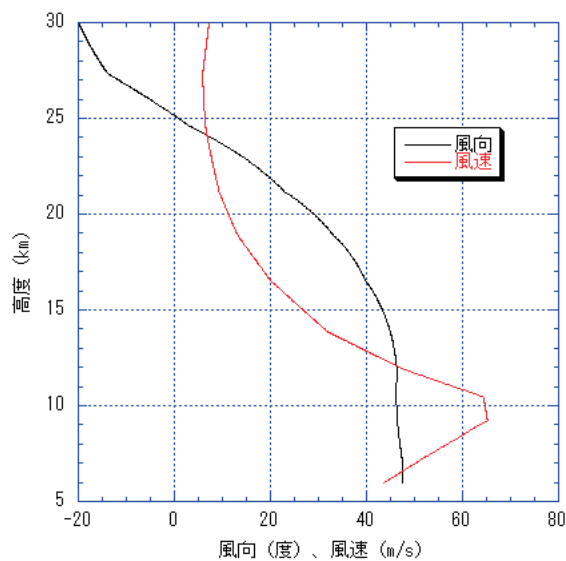
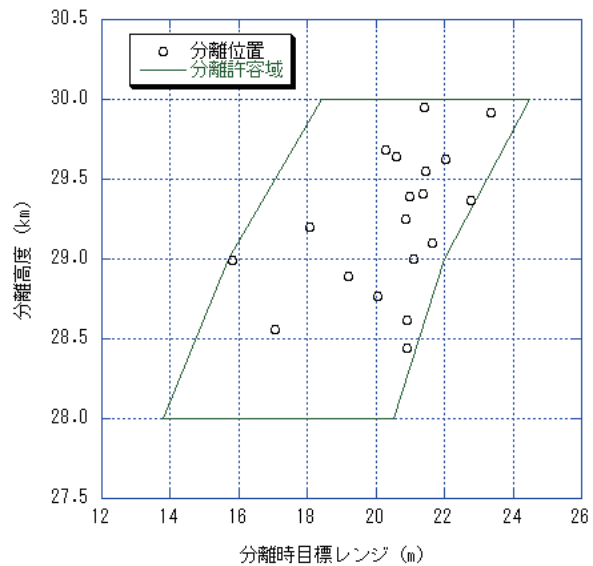
図 12 +3 σ 相当の定常風

図 13 計測不良ケースの分離位置

4. まとめ

本稿では、D-SEND#2 の基準軌道生成機能について報告した。事前に設計した飛行経路を実飛行時に実現するため、経路設計時のフェーズ構成を踏襲し、実時間計算に耐えられるよう、一部の経路設計データをモデル化して使用した。一方で、実飛行時に遭遇するであろう、設計環境とは異なる状況に対応するため、世界的にも例を見ない実時間経路予測法を考案し、基準軌道生成機能を構成した。

設計した基準軌道生成機能に対して、単独誤差解析と MCS による性能評価を行った。単独誤差解析の結果は全ケース計測成功、MCS では 98.1% の計測成功率を実現した。両評価を通じて、供試体が無推力機であること、および適切な速度調整デバイスを持たないことから、定常風と CD の誤差およびこれらの影響を受け易い分離条件が重なると、ミッション達成が脅かされるリスクがあることが明らかとなった。

基準軌道生成機能の性能が十分であるかについては、姿勢制御機能と合わせ、誘導制御機能として設計要求を満足する性能を有するか、別途 6 自由度シミュレーションを通して評価が行われている⁶⁾。ちなみに誘導制御機能全体に対する性能要求は、計測成功率 90% 以上である。

なお、本機能は姿勢制御機能と合わせた性能評価を経て、D-SEND#2 機に搭載され、飛行実験の成功に貢献した。

参考文献

- 1) 本田雅久, 富田博史, 高戸谷健, 川上浩樹, D-SEND#1 落下試験概要, 日本航空宇宙学会誌, 2012.9, pp.331-337
- 2) 川上浩樹, 進藤重美, 中右介, D-SEND#1 ソニックブーム計測システムの構築と運用,

日本航空宇宙学会誌, 2013.1, pp.1-7

3) 高速飛行実証フェーズ II, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-04-026, 2005

4) <http://stratocat.com.ar/fichas-e/2007/TOR-20070224.htm>

5) 鈴木広一, D-SEND#2 の経路設計について, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-15-002, 2015

6) Tetsujiro Ninomiya, Hirokazu Suzuki, and Junichirou Kawaguchi, Controller Design for D-SEND#2, Proceedings of the 3rd CEAS EuroGNC, Toulouse, France, April 2015

7) 川口純一郎, D-SEND#2 数学モデル記述書, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-15-0XX, 2015, 投稿中

8) 高木聡, 鈴木真二, 吉川彰, ソニックブームを考慮した上昇飛行経路の最適化, 日本航空宇宙学会誌, 2000.12, pp.405-410.

Appendix. A 各種データ

本節では、本分中で省略した各種パラメータの全データを示す。

・ G_DP1 (= 0 次 + 1 次×レンジ[km] + 2 次×(レンジ[km])²)

分離高度 (km)	0 次	1 次	2 次
26	-1328.5	1060.70d-3	-54.753d-6
27	2802.4	600.39d-3	-35.040d-6
28	3876.6	465.90d-3	-25.838d-6
29	11597.0	-423.84d-3	0.0
30	13471.0	-453.89d-3	0.0
31	13911.0	-432.25d-3	0.0

・ G_GM2 (= 0 次 + 1 次×レンジ[km])

分離高度 (km)	0 次	1 次
26	-3.1592	-0.57972d-3
27	-1.3525	-0.47062d-3
28	3.6778	-0.52172d-3
29	7.4347	-0.57378d-3
30	8.0777	-0.52172d-3
31	2.7139	-0.23808d-3

・ G_RG3, G_RG4

分離高度 (km)	G_RG3 (km)	G_RG4 (km)
26	5.679	3.860
27	5.660	3.824
28	5.815	3.986
29	6.153	4.322
30	5.958	4.130
31	5.952	4.123

・C_GM3

各レンジにおいて使用する係数は、機体の持つ力学的エネルギー（E）に基づき3区間に分割されている。その節に当たる値を係数変更エネルギーの表に、各区間で使用する係数の値を係数表に示す。

○分離高度31km

係数変更エネルギー（J）

レンジ (km)	第1区間→第2区間	第2区間→第3区間
19.8	294808.5	216685.5
23.0	295095.6	218399.0
26.0	295042.7	220613.7
29.0	295669.8	223426.2
32.4	296854.0	225754.9

係数表（ $\gamma c = 0$ 次 + 1次×E）

レンジ	第1区間		第2区間		第3区間	
	0次	1次	0次	1次	0次	1次
19.8	319.19	-1.3427e-3	226.06	-1.0268e-3	-38.513	1.9420e-4
23.0	336.08	-1.3979e-3	229.58	-1.0370e-3	-45.428	2.2220e-4
26.0	373.54	-1.5204e-3	231.89	-1.0403e-3	-53.379	2.5277e-4
29.0	452.36	-1.7780e-3	233.86	-1.0390e-3	-59.769	2.7521e-4
32.4	549.23	-2.0954e-3	235.01	-1.0369e-3	-61.045	2.7450e-4

○分離高度30km

係数変更エネルギー（J）

レンジ (km)	第1区間→第2区間	第2区間→第3区間
17.4	283333.3	211726.4
20.0	283561.6	213123.4
23.0	285164.1	216131.1
26.0	283226.2	219472.0
28.9	286523.9	222567.1

係数表 ($\gamma c = 0$ 次 + 1次 $\times E$)

レンジ (km)	第1区間		第2区間		第3区間	
	0次	1次	0次	1次	0次	1次
17.4	305.27	-1.3380e-3	237.27	-1.0984e-3	-31.144	1.6934e-4
20.0	307.69	-1.3462e-3	237.31	-1.0980e-3	-44.616	2.2483e-4
23.0	380.37	-1.5939e-3	240.44	-1.1032e-3	-54.713	2.6242e-4
26.0	389.26	-1.6212e-3	243.88	-1.1079e-3	-59.325	2.7362e-4
28.9	531.97	-2.1054e-3	244.30	-1.1014e-3	-59.168	2.6209e-4

○分離高度29km

係数変更エネルギー (J)

レンジ(km)	第1区間→第2区間	第2区間→第3区間
14.7	300000.0	0.0
18.0	275441.6	209283.4
21.0	275384.3	212559.4
24.0	275853.6	215713.0
26.9	276850.9	218883.3

係数表 ($\gamma c = 0$ 次 + 1次 $\times E$)

レンジ (km)	第1区間		第2区間		第3区間	
	0次	1次	0次	1次	0次	1次
14.7	251.93	-1.1893e-3	251.93	-1.1893e-3	251.93	-1.1893e-3
18.0	361.91	-1.5838e-3	248.07	-1.1705e-3	-45.699	2.3319e-4
21.0	407.09	-1.7420e-3	251.25	-1.1761e-3	-55.860	2.6872e-4
24.0	478.33	-1.9907e-3	253.73	-1.1765e-3	-62.639	2.9012e-4
26.9	570.44	-2.3125e-3	254.83	-1.1725e-3	-60.559	2.6840e-4

○分離高度28km

係数変更エネルギー (J)

レンジ(km)	第1区間→第2区間	第2区間→第3区間
12.8	265940.3	0.0
16.0	268327.4	205706.7
18.0	268338.6	207374.8
21.0	265462.4	210294.3
24.3	267167.1	214712.2

係数表 ($\gamma c = 0$ 次 + 1次 $\times E$)

レンジ (km)	第1区間		第2区間		第3区間	
	0次	1次	0次	1次	0次	1次
12.8	362.49	-1.6424e-3	253.88	-1.2340e-3	253.88	-1.2340e-3
16.0	432.12	-1.8977e-3	258.70	-1.2514e-3	-41.278	2.0688e-4
18.0	463.68	-2.0123e-3	261.46	-1.2587e-3	-52.941	2.5740e-4
21.0	457.41	-1.9860e-3	261.95	-1.2497e-3	-62.124	2.9135e-4
24.3	609.34	-2.5368e-3	267.66	-1.2579e-3	-63.729	2.8551e-4

○分離高度27km

係数変更エネルギー (J)

レンジ(km)	第1区間→第2区間	第2区間→第3区間
12.0	255359.1	0.0
14.0	255460.6	203708.4
16.0	255384.1	205217.9
18.0	255677.3	207310.6
20.5	252500.0	210893.9

係数表 ($\gamma c = 0$ 次 + 1次 $\times E$ + 2次 $\times E^2$ + 3次 $\times E^3$ + 4次 $\times E^4$)

レンジ (km)	第1区間		第2区間		第3区間	
	0次	1次	0次	1次	0次	1次
12.0	383.24	-1.7803e-3	266.26	-1.3222e-3	266.26	-1.3222e-3
14.0	400.77	-1.8463e-3	269.31	-1.3317e-3	-32.374	1.4926e-4
16.0	427.23	-1.9458e-3	271.65	-1.3366e-3	-51.283	2.3701e-4
18.0	467.51	-2.0970e-3	276.11	-1.3484e-3	-57.571	2.6117e-4
24.3	*1		279.23	-1.3459e-3	-61.062	2.6767e-4

*1 ; 4次の多項式

(0次から順に) 2.4375e5, -2.8692, 1.1351e-5, -1.5441e-11, 1.3702e-18

○分離高度26km

係数変更エネルギー (J)

レンジ(km)	第1区間→第2区間	第2区間→第3区間
11.8	245012.3	0.0
14.0	245101.6	202107.9
16.0	242000.0	204991.8
18.0	244500.0	207566.6
18.7	245000.0	207903.8

係数表 ($\gamma c = 0$ 次 + 1次 $\times E$ + 2次 $\times E^2$ + 3次 $\times E^3$ + 4次 $\times E^4$)

レンジ (km)	第1区間		第2区間		第3区間	
	0次	1次	0次	1次	0次	1次
11.8	434.20	-2.0467e-3	285.11	-1.4382e-3	285.11	-1.4382e-3
14.0	450.79	-2.1114e-3	286.67	-1.4418e-3	-46.420	2.0628e-4
16.0	*1		291.31	-1.4491e-3	-59.394	2.6172e-4
18.0	*2		295.03	-1.4555e-3	-58.074	2.4566e-4
18.7	*3		294.74	-1.4538e-3	-56.790	2.3703e-4

*1 ; 3次の多項式 (0次から順に) 1.3845e5, -1.6853, 6.8413e-6, -9.2668e-12

*2 ; 4次の多項式

(0次から順に) 2.7307e5, -2.8968, 8.4355e-6, 1.6690e-12, -2.6171e-17

*3 ; 4次の多項式

(0次から順に) 1.1577e6, -1.6906e1, 9.1603e-5, -2.1772e-10, 1.9080e-16

Appendix. B 平面方程式の算出方法

本節では、2.4 節で述べた X5I 平面の算出方法について述べる。変数を高度 h 、経路角 γ 、速度 V とし、これらによって表現される平面方程式を $a \times h + b \times \gamma + c \times V = 1$ とする。

各 (i 番目の) 高度について作成された近似直線の端点をそれぞれ便宜的に $[h_{i\min} \ \gamma_{i\min} \ V_{i\min}]$ および $[h_{i\max} \ \gamma_{i\max} \ V_{i\max}]$ とすると、以下の関係式が成り立つ。ここで N は近似直線の本数である。

$$\begin{bmatrix} h_{1\min} & \gamma_{1\min} & V_{1\min} \\ h_{1\max} & \gamma_{1\max} & V_{1\max} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ h_{N\min} & \gamma_{N\min} & V_{N\min} \\ h_{N\max} & \gamma_{N\max} & V_{N\max} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a \\ b \\ c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 \\ \vdots \\ \vdots \\ 1 \end{bmatrix}$$

これを疑似逆行列 A^+ を用いて

$$\begin{bmatrix} a \\ b \\ c \end{bmatrix} = A^+ \begin{bmatrix} 1 \\ \vdots \\ \vdots \\ 1 \end{bmatrix}$$

として平面方程式の係数を求めることが出来る。

Appendix. C モンテカルロ・シミュレーションの信頼区間について C.1

モンテカルロ・シミュレーション (MCS) で得られるミッション成功率 \hat{p} は、有限回の試行に対応するものであるため、現実のミッション成功率 p とは異なる。大数の法則より試行回数 (MCS のケース数) N_{MCS} が十分に大きいときに \hat{p} は p の一致推定量となることが知られているが、MCS は計算負荷が高いため、 N_{MCS} を必要十分な値とすることが肝要である。そこで区間推定の考え方をを用いて、 N_{MCS} をパラメータとした場合の信頼区間の変化を調べる。

区間推定は p がある区間 $[P_L, P_U]$ に入る確率が $1 - \alpha$ (α は p が区間に入らない確率) 以上になるように保証する方法であり、 $[P_L, P_U]$ を信頼区間と呼ぶ。一般的に $1 - \alpha = 0.95$ とすることが多い。MCS の計測成功率は成功か失敗かの二値で判定されるため、 p は二項分布に従う。二項分布の信頼区間 $[P_L, P_U]$ は参考文献 C.2 より

$$[P_L, P_U] = \left[\hat{p} - Z_{\alpha/2} \sqrt{\frac{\hat{p}(1-\hat{p})}{N_{MCS}}}, \hat{p} + Z_{\alpha/2} \sqrt{\frac{\hat{p}(1-\hat{p})}{N_{MCS}}} \right] \quad \text{C.1}$$

で与えられる。式 C.1 において $Z_{\alpha/2}$ は上側，下側それぞれの累積確率が $\alpha/2$ となるときのパーセント点であり，通常 MCS で行う程度の試行回数ならば $Z_{\alpha/2} = 1.960$ としてよい。ただし計測成功率の信頼区間を求める場合には，現実の成功率が上側信頼限界の外側にある分には問題がないため，式 C.2 で表される片側信頼区間を求めればよい。この場合下側累積確率が α となるようにすればよいので， $Z_{\alpha} = 1.645$ となり両側の信頼区間よりも推定精度を上げることができる。

$$[P_L, 1] = \left[\hat{p} - Z_{\alpha} \sqrt{\frac{\hat{p}(1-\hat{p})}{N_{MCS}}}, 1 \right] \quad \text{C.2}$$

$p = 90, 95, 98\%$ を $\alpha = 0.05$ の片側信頼区間で担保するために必要となる \hat{p} を， N_{MCS} をパラメータとしてまとめたものを表 C.1 に示す。1000 回の MCS により，計測成功率 90% 以上を担保できる成功率は，91.5% となる。

表 C.1 現実の計測成功率 (p) を担保するために必要となる MCS のミッション成功率 \hat{p}

$p \backslash N_{MCS}$	90%	95%	98%
500	92.0%	96.4%	98.8%
1000	91.5%	96.1%	98.7%
3000	90.9%	95.7%	98.4%
5000	90.7%	95.5%	98.3%
10000	90.5%	95.4%	98.3%

参考文献

- C.1) 元田敏和，モンテカルロ法によるシステムの統計的評価，宇宙航空研究開発機構研究開発報告，JAXA-RR-07-005，2007
 C.2) 東京大学教養学部統計学教室編，「基礎統計学 I 統計学入門」，東京大学出版会，1991

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-16-003

JAXA Research and Development Report

D-SEND#2の基準軌道生成機能について

Reference Trajectory Generating Function of 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28年10月20日

電子出版制作 松枝印刷株式会社

©2016 JAXA

※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.

