

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

D-SEND#2の経路設計について

Trajectory Design of D-SEND#2

鈴木広一
Hirokazu SUZUKI

2015年11月

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

目次

概要	1
1. はじめに	2
2. 経路設計	2
2.1 要求条件ならびに制約条件	4
2.2 前提条件	5
2.3 目標飛行状態の定義	6
2.4 問題の定式化	7
2.4.1 フェーズ構成と設計変数	7
2.4.2 初期・終端条件	9
2.4.3 評価関数	9
2.4.4 運動方程式	10
2.4.5 結果	11
3. まとめ	13
参考文献	14
付録 .A 伝播距離の指標 (H/L)	15
付録 .B 質点用空力特性	15
付録 .C 荷重倍数制限ロジック	16

D-SEND#2 の経路設計について

鈴木広一^{*1}

Trajectory Design of D-SEND#2

Hirokazu SUZUKI^{*1}

Abstract

This paper describes a flight trajectory design of the D-SEND (Drop test for Simplified Evaluation of Non-Symmetrically Distributed sonic boom) #2. The outline of the D-SEND project is mentioned first, and the requirement conditions and the constraints for the D-SEND#2 are summarized. An experimental airplane without engine is required to generate sonic boom and to propagate it to one of microphones attached to a mooring cable of a blimp. To achieve this requirement, the target flight conditions are defined, and they correspond to the final constraints of the trajectory design. The airplane is dropped from a stratospheric balloon at an altitude of 30km. Flight trajectory from the drop condition to the target flight condition is optimized. The trajectory design performed in this paper is devised in two points so that the result is easily applied to an on-board guidance and control law. One is that the problem formulation is simplified, and the other is that an attitude dynamics is introduced to the trajectory design to relax the requirements for the attitude controller. The simplex method is used to optimize the flight trajectory, and the flight range is defined as the performance index. Optimal trajectories of the minimum flight range and the maximum one are obtained, and these results show that the ability of range adjustment of the airplane is from 18.60km to 31.38km. Accordingly these results are reflected to the flight experiment plan.

Keywords: Trajectory, Design, Optimization, D-SEND

概要

本稿では、D-SEND#2 の飛行経路設計について述べる。最初に、D-SEND プロジェクトの概要について述べ、D-SEND#2 の要求条件と制約条件についてまとめる。D-SEND#2 では、地上に設置されたマイクに対してソニックブームを発生させる必要がある。この時の最も望ましい飛行条件を目標飛行状態と定義し、経路設計の終端条件として指定する。機体は、成層圏気球から高度 30km で分離される。経路設計は、この分離条件から目標飛行状態までを対象として、滑空距離を最大 / 最小とするように最適化される。なお、本稿で行う経路設計は、実機に搭載する誘導制御則に供することを視野に、2 つの点を工夫した。一点目は、極力単純な問題構成となるように、経路設計問題を定式化した。二点目は、経路設計に姿勢制御の応答モデルを導入し、姿勢制御への負担を軽減できるように考慮された。最適化には Simplex 法を用いた。得られた結果から、D-SEND#2 のレンジ調整能力は 18.60 ~ 31.38km であることが明らかとなり、飛行実験計画立案に供された。

* 平成 27 年 10 月 2 日 受付 (Received 2 October, 2015)

*1 航空技術部門 D-SEND プロジェクトチーム
(D-SEND Project Team, Aeronautical Technology Directorate)

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構（JAXA）は、環境適合性に優れた超音速旅客機の設計技術確立を目的として、静粛超音速機の研究開発プログラム¹⁾を推進している。このプログラムで柱となるのが、ソニックブームを低減（低ブーム化）する機体の設計技術である。

低ブーム設計技術の確立には、計算空気力学により低ブーム形状の機体を設計するのみならず、この機体を実際に飛行させ、ソニックブームが低減されていることを実証する必要がある。このような飛行実証を早期かつ低コストで実現するため、JAXAでは低ソニックブーム設計概念実証(D-SEND; Drop test for Simplified Evaluation of Non-symmetrically Distributed sonic boom)プロジェクトを遂行している。D-SENDは2種類の飛行試験から構成されており、いずれも小型無推力の供試体を成層圏気球から落下させる。最初の飛行試験は、空中ブーム計測技術の確立・実証を目的としたD-SEND#1である。D-SEND#1では軸対象物体を自由落下させ、2011年5月7日と16日に成功裏に終了²⁾している。もう一つの飛行試験はD-SEND#2である。D-SEND#2では、揚力を発生する自律飛行可能な無人機を滑空飛行させる。飛行試験は、2015年7～8月を予定している。

本稿では、D-SEND#2の経路設計について述べる。飛行実験の成立性・飛行方式については、既に参考文献3)により検討されている。本稿では、経路設計手法を確立し、かつ誘導制御則への実装を視野に入れて検討を進めることを目的としている。特にD-SEND#2は設計開始から飛行実験まで2年という期間であり、従来のプロジェクトと比べて格段に開発期間が短い。そのため、機体設計の重量特性推定や空力特性推定が同時並行的に進むことから、経路設計の前提となるこれらのデータ更新・変更が頻繁に行われることとなる。したがって、前提条件の変更に柔軟かつ適切に対応できる設計手法の確立が、プロジェクト遂行の観点から極めて重要になる。

2. 経路設計

本章では、D-SEND#2の経路設計について述べる。ここでは、経路設計の大前提となるD-SEND#2の概要について述べる。

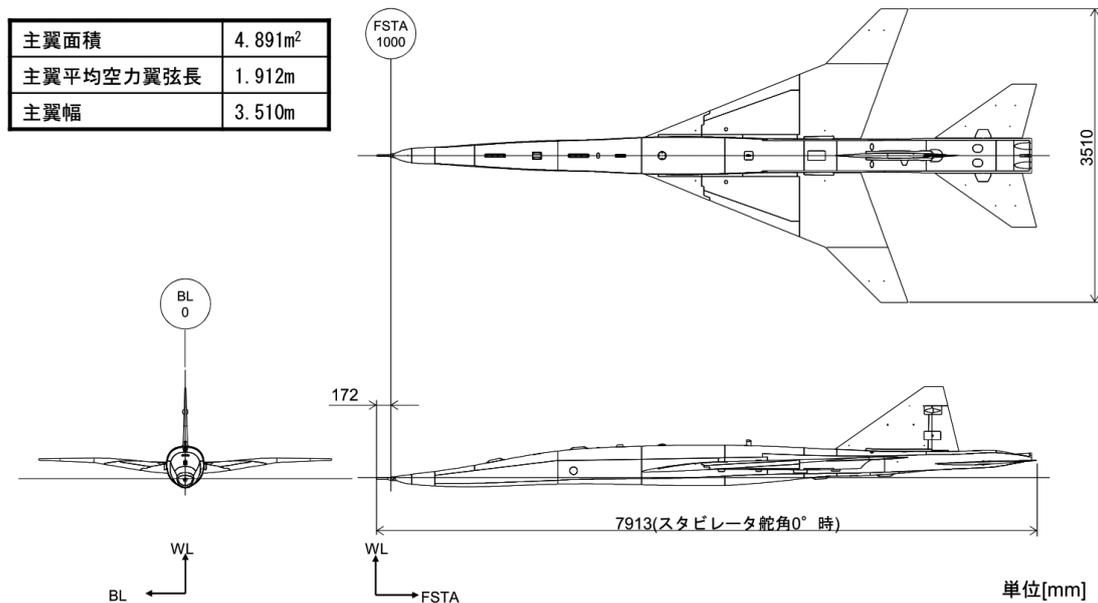


図 1 機体三面図

表 1 機体諸元

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 1 に供試体 (機体) 形状を, 表 1 に機体諸元を示す. 図 2 に, 飛行試験の概要を示す. 供試体は, 成層圏気球で高度 30km まで運ばれた後, 分離される. その後, 重力によって超音速まで加速し, ソニックブームを計測するための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) と呼んでいる. BMS は, 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, 係留気球を用いて高度 1000m 程度に滞留される⁴⁾. 飛行実験は, D-SEND#1 と同じくスウェーデンの Esrange で行われる.

過去, 成層圏気球を用いた飛行実験として, 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 II⁵⁾や, 2007 年に CIRA (Centro

Italiano Ricerche Aerospaziali) が実施した USV (Unmanned Space Vehicle) ⁶⁾ がある。これらの主目的は、単に対気状態量 (マッハ数等) の特性計測であり、計測を実施する特定の位置が決められていたわけではなかった。これに対して D-SEND#2 では、低ブーム設計技術実証のため、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) で発生させたソニックブームを、地上から係留された BMS (マイク) で計測する必要がある。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。



図 2 飛行試験概要

2.1 要求条件ならびに制約条件

ソニックブーム計測に対する要求条件を表 2 に、制約条件を表 3 にまとめる。低ブーム設計技術の妥当性を検証するためには、飛行実験において計測したソニックブームの発生時の飛行状態が、設計条件と一致してはならない。この設計条件が表 2 であり、低ブーム設計技術の妥当性検証のために許される誤差幅が、要求精度である。なお、表 2 中の H/L は伝播距離の指標 (付録.A もしくは参考文献 3) 参照) であり、極力小さくすることが要請されている。

また、機体の健全性を保証するため、表 3 にまとめた制約条件下で飛行実験を完結させる必要がある。

表 2 ソニックブーム計測に対する要求条件

項目	要求値	要求精度
マッハ数	1.30	±0.05
マッハ数変化率[1/s]	0.00	±0.01
揚力係数	0.12	+0.10/-0.02
横位置誤差[m]	0	±800
H/L	600 以下を目標	

表 3 経路設計で考慮すべき制約条件

項目	制約値
等価対気速度	360 [m/s]以下
荷重倍数	±4.5 [G]以内

2.2 前提条件

本稿の経路設計は、下記の前提条件の元に行う。

- ・機体運動；質点系とし、縦面内の運動のみを考慮する
- ・空力特性；縦トリム条件を考慮した空力モデルを用いる（マッハ数、迎え角、高度の関数）
- ・大気モデル；Esrangle の 8 月モデル
- ・定常風；考慮しない

機体運動を縦面内に固定した理由については、後の 2.4 節において述べる。

空力特性は、基本的に基本特性と舵効きにより表現されている。本稿の経路設計は、縦トリム条件を考慮した質点用空力特性を用いて行う。質点用空力特性の詳細を付録B に示す。

大気モデルについては、過去 10 年の観測データを統計処理し、Esrangle における月毎の大気モデルを作成した。図 3 に、その平均値を示す。経路設計は、この平均値モデルを使用する。定常風についても同様のモデルが存在するが、機体分離位置が不確定（2.4 節参照）なため、BMS に対する進入方位が定まらない。そのため、本稿では無風として経路設計を行う。なお、大気モデルおよび定常風モデルの詳細については、参考文献 7) を参照されたい。

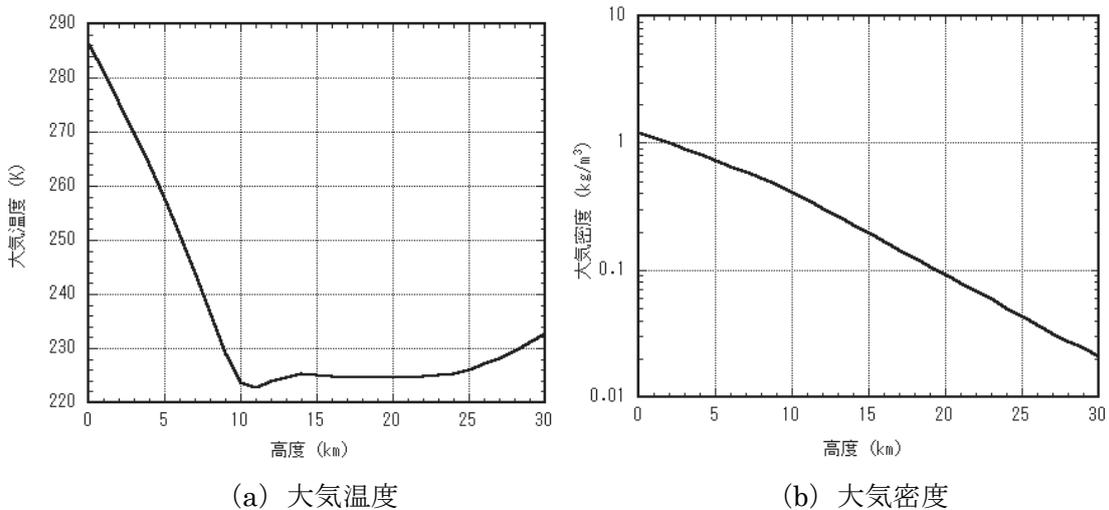


図3 Esrange 大気モデル(8月)

2.3 目標飛行状態の定義

まず、ソニックブーム計測に対する要求条件(表2)を、制約条件(表3)の中で実現させるために、最も適した飛行状態を目標飛行状態として定義する。すなわち、目標飛行状態はBMS上空で実現すべき飛行状態であり、かつ経路設計の終端条件となる。

機体は無推力滑空により目標飛行状態を実現するため、速度(マッハ数)と姿勢(揚力係数)が与えられると(表2の要求条件)、重力と抗力の関係性が求まる。本稿ではこの関係性を示したものを釣り合い線と呼び、次の手順により求める。

- 1) 高度を与える(高度4kmから12kmまで100m毎)
- 2) マッハ数1.3, $CL = 0.12$ となる速度, 迎え角算出
- 3) 与えられた高度と求めた速度を初期値とし, 求めた迎え角一定で1秒間の自由落下飛行シミュレーションを行う。自由落下開始時の経路角をパラメータとして, 1秒後のマッハ数が1.3となる経路角を探索する
- 4) 1)へ戻る(ただし, 高度が12kmとなったら終了)

得られた釣り合い線を, 図4に示す。図4には, 表3の制約条件に対して, 経験的なマージン(等価対気速度に対して40m/s, 荷重倍数に対して1G)を考慮して設定した制限も合わせて示した。目標飛行状態として, 伝播距離の指標(H/L)を小さくする要請に基づき(表2参照), もっとも高度が低くなる点, すなわち釣り合い線とEAS限界の交点を選択した。目標飛行状態の具体的な数値を, 表4に示す。

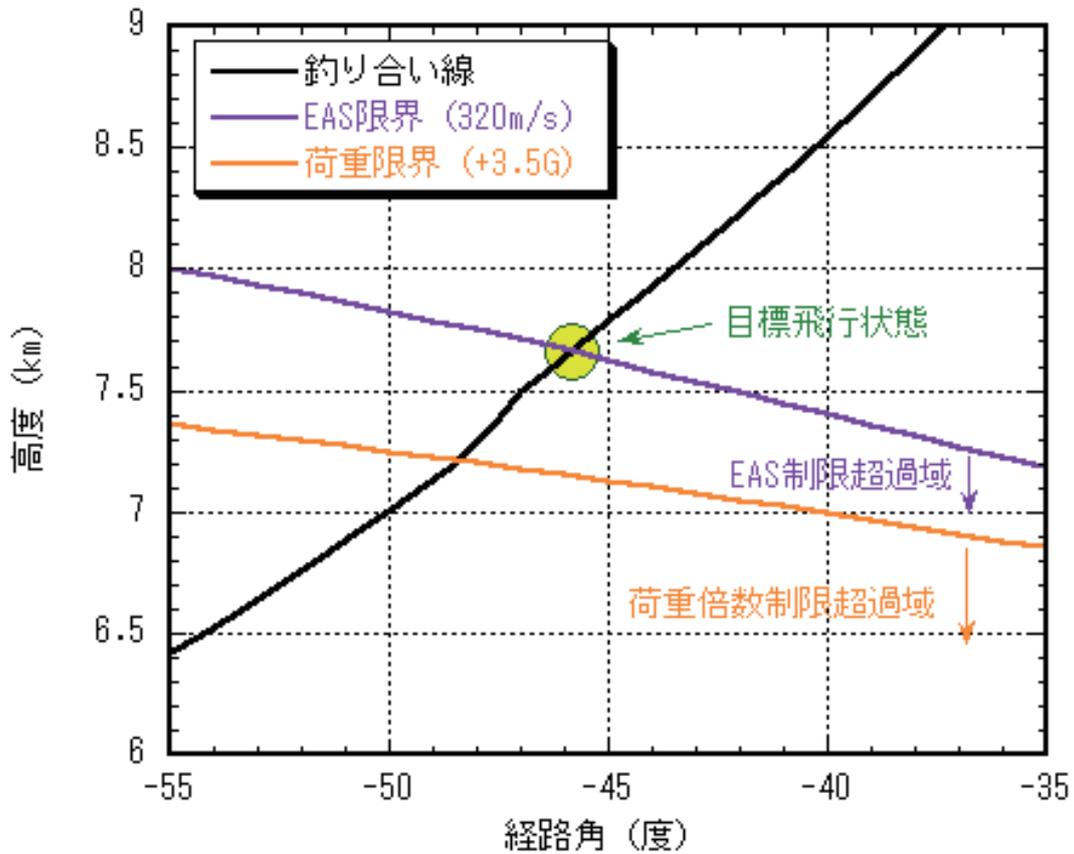


図 4 目標飛行状態

表 4 目標飛行状態

経路角 (度)	高度 (km)	迎え角 (度)	H/L
-45.8	7.67	4.2958	565.0

2.4 問題の定式化

2.4.1 フェーズ構成と設計変数

供試体は、高度 30km、速度 0m/s、経路角-90度で分離された後、BMS 上空で目標飛行状態（マッハ数 1.3、経路角-45.8 度）を確立する必要がある。そのためには、分離後、加速降下から引き起こしを行い、BMS 近傍まで滑空、目標飛行状態への遷移後（表 5 中のダイブフェーズ）、ソニックブーム計測、がシンプルな経路構成と考えられる。そこで本稿では、フェーズを表 5 のように構成した。

表 5 フェーズ構成と設計変数(下線の付いた変数)

No.	フェーズ	フェーズ終了条件	内容
1	加速	$q \geq \underline{G_DP1}$	$\alpha 1=4.5$ 度で降下
2	引き起こし	$\gamma \geq \gamma 2$	$\alpha 2=12$ 度で飛行 (ただし, Nz 制限ロジック付き)
3	滑空	$M \leq \underline{G_CM3}$	0.88G (1G \times cos28 度) 飛行
4	ダイブ	$h \leq h4 (= 11.093 \text{ [km]})$	$\underline{G_NZ4}$ で加速
5	計測	目標飛行状態	$\alpha 5 = 4.2958$ 度一定飛行

q ; 動圧 α ; 迎え角 γ ; 対地経路角 Nz ; 荷重倍数 M ; マッハ数 h ; 高度

以下, 各フェーズの詳細について述べる.

(1) 加速フェーズ

加速フェーズでは, 迎え角 4.5 度 (= $\alpha 1$) 一定で加速降下する. 迎え角の値は, オイラ一角特異点 (ピッチ角-90 度) 近傍の飛行回避のため, 確実に正の揚力を発生できる値として設定した.

成層圏気球は, 懸吊している供試体の向きを制御する手段を持っていないため, 機体分離時, 機体が BMS に対してどのような状態で分離されるかについては不確定である. そのため, 加速降下中に垂直尾翼を BMS へ向ける必要がある. これによって, 引き起こした際に BMS を前方に捉えることが出来るため, 飛行レンジの調整を行い易くなる. 垂直降下中のロール運動は, 経路には殆ど影響を与えない. そこで, 経路設計は機体運動を縦面内に限定して行うこととした.

加速フェーズの終了判定は動圧により行うこととし, これを設計変数 (= G_DP1) とした.

(2) 引き起こしフェーズ

引き起こしフェーズでは, 迎え角 12 度 (= $\alpha 2$) で引き起こしを行う. この値は, 姿勢制御の追従誤差を考慮しても, 迎え角上限値 (= 15 度 ; 空力特性データが存在する上限) を超過しないように設定した. また, 荷重倍数 Nz が 3.5G を超えないように, 制限を付加している. この制限は, 通常最適化問題では, 不等式拘束条件として扱うものである. しかしながら, 一般に不等式拘束条件を有する最適化問題は, その取り扱いが難しく, かつ収束特性が悪化するため, 最適解を得るのが困難となる. そこで本稿では, 実機搭載の誘導制御則で計画されている荷重倍数制限ロジックにより, 荷重倍数制限を課する. なお, 荷重倍数制限ロジックの詳細を, 付録.C に示す.

引き起こしフェーズは, 飛行レンジ調整の観点から経路角により終了条件を定める. この経路角は, 姿勢制御に対する負荷を抑えるため, 設計変数とはしないこととした. マッ

ハ数 1 前後では空力特性の不確実性が増加するため、これに対する姿勢制御の耐性を確保することが困難となる。機体がこの速度域を往復したり、留まったりしない様、時系列を確認しつつ経路を設計する。以上の理由から、引き起こしフェーズ終了時の経路角 ($= \gamma 2$) は 1 度毎にパラメトリックに検討した。

(3) 滑空フェーズ

このフェーズではレンジ調整を行うため、誘導能力の確保を目指して、荷重倍数 0.88G (バンク制御や誤差による揚力不足分として、バンク角 28 度相当を設定) 一定で滑空する。

滑空フェーズの終了条件はマッハ数とし、これを設計変数 ($= G_CM3$) とする。

(4) ダイブフェーズ

滑空中、速度は徐々に減速するため、ダイブフェーズで適切に加速する。このためのコマンドとして荷重倍数を採用し、これを設計変数 ($= G_NZ4$) とする。ダイブフェーズ中は、この荷重倍数一定で飛行する。

ダイブフェーズの終了条件は高度 ($= h4$) とした。終了高度は、目標飛行状態の高度、経路角、迎え角 (表 4 参照, それぞれ 7.67km, -45.8 度, 4.2958 度) から、姿勢静定までの時間を 10 秒間と想定して、この時間を迎え角一定で遡った高度 (11.093km) として設定した。

(5) 計測フェーズ

上述のとおり、計測フェーズでは目標飛行状態の迎え角一定 ($= \alpha 5$) で 10 秒間飛行し、目標飛行状態に到達する。この時点が、経路設計上の終端条件である。厳密に言うと、この 10 秒間は目標飛行状態への遷移が継続されている。実際の飛行実験では、この時点以降も飛行が継続されるが、経路設計上は、目標飛行状態を終端条件とする。

以上をまとめると、表 5 のようになる。表中、下線の付いた変数が設計変数であり、僅か 3 つの設計変数を最適化することで経路が決定される。

2.4.2 初期・終端条件

初期条件は高度 30km, 対地速度 0.1m/s (運動方程式の 0 割防止), 対地経路角-90 度とした。終端条件は目標飛行状態と一致する (表 4 参照)。

2.4.3 評価関数

本章冒頭で述べたとおり、供試体は成層圏気球により高度 30km まで運ばれる。成層圏気球は、バラスト放出によりその上昇率を制御することは可能であるが、水平面内位置を制御するすべを持たない。そのため、D-SEND#2 の飛行経路設計は、位置を事前に指定す

ることが出来ない分離点を初期条件とし、BMS 上空で実現すべき飛行状態が終端条件となる 2 点境界値問題となる。また、無推力であることから、分離時の位置エネルギーを所望のエネルギー状態へ変換するエネルギー消費問題でもある。この観点からは、分離時の位置エネルギーを消費しきれない最小レンジと、逆にエネルギーが不足する最大レンジについて把握しておくことが重要である。そこで本稿では、最小レンジならびに最大レンジの経路を求める。

ただし、事前の検討により、一般の最適化問題の構成に倣い、終端条件を等式拘束条件として扱おうと、収束特性が著しく悪く、最適解を得るのが困難となった。そこで本稿では、終端条件 (= J_1) を評価関数 (= J) の一部を成すように定式化する。最初に終端条件を満足する実行可能領域まで解を収束させ、そこから最大レンジ (もしくは最小レンジ) (= J_2) の最適経路を導く方式である。評価関数 J_1 は、機体が高度 7.67km (目標飛行状態, 表 4 参照) に到達した際に算出され、 M と γ はその時点のマッハ数と経路角である。なお、 J_1 に対するマッハ数と経路角の影響を同程度とするため、マッハ数には重みとして 30 を掛けた。

$$J_1 = 30 \times (M - 1.3)^2 + (\gamma + 45.8)^2$$

$$J = J_2 + J_1 ; \text{ただし } J_1 > 0.1 \text{ のとき } J_2 = 100\text{km}$$

$$\leq 0.1 \text{ のとき } J_2 = \text{-最大レンジ or 最小レンジ}$$

2.4.4 運動方程式

機体運動を表す状態量として高度 h , 対地速度 V , 対地経路角 γ , 経度 θ をとり、地球を半径 R_0 の自転しない球と仮定すると、その運動方程式は (1) ~ (4) のようになる。ここで、 t は時間、 m は供試体質量、 D は抗力、 L は揚力、 g は重力加速度、 r は地心半径 (= $R_0 + h$) である。評価関数であるレンジは、 $\theta \times R_0$ で算出される。

ここで、特に引き起こしの際、供試体は高速で降下中であるため、姿勢制御による姿勢変化に要する時間を考慮しておかないと、そのまま高動圧域 (速度増加, 高度低下) に飛び込み、引き起こしが困難となる。そこで本稿では、迎え角コマンド α_c に対する実際の迎え角 α のダイナミクスも考慮する。この応答モデルは、別途行われている姿勢制御則に関する検討結果に基づき、無駄時間 0.5 秒+時定数 (T_s) 1.3 秒の 1 時遅れ系、としてモデル化した。運動方程式を (5) 式に示す。

$$dh/dt = V \sin \gamma \tag{1}$$

$$dV/dt = -D/m - g \sin \gamma \tag{2}$$

$$d\gamma/dt = L/mV + (V/r - g/V) \cos \gamma \tag{3}$$

$$d\theta/dt = V \cos \gamma / r \tag{4}$$

$$d\alpha/dt = (\alpha_c - \alpha) / T_s \tag{5}$$

2.4.5 結果

分離から目標飛行状態までを Simplex 法により最適化した。得られた結果を表 6 および図 5~9 にまとめる。最大/最小レンジはそれぞれ 31.38, 18.60km となった。

図 5 には、迎え角コマンドに対する実際の迎え角を示した。制御系の働きにより、実際の姿勢角がこのような追従特性を見せれば、無理なく目標とする経路を実現することが出来る。従来の経路設計では、このような迎え角の応答モデルは考慮されておらず、厳しいミッション要求実現のための、本稿の工夫である。

図 7 には、荷重倍数の履歴を示した。設定した荷重倍数制限 (3.5G) を厳密に守ることは出来ていない。これには二つの理由がある。一つは最適化の定式化に基づき制限を掛けたわけではなく、荷重倍数制限ロジックにより制限を考慮しているためである。荷重倍数制限ロジックは、機体空力特性の近似モデルを使用している。このモデル化誤差の影響により、厳密に制限を守ることが出来ない。二つめは、2.4.4 節で述べた迎え角応答モデルに起因する。迎え角応答モデルは、無駄時間と 1 次遅れによりモデル化されているため、迎え角コマンドに適切に制限が掛かったとしても、その追従遅れにより目標とした荷重倍数制限 3.5G を超過してしまう。したがって、本稿では荷重倍数制限に対して厳密な解を得られてはいないが、実飛行を考慮すると、より実現し易い経路が得られている。なお、機体に対する実際の制約は表 3 に示したとおり $\pm 4.5G$ 以内である。この制約値に対し、さまざまな誤差要因 (空力特性誤差等) や不確定性 (姿勢制御の応答特性変化等) を考慮し、経験的なマージンとして 1G の余裕を考慮した経路設計を行った。今後、誘導制御則全体の評価を通して経路の妥当性が評価されていくが、本経路には荷重倍数制限に対して十分な余裕があるものと考えている。

D-SEND の飛行実験に使用する Esrange の実験場は、Zone B と呼ばれている。これに対し、非常時に機体を投棄しても、供試体が Zone B 外へ落下しないよう、8km 程度内側に分離可能範囲が設定されている。これを Test Zone と呼んでおり、Zone B と合わせて図 9 に示す。図 9 には、現時点で想定している BMS 設置位置、そして各 BMS からの最大レンジと最小レンジの円を示す。最大/最小レンジの円で挟まれる区域が、実験機の分離許容域となる (図 9 中黄緑色のハッチング部分)。現状、図 9 に黄色塗りで示した範囲が分離できない領域である。両 BMS の間の領域は、BMS までの距離が近すぎて、分離時の位置エネルギーを BMS 到達までに消費しきれない領域である。一方、最大レンジ外の領域はこの逆で、分離時の位置エネルギーが不十分で、滑空により BMS まで到達出来ない。今後、出来るだけ実験機会が得られるよう、全ての情報を総合的に勘案して、実験計画を立案する必要がある。

表 6 最適解

項目	最小レンジ	最大レンジ
G_DP1 (Pa)	7065.2	175.4
G_CM3	1.306	1.193
G_NZ4 (G)	-3.139	-2.603
$\gamma 2$ (度)	-1.0	-8.0
レンジ (km)	18.60	31.38

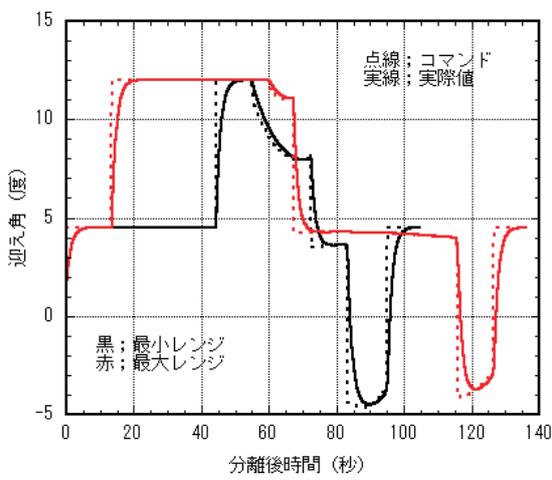


図 5 迎え角履歴

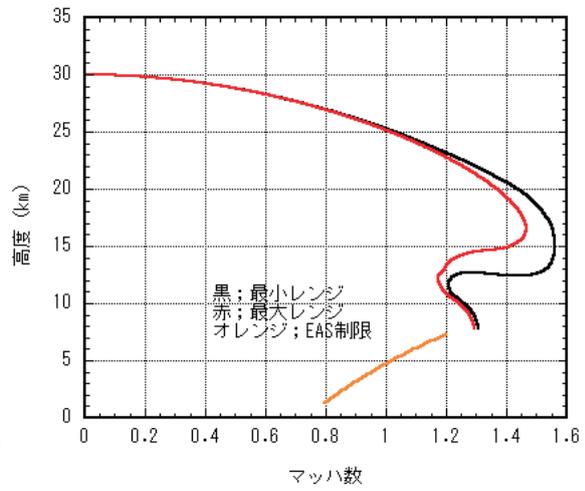


図 6 hM 線図

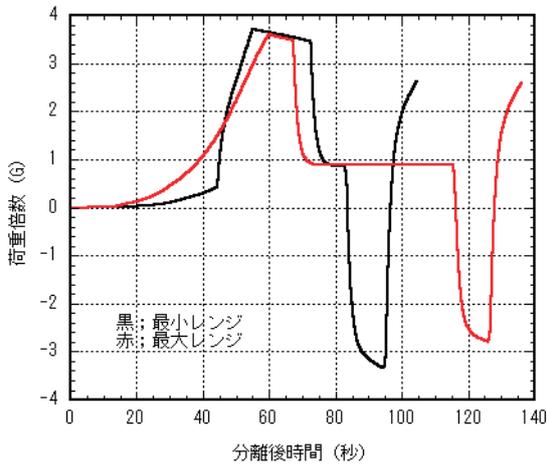


図 7 荷重倍数履歴

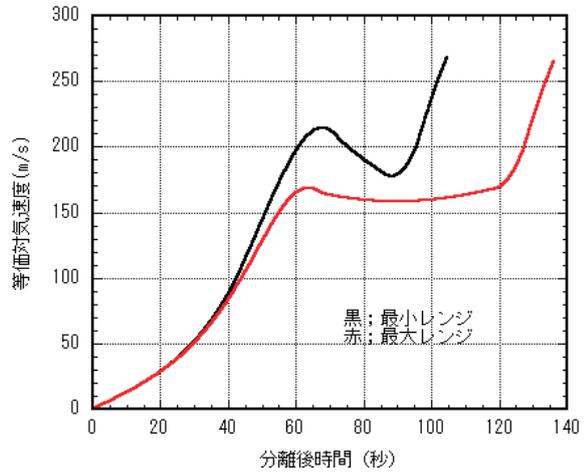


図 8 EAS 履歴

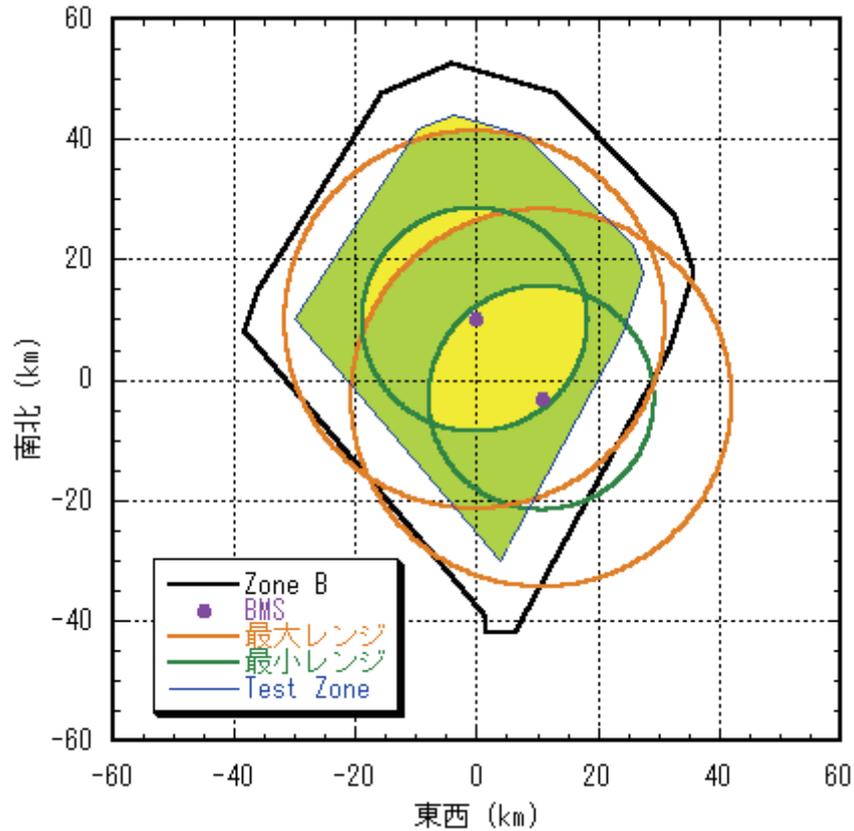


図9 分離許容域(黄緑色のハッチング部分)

3. まとめ

本稿では、D-SEND#2の飛行経路設計について報告した。ソニックブーム計測の観点からもっとも望ましい飛行状態を定義し、Simplex法により、最大/最小レンジとなる最適経路を求めた。最適化問題の定式化において、姿勢応答のモデル化、実機搭載を想定した荷重倍数制限ロジックにより不等式拘束条件を扱う、ことによって、実飛行において実現しやすい飛行経路となるよう工夫した。得られた結果から、D-SEND#2のレンジ調整能力は18.60～31.38kmであることが明らかとなり、飛行実験計画立案に供された。また、本稿の結果に基づき、実機搭載誘導制御則の設計が進められている。これについては、稿を改めて報告する予定である。

参考文献

- 1) 村上哲, 静粛超音速研究機技術の研究開発について, 第 40 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム論文集, 2008, pp.79-82
- 2) 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
- 3) 富田博史, 牧野好和, 本田雅久, 成層圏気球を用いた低ソニックブーム実証試験 (D-SEND) の飛行方式の検討, 第 48 回飛行機シンポジウム講演集, 2010, 3E7
- 4) 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
- 5) 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
- 6) <http://stratocat.com.ar/fichas-e/2007/TOR-20070224.htm>
- 7) 川口淳一郎, 鈴木広一, 二宮哲次郎, 富田博史, 低ブーム設計概念実証フェーズ 2 (D-SEND#2) 数学シミュレーションモデル, 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) S3CM 空力データパッケージ, XUD-10006C, 2012 年 1 月 16 日

付録.A 伝播距離の指標 (H/L) ³⁾

ソニックブームは、遠方に伝播していくにつれて、低ブーム性が失われる。これを評価するための指標として、高度 H と機体長 L の比、 H/L が用いられている。D-SEND#2 の場合、一定高度を巡航するわけではないため、高度には換算飛行高度が用いられる。換算飛行高度の定義を図 A.1 に示す。換算飛行高度は、機体と、飛行経路と平行でマイクを通る平面との距離、である。H/L の値は、600 以下が目標である。

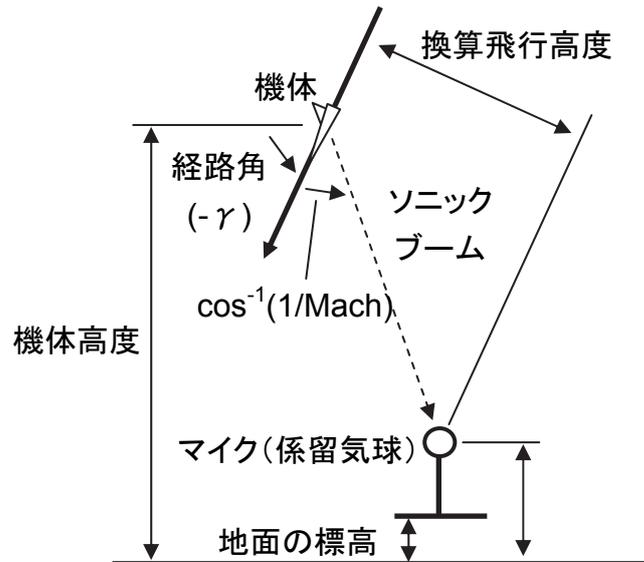


図 A.1 換算飛行高度の定義

付録.B 質点用空力特性

本節では、本稿で機体運動の模擬を行う際に用いた空力特性について述べる。質点用空力特性のモデル化にあたっては、参考文献 8) をベースとした。機体重心位置は機首から 4.87m、胴体下端から 0.175m とした。重心周りのピッチングモーメントが 0 となるエレベータ舵角を求め、この時の揚力係数 CL と抗力係数 CD が質点用空力特性としてモデル化された。

参考文献 8) において、ピッチングモーメントはマッハ数、迎え角、横滑り角、各軸周りのレート、高度、エレベータ舵角、エルロン舵角、ラダー舵角の関数として定義されている。この内、横滑り角、エルロン舵角、ラダー舵角については、制御系の働きにより、飛行の大部分で横/方向が釣り合い状態にあるものとして、いずれも 0 とした。また、ここでは静的な釣り合い条件を考えていることから、各軸周りのレートも 0 とした。

したがって、質点用空力特性はマッハ数、迎え角、高度の関数となる。得られた質点用空力特性について、高度 30km におけるモデルを図 B.1 および B.2 に示す。

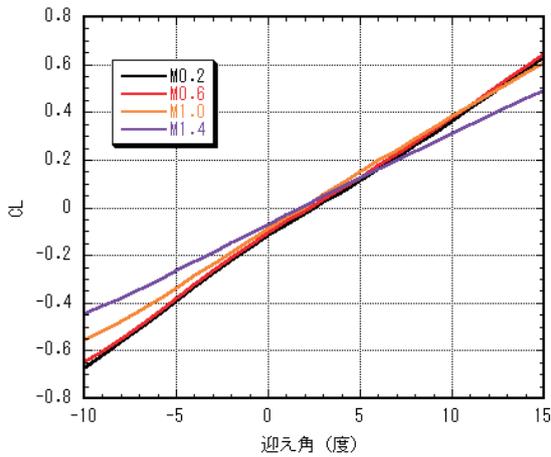


図 B.1 CL

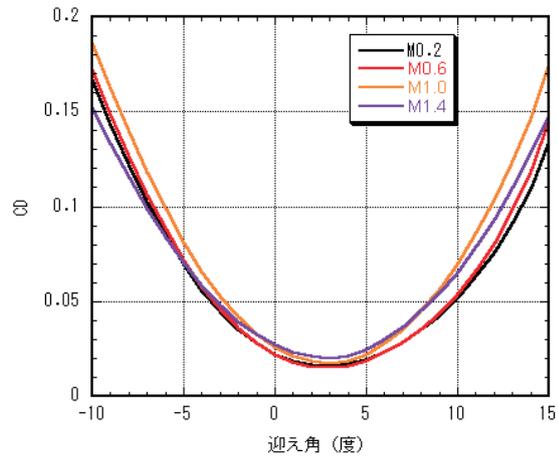


図 B.2 CD

付録.C 荷重倍数制限ロジック

ADS (Air Data Sensor) から出力される動圧 (DP) と Az センサーから出力される Az を用いて、次式により迎え角コマンドに対する制限値 (α_{lim}) を算出する。ここで、 α_{FF} は空力特性モデルに基づくフィードフォワード項、 α_{FB} は Az センサー出力に基づくフィードバック項である。

$$\begin{aligned}\alpha_{FF} &= (C1 \times FB / DP - CN0) / CN_{\alpha} \\ \alpha_{FB} &= C1 / g_0 / DP / CN_{\alpha} \times (Az + FB \times g_0) \\ \alpha_{lim} &= \alpha_{FF} + \alpha_{FB}\end{aligned}$$

$$C1 = m \times g_0 / S \quad m ; \text{機体質量} \quad g_0 ; \text{海面上重力加速度} \quad S ; \text{機体代表面積}$$

ここで、FB は荷重倍数制限値 (= 3.5G に設定) である。また、機体法線力係数を CN としたとき、 $CN = CN_{\alpha} \times \alpha + CN0$ と表現する。CN_α と CN0 は、質点用空力特性から近似して算出する。