

# 任意ダイナミクスフライトシミュレータによる 観測ロケット・HIMICO 統合シミュレーション環境と飛行分散解析 Simulation Environment and Flight Variance Analysis of Sounding Rocket and HIMICO with Arbitrary Dynamics Simulator

森田直人<sup>\*1</sup>・土屋武司<sup>\*1</sup>・田口秀之<sup>\*2</sup>  
Naoto Morita, Takeshi Tsuchiya, Hideyuki Taguchi

**Key Words:** Design and Trajectory Optimizations, Space Transportation, Waveriders

**Abstract:** A flight simulator that takes arbitrary dynamics as input has been developed. That simulator can handle flight simulations from subsonic aircraft to spacecraft and rapidly develop simulators for various aircraft. Using this simulator, a flight variance analysis was performed to determine the security area for the High Mach Integrated Control Experiment (HIMICO). As a result, we obtained a dispersion ellipse that can be encapsulated in a circle with a radius of 90 km.

## 記号の説明

$p$ :	軌道長パラメータ
$a$ :	軌道長半径
$e$ :	離心率
$i$ :	軌道傾斜角
$\omega$ :	近点引数
$\Omega$ :	昇交点赤経
$\theta$ :	真近点離角
$\mu$ :	重力定数
$a_r, a_t, a_n$ :	軌道面座標系における加速度
$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ :	機体座標系における角速度
$m_{S520}$ :	S-520 の初期機体質量
$I_{x\ S520}, I_{y\ S520}$ :	S-520 の慣性モーメント
$T_e$ :	有効推力
$M_{des}$ :	ヨーヨーデスピナの発生トルク
$q$ :	動圧
$\alpha, \beta$ :	迎角・横滑り角

## 1. はじめに

近年日本において、「空飛ぶクルマ」や「サブオービタルプレーン」といった新航空輸送システムの研究開発が民間主導で盛んに行われている。これらの開発にあたって、新たな形態の航空機に対する実験実施にかかるコストやリスクを低減するために、その飛行特性を数値的に評価できるフライトシミュレータ環境を整えることは重要であると言える。既存のフライトシミュレータは、固定翼、回転翼、宇宙機といった運動の支配方程式としてのダイナミクスを1つに固定し、そのパラメータとして個々の機体モデルを作成することが一般的である。しかしながら、固定翼と回転翼を組み合わせた「空飛ぶクルマ」や、離着陸から宇宙

輸送までを行う「スペースプレーン」のように、複数のダイナミクスを混合する形態の研究開発においては、フライトシミュレータの開発はゼロベーススタートとなり、開発主体にとって非常に手間のかかるものとなっている。

そこで著者らは地表面から宇宙軌道上の幅広い範囲で使用可能な機体位置表現手法・ユーザーが任意に入力できるダイナミクスインターフェース・姿勢・位置表現ソフトウェアとしての既存フライトシミュレータとの情報通信機能を用いたパッケージとして、任意ダイナミクスフライトシミュレータを作成した。このシミュレータを用いることで、航空機や宇宙機・回転翼機やそれらを組み合わせたダイナミクスを持つ機体に対しても迅速にシミュレーションを構築し、飛行特性評価を行うことができるようになった。

また、著者らは極超音速飛行技術の統合的な実験データ蓄積を目的として、S-520 観測ロケットと小型無人実験機を利用した極超音速統合制御実験(HIGH-MACH INTEGRATED CONTROL experiment: HIMICO)を計画している。図1に示した実験概要の通り、小型無人実験機(以下 HIMICO 機体と表現)は S-520 のフェアリング内に収められて宇宙空間まで飛行した後、分離、および引き起こしを行い、極超音速での搭載エンジン試験環境(マッハ4、動圧50kPa程度)に投入する。本実験では有翼の HIMICO 機体を宇宙空間から落下させることから、落下位置の予測が観測ロケット単体に比べて難しく、本実験の実施にあたって保安領域の詳細な検討が重要な課題となる。加えて打ち上げ日の天候や風況によって打ち上げ射角や方位角は変動し、かつ S-520 は基本的に無制御で飛行することから、HIMICO 機体のみでのフライトシミュレーションでは正確な保安領域の検討は難しい。そこで、開発した任意ダイナミクスフライトシミュレータを用いて、S-520 ロケットと有翼飛行体である HIMICO の統合シミュレーション環境を構築した。

本稿ではまず開発した任意ダイナミクスフライトシミュ

\*1 東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻

\*2 宇宙航空研究開発機構

レータである Flight Environment Emulator (FEE) について述べる。そのうち S-520 および HIMICO のダイナミクスについて述べた後、飛行分散解析の結果について述べる。

## 2. シミュレータの位置・姿勢表現

### 2.1 位置表現

主に地球上での飛行模擬を目的とするフライトシミュレータの位置の表現方法は、ある地点を原点とする地上局基準座標系と、地球中心を原点とする地球中心座標系の二種類に大別される。特に地上局基準座標系において、原点における地球の接平面を XY 平面とし、原点における地球中心方向を Z 座標系とした地上局基準直交座標系は、最小の複雑さで最低限のフライトシミュレータを構築できる。しかしながら、原点から遠く離れた地点においては地球表面と XY 平面が大きく乖離し、また相対的に重力方向も変化するなど、長時間・長距離のフライトシミュレータを構築するうえでは表現が非常に複雑になる。

それに対し、地球中心座標系はこれらの問題は発生せず、長時間・長距離の飛行を模擬するシミュレータに使用される。特に地球中心を原点、平均赤道面を基準面とし、北極方向を Z 軸、春分点方向を X 軸とする慣性直交座標系である Earth-Centered Inertial (ECI)座標系と、地球中心を原点、平均赤道面を基準面とし、北極方向を Z 軸、本子午線方向を X 軸とする Earth-Centered-Earth-Fixed(ECEF)座標系がよく使用されている。特に宇宙機のフライトシミュレータにおいては、これらの座標系で直接積分する機会が多いが、地球周回といった大局的な運動と機体周辺の運動のスケールが大きく異なるために数値誤差が蓄積しやすいという欠点がある。そのような問題を対処するために、大局的な運動における解析解を表現するパラメータの摂動によって位置を表現する摂動法が、一般的に宇宙機運動の分野にて使用されている。

FEE にて使用した位置表現は、上記摂動法の中でも、Modified Equinoctial Elements (MEE)<sup>[1]</sup>を用いるものである。MEE は一般的な軌道要素を用いて、以下の様に表現される。

$$p = a(1 - e^2) \quad (1)$$

$$f = e \cos(\omega + \Omega) \quad (2)$$

$$g = e \sin(\omega + \Omega) \quad (3)$$

$$h = \tan(i/2) \cos(\Omega) \quad (4)$$

$$k = \tan(i/2) \sin(\Omega) \quad (5)$$

$$L = \Omega + \omega + \theta \quad (6)$$

また、MEE の時間微分は以下のようにあらわされる。

$$\dot{p} = 2p/w \sqrt{p/\mu} a_t \quad (7)$$

$$\dot{f} = \sqrt{p/\mu} (a_r \sin(L) + ((w+1) \cos(L) + g) a_t / w + (h \sin(L) - k \cos(L)) g a_n / w) \quad (8)$$

$$\dot{g} = \sqrt{p/\mu} (-a_r \cos(L) + ((w+1) \sin(L) + g) a_t / w + (h \sin(L) - k \cos(L)) f a_n / w) \quad (9)$$

$$\dot{h} = \sqrt{p/\mu} s^2 \cos(L) a_n / (2w) \quad (10)$$

$$\dot{k} = \sqrt{p/\mu} s^2 \sin(L) a_n / (2w) \quad (11)$$

$$\dot{L} = \sqrt{\mu p} (w/p)^2 + \sqrt{p/\mu} (h \sin(L) - k \cos(L)) a_t / w \quad (12)$$

ここに、

$$s = 1 + h^2 + k^2 \quad (12)$$

$$w = 1 + f \cos(L) + g \sin(L) \quad (12)$$

MEE を用いる方法は、軌道要素を直接積分する際に生じうる特異点が存在しないという特徴を持つ。また高次重力項も計算に含めることが可能であり、航空機から宇宙機まで、汎用的なフライトシミュレータに適した方法であると言える。

### 2.2 姿勢表現

フライトシミュレータにおける姿勢は、基準座標系と機体座標系における座標変換、すなわち回転変換として表現される。回転を表現する方法として最も一般的といえるものがロール角・ピッチ角・ヨー角といったオイラー角表現であるが、オイラー角表現は特異点が存在するため、フライトシミュレータにおける姿勢表現パラメータとしては不適切である。FEE では Quaternion を用いることで特異点を回避している。Quaternion の定義および演算は参考<sup>[2]</sup>を参照されたい。

### 2.3 積分法

特に大気圏再突入をフライトシミュレータによって模擬する場合、非常に高い動圧下での飛行を計算上にて表現することとなる。高動圧下の飛行は位置や姿勢の変動が非常に大きく、数値積分が不安定になりやすい。そこで FEE は陰的 Runge-Kutta 法の一種である Radau IIA<sup>[3]</sup>を用いることで、数値的安定性の確保を図った。

## 3. High Mach Integrated Control Experiment

### 3.1 概要

HIMICO 計画の概要を図 1 に示す。HIMICO 機体は図 2 に示すように、全長 1.7m、スパン 0.44m 全備重量約 50kg の小型無人航空機であり、胴体下部に液体水素燃料を用いるスクラムジェットエンジンを搭載している。HIMICO の目的は搭載エンジンの試験環境提供プラットフォームの構築であり、実飛行環境下におけるマッハ 4、動圧 50kPa の主流環境の提供である。HIMICO 機体は S-520 観測ロケットのフェアリング内に搭載され、頂点高度約 200km の放物軌道に投入される。S-520 から切り離された HIMICO 機体は、搭載されたセンサを用いて自身の姿勢を推定し、ロール角 180deg、迎角約 -20deg の背面引き起こし姿勢に自律制御される。高動圧での引き起こし機動を行った後、ロール角 0deg の試験環境提供飛行に遷移する。

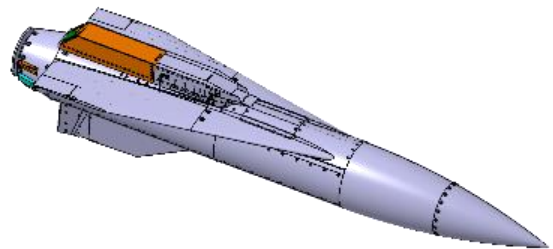


図 1 HIMICO 機体 (背面)

### 3.2 S-520 飛行ダイナミクス

S-520 は尾翼カント角による空力ローリングモーメント  $C_l$  を用いたスピン安定観測ロケットである。したがってその飛行において一切の制御は行われない。S-520 に働く機体座標系上の力およびモーメントを以下のように定式化した。

$$\begin{aligned} F_{xb} &= T_e/m_{s520} & (7) \\ F_{yb} &= 0 \\ F_{zb} &= 0 \\ M_{xb} &= (-qSC_l + M_{des})/I_{x\ s520} \\ M_{yb} &= -0.0001q\alpha/I_{y\ s520} \\ M_{zb} &= 0.0001q\beta/I_{y\ s520} \end{aligned}$$

また、速度座標系の  $x$  軸（主流方向）に速度の 2 乗に比例する抗力を付与している。

### 3.3 HIMICO 機体の飛行ダイナミクス

分離後の HIMICO 機体における飛行ダイナミクスは高精度 CFD<sup>[4]</sup> とパネル法<sup>[5]</sup> による空力係数・空力微係数推算を組み合わせて記述した。高精度 CFD では、Mach 数、迎角、横滑り角を変化させて計算を行った。その結果を RBF ネットワークによって補間した。今回の高精度 CFD で実施しなかった角速度に対する空力係数の変化は、修正ニュートン流法をベースとしたパネル法によって推算を行った。また、搭載スクラムジェットエンジンの推力については、発生推力がエンジン自体の空気抵抗に比べて小さいことから、ダイナミクスには含めていない。

また、マッハ 1.1 以下においては空力係数推算を行っていないことから、抗力付き弾道飛行をするものとして落下位置を計算した。

### 3.4 HIMICO 機体の姿勢計測・飛行制御・シーケンス

HIMICO 機体には姿勢計測系として、加速度センサ・ジャイロセンサ・地磁気センサ・太陽センサ・GPS・FADS（迎角・横滑り角センサ）を搭載予定である。これらセンサを複合的に用いることで、HIMICO 機体は現在姿勢および位置、そして飛行動圧を推定し、飛行制御に用いる。ただし今回の飛行分散解析においては、真値を取得できるものとした。

この理由としては、センサフュージョンアルゴリズムの検討が十分に進んでいないこと、および制御則の検討においてセンサの影響も同時に加味すると最適化の複雑度が増加してしまうことが挙げられる。今後センサフュージョンアルゴリズムも含めた検討も行っていく予定である。

HIMICO の飛行制御は、Cross-Product 則<sup>[6]</sup> による 3 軸姿勢制御を用いた。Cross-Product 則は目標姿勢 Quaternion と現在姿勢 Quaternion を用いて、式( )にて表現される誤差 Quaternion の軸成分を各舵角に対応させる制御方法である。本手法を用いた理由は、推定によって得られる Quaternion をオイラー角に変換することなく使用できること、低動圧飛行時に HIMICO 機体がオイラー角特異点を通りうることで理由として挙げられる。

目標姿勢角は、HIMICO 分離後から引き起こし完了まで（引き起こしフェーズ）と、それ以降の試験環境提供飛行（動圧維持フェーズ）の 2 種類に分けて与えることとした。引き起こしフェーズでは、目標姿勢角をロール角 180deg、ピッチ角 10deg とした。引き起こしフェーズの切り替えは、高度 40km 以下かつピッチ角 0deg 以上かつ動圧 60kPa 以下を満たした場合に動圧維持フェーズに移行する。動圧維持フェーズでは、目標ロール角を 0deg、目標ピッチ角を動圧誤差に比例した値とし、目標動圧 50kPa 付近で維持できるように設定した。

全体の飛行シーケンスとして、打ち上げ後 35 秒で推力カットオフ、48 秒でヨーヨーデスピナ作動、240 秒で実験機分離とした。本来ヨーヨーデスピナは与えるロールモーメントの運動量でモデル化すべきであるが、今回は目標ロール角速度を定め、その値になるよう一定のロールモーメントを加えるものとした。

## 3. HIMICO 飛行分散解析

今回の飛行分散解析は、HIMICO 実験実施に向けた保安領域検討の一つとして実施している。本来、飛行分散解析は落下位置が正規分布にて十分に精度よく近似できることを示したうえで行われるべきである。しかしながら有翼かつ飛行制御を行う機体の落下位置は正規分布に従わないことは想像に難しくない。また、姿勢計測および飛行制御の

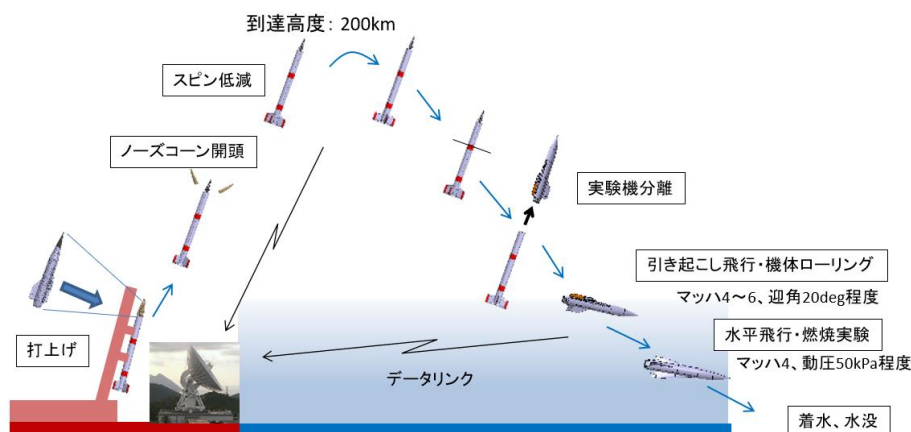


図 2 HIMICO 実験概要

シーケンスも現在検討中のものであることから、本稿で示す落下位置分散楕円は厳密なものではなく、参考程度のものであることに留意されたい。

変動させたパラメータ群とその範囲を表1に示した。シミュレーションは合計で775回行い、うち137回の計算において動圧が150kPa以上となったことから途中で打ち切っている。また動圧維持フェーズに遷移できなかったものが20回あり、最後まで飛行できたものとは区別して分散楕円を描画した。

表1 飛行分散解析にて変動させたパラメータ

変動パラメータ	ノミナル値	誤差(3σ)
ロケット初期質量	2550 kg	±1 %
ロケット初期仰角	73 deg	±3 deg
ロケット初期方位角	123 deg	±13 deg
比推力	264 s	±1.5 s
デスピナ停止ロール角速度	1 Hz	±0.3 Hz

結果を図2, 図3に示す。また得られた3σ落下位置分散楕円の長径および短径を表2に示す。

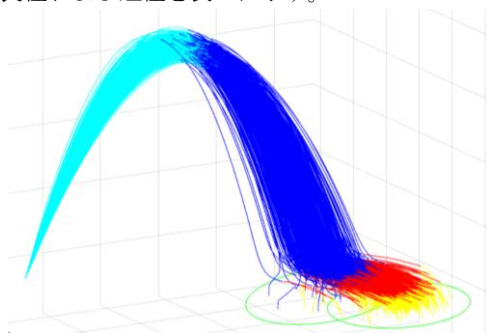


図3 HIMICO3 次元飛行軌道

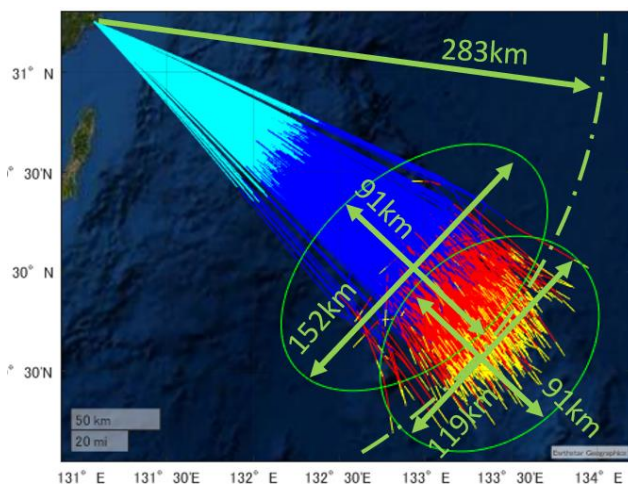


図4 飛行軌道の地図投影と分散楕円

表2 3σ分散楕円のパラメータ

分散楕円の種類	長径 km	短径 km
動圧維持フェーズに到達	119	91
動圧維持フェーズに未到達	152	91

初期方位角の変動が±13degであるため、打ち上げ方位角方向の軌道の拡がり大きい楕円が得られた。大多数がS-520の飛行方位角方向に引き起こすことができているが、少数が左右に逸れたり、逆行方向に引き起こしたりしている。これは打ち上げの仰角が73degと大きいために、再突入も非常に深くなっていることが理由である。すなわち、ピッチ角が特異点である-90degに近いために、ヨー角の変動を容易く行うことができる。したがって動圧が立ち上がるまでの間に適切にロール角を保持できなかった場合、その誤差がヨー角の誤差となって蓄積してしまう。このため、適切な方向に引き起こしを行う制御則が必要であると示唆される。引き起こし方位角の適切な制御は落下位置分散楕円を小さくする意味でも有効であり、今後詳細に検討していく必要がある。

これら分散楕円は半径90kmの円にて内包できる。S-520自体の保安領域が半径90kmの円であるが、HIMICOも同程度の保安領域で実施できる可能性がある。今後の課題として故障モード解析(Failure Mode and Effect Analysis: FMEA)を実施し、それに対応したモンテカルロシミュレーションの実施することで落下位置の詳細な予測を組み立てる必要がある。

#### 4. 結論

開発した任意ダイナミクスフライトシミュレータを用いて、HIMICOの飛行分散解析を行った。今回の解析では初期条件および制御則のみを取り扱ったが、今後より詳細な検討を進める予定である。

#### 参考文献

- 1) Broucke, R. A.; Cefola, P. J.: On the Equinoctial Orbit Elements. *Celestial Mechanics*, Vol 5, pp.303-310 1972, .
- 2) Bar-Itzhack, I. Y., Oshman, Y.: Attitude determination from vector observations: Quaternion estimation., *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol 1, pp.128-136, 1985.
- 3) Wanner, G., Hairer, E.: *Solving ordinary differential equations II*, Vol. 375, Springer Berlin Heidelberg, 1996.
- 4) Hashimoto, A, Ishida, T, and Aoyama, T.: Results of Three-Dimensional Turbulent Flow with FaSTAR, *AIAA Paper 2016-1358*, 2016.
- 5) Gentry, A. E. and Douglas, N. S.: *Hypersonic Arbitrary-Body Aerodynamic Computer Program MARK III Version. Volume 2. Program Formulation and Listings*, Douglas Report, 56080, 1968.
- 6) Fresk, E., Nikolakopoulos, G.: Full quaternion based attitude control for a quadrotor., *proceedings of European control conference*, pp.3864-3869, 2013