

HIMICO の基準軌道と飛行安全系の検討

○今村俊介 (JAXA), 田口秀之 (JAXA), 土屋武司 (東大),
森田直人 (東大), 佐藤哲也 (早大)

1. はじめに

現在、複数の大学と JAXA の合同チームにて極超音速統合制御実験 (HIMICO) が検討され、また観測ロケットへの搭載提案が行われている¹⁾。HIMICO の実験構想図を図 1 に示す。HIMICO は S-520 ロケットに搭載され打ち上げられ、デスピンの後、高動圧域に達したら操舵による引き起こしを行い、搭載された極超音速エンジンの試験に必要な速度 (マッハ 4 以上)、動圧条件 (動圧一定) を確保すべく姿勢軌道制御を行っていく。エンジン試験後は海上に到着する予定である。HIMICO の軌道は S-520 の打上げ条件 (S-520 質量, 打上げ仰角) によって支配されており、姿勢軌道プロファイルのベースラインとなる基準軌道を設定するためには HIMICO だけでなく、S-520 側のパラメータも含めた検討が必要となる。また HIMICO が過去の S-520 ペイロードと最も異なる点は「翼を持ち、エンジンによる推力も発生させる飛翔体であること」であり、搭載を確定させるためには、予め定められた海上落下範囲への確実な着陸を示す必要がある。本文では、上記で述べた HIMICO の基準軌道および飛行安全に関する検討経過を紹介する。

2. 基準軌道

2-1. 前提条件の見直し

HIMICO の基準軌道検討はこれまでも実施されているが²⁾、S-520 の打上げ仰角が実際には設定できないほど小さな (水平に近い) 値になっていたり、最新の HIMICO の諸元 (質量, 形状) を反映していなかったりと前提条件の見直しが必要であった。S-520 側と調整を重ね、基準軌道検討に必要な S-520 側パラメータを表 1 の通り設定した。また HIMICO 側の設計進捗を取り込む形で HIMICO 側パラメータを表 2 の通りまとめた。また、HIMICO の形状および空力解析結果を図 2, 3 に示す。

表 1 基準軌道検討用 S-520 側パラメータ

項目	値
打上げ質量	2150~2650kg*
打上げ仰角(経路角)	73, 77, 80deg*
空力係数, 基準面積	観測ロケットプロ提供値
推力, 比推力	同上
HIMICO 分離時刻	打上げ後 240sec
落下分散範囲模擬	打上げ Az 角, El 角それぞれ±3deg

*: この範囲の中で基準軌道が検討される

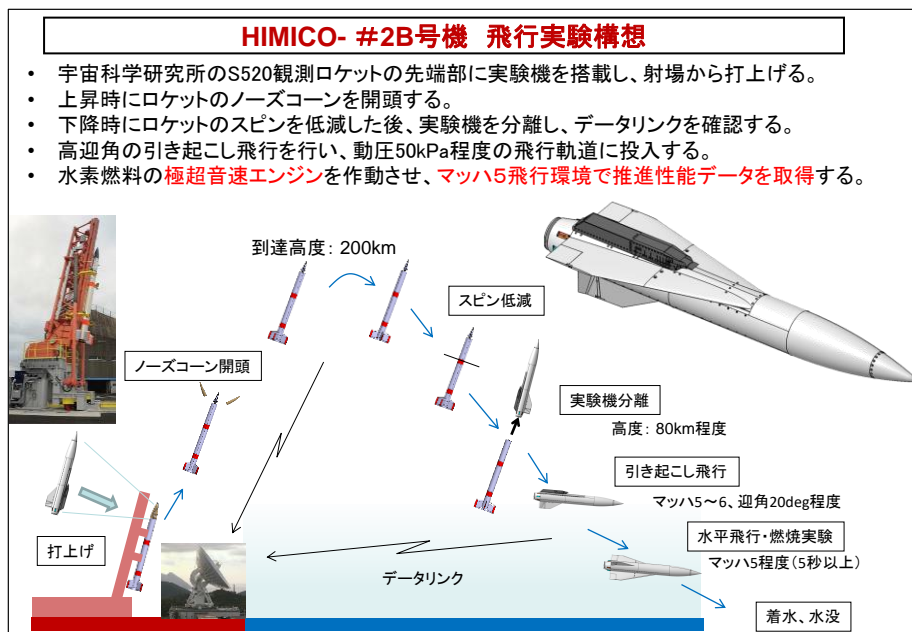


図 1 HIMICO 飛行実験構想

2-2. 基準軌道の検討

(1) 検討方法

S-520 の打上げ質量・仰角を表 1 の範囲で振り、それぞれのケースで HIMICO の姿勢軌道解析を行い、下記条件を満たすケースを抽出する。

- ① エンジン試験を動圧一定条件で実施できること
- ② エンジン試験時間が 0 秒以上（エンジン試験開始時のマッハ数が 4 以上）
- ③ 海上着陸時に内之浦局アンテナの仰角が 0deg 以上であること（内之浦局からの可視性を残すため）
- ④ ロケット単体の海上落下分散範囲（保安円）が半径 100km を超えないこと（S520 の保安円実績の最大が 126km であり、HIMICO の飛行含めて過去実績内に収めるため）

上記条件で得られた飛行ケース（HIMICO 試験実行可能解）の中から適切なケースを選択していく。

(2) 軌道ステージの区分

軌道解析を行う前提として、S-520 および HIMICO の軌道を図 4 に示す 5 つのステージに分割する。

(3) 運動方程式

本解析で利用している運動方程式は以下の通り。運動方程式の各記号の意味を表 3 に示す。

$$\begin{aligned}
 \dot{h} &= v \sin \gamma \\
 \dot{v} &= \frac{T \cos \alpha - D}{m} - \frac{\mu}{r^2} \sin \gamma \\
 \dot{\gamma} &= \frac{L + T \sin \alpha}{mv} \cos \sigma - \frac{1}{v} \left(\frac{\mu}{r^2} - \frac{v^2}{r} \right) \cos \gamma \\
 \dot{\psi} &= \frac{L + T \sin \alpha}{mv} \frac{\sin \sigma}{\cos \gamma} - \frac{v \cos \gamma \tan \phi \cos \psi}{r} \\
 \dot{\theta} &= \frac{V \cos \gamma \cos \psi}{r \cos \phi} \\
 \dot{\phi} &= \frac{V \cos \gamma \sin \psi}{r} \\
 \dot{m} &= \frac{T}{Isp g_0} \\
 r &= h + R_0
 \end{aligned}
 \tag{1}$$

(4) 飛行制御方法

ステージ 0 の初期条件である S-520 ランチャー静止状態から各ステージを表 4 に示す条件で軌道伝播し、S-520・HIMICO の軌道を模擬する。

表 2 基準軌道検討用 HIMICO 側パラメータ

項目	値
質量	55kg
推力, 比推力	エンジン試験中に推力 35N, 比推力 1962sec を 5 秒間
空力係数	HIMICO 2B 形状を LSI 解析*

*: 圧縮側に修正ニュートン流法を、膨張側に Prandtl Meyer 膨張流理論を適用しパネル毎の圧力を得る³⁾

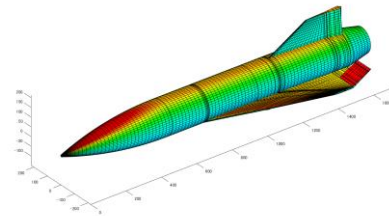


図 2 HIMICO-2B 形状グリッドモデル

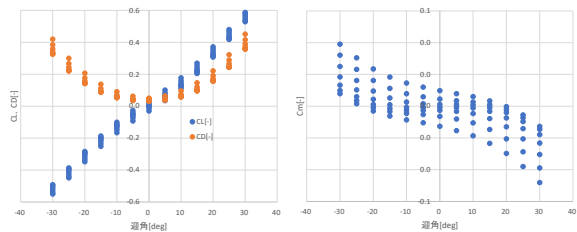


図 3 HIMICO-2B 形状 LSI 解析結果 (M5)

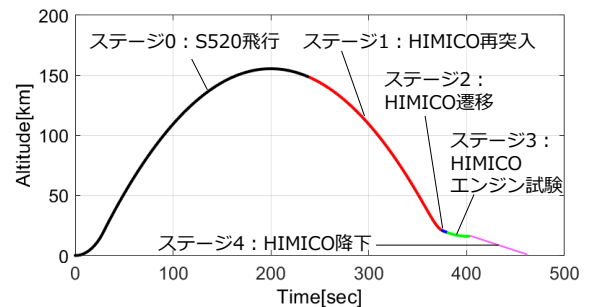


図 4 軌道ステージの区分

表 3 運動方程式の記号

記号	意味	記号	意味
r	地心高度[km]	M	飛行マッハ数[-]
h	海面高度[km]	q	飛行動圧[Pa]
v	速度[m/s]	L	揚力[N]
γ	経路角[deg]	D	抗力[N]
ψ	方位角[deg]	T	S520 推力[N]
ϕ	緯度[deg]	Isp	S520 比推力[sec]
θ	経度[deg]	n_{yf}	垂直方向荷重倍数[G]
α	迎角[deg]	n_{ga}	機軸方向荷重倍数[G]
δ	エレボン舵角[deg]	g_0	標準重力加速度
σ	バンク角[deg]	R_0	地球半径
m	機体質量[kg]	μ	地球重力定数

(5) 解析ケース

以上の問題設定より、本文の軌道解析は S-520 打上げ質量・S-520 打上げ仰角（経路角）・HIMICO 再突入引起し角の 3 パラメータに支配されることとなる。これらの値を決めた後、軌道伝播を行うが、その途中で表 4 に示した動圧一定や縦トリム等の条件を満たす迎角・エレボン舵角の組合せが得られなかった場合はそのケースを棄却する。

(6) 解析結果

S-520 打上げ質量は 2150~2650kg を 50kg 刻み、S-520 打上げ仰角は 73, 77, 80deg, HIMICO 再突入引起し角は-10~-40deg を 5deg 刻みとしてパラメトリックスタディを行い、(1)で示した条件を満たす結果のみを抽出した。S-520 打上げ仰角毎に整理した結果を表 5~7 に示す。なお表におけるハッチング箇所はその色が濃いほど性能が良い（例えばエンジン試験時間が長く確保出来る）を示している。考察は以下の通り。

- ① 打上げ質量が軽く、かつ、打上げ仰角が小さいほどダウンレンジが増加し、内之浦局から不可視となるためケースが棄却されている（各表上側）。逆に質量が重く、仰角が大きいほど内之浦局仰角が大きく取れる（各表下側）。
- ② 打上げ仰角が小さいほど放物運動が水平に近くなり、低高度（高動圧域）に到達する前に引起しを完了することができ、エンジン試験中の最大動圧を低下させ、試験時間も延ばすことが出来る。
- ③ ①と②は内之浦局からの可視性とエンジン試験品質とのトレードオフの関係になっている。今後

も HIMICO の設計進捗に合わせて、本文のようなパラメトリックスタディを継続実施しながら最適ケースを選択していく必要がある。

表 5 S-520 打上げ仰角 73deg

打上げ質量 [kg]	再突入引起し角 [deg]	試験開始時迎角 [deg]	試験時間 [sec]	試験開始時マッハ数 [-]	エンジン試験中最大動圧 [kPa]	エンジン試験中最大垂直荷重倍数 [G]	終端飛行距離 [km]	内之浦局EI [deg]
2450	-35	16.4	7.2	4.7	112.8	16.9	374	0.8
2450	-30	14.9	5.3	4.5	102.2	13.2	373	0.9
2450	-25	13.1	3.2	4.3	91.0	9.4	372	1.0
2450	-20	11.3	0.9	4.1	79.9	6.9	370	1.2
2500	-35	17.2	4.7	4.5	102.2	14.9	345	1.2
2500	-30	15.6	3.0	4.3	93.4	11.9	345	1.3
2500	-25	13.8	1.4	4.1	83.6	9.2	344	1.5
2550	-35	18.1	3.0	4.4	92.5	14.4	320	1.7
2550	-30	16.2	1.8	4.2	85.4	11.5	320	1.8
2600	-30	16.9	0.5	4.1	78.0	11.1	298	2.2
2650	-30	17.4	0.1	4.0	74.5	10.9	290	2.4

表 6 S-520 打上げ仰角 77deg

打上げ質量 [kg]	再突入引起し角 [deg]	試験開始時迎角 [deg]	試験時間 [sec]	試験開始時マッハ数 [-]	エンジン試験中最大動圧 [kPa]	エンジン試験中最大垂直荷重倍数 [G]	終端飛行距離 [km]	内之浦局EI [deg]
2300	-25	10.3	6.4	4.4	122.6	9.3	399	0.5
2300	-20	8.3	4.0	4.2	105.0	6.4	396	0.6
2300	-15	5.5	0.3	4.0	88.5	3.4	393	0.8
2350	-30	12.1	5.7	4.5	129.7	12.0	367	0.7
2350	-25	10.8	3.9	4.3	112.8	9.1	366	0.9
2350	-20	9.0	1.1	4.1	97.0	6.4	363	1.1
2400	-35	14.0	5.2	4.5	134.5	14.9	340	1.0
2400	-30	12.7	3.6	4.3	119.0	11.7	339	1.2
2400	-25	11.3	1.5	4.1	104.0	8.9	337	1.3
2450	-40	16.0	4.7	4.6	135.8	17.8	315	1.3
2450	-35	14.7	3.3	4.4	122.9	14.6	314	1.4
2450	-30	13.3	1.7	4.2	109.4	11.5	313	1.6
2500	-40	16.7	3.1	4.4	123.3	17.2	292	1.7
2500	-35	15.4	1.9	4.2	112.4	14.0	292	1.9
2500	-30	14.0	0.4	4.0	100.6	11.2	291	2.0
2550	-40	17.5	2.0	4.3	112.0	16.6	272	2.2
2550	-35	16.0	0.8	4.1	103.0	13.5	272	2.3
2600	-40	18.3	1.0	4.2	101.7	16.0	255	2.7

表 7 S-520 打上げ仰角 80deg

打上げ質量 [kg]	再突入引起し角 [deg]	試験開始時迎角 [deg]	試験時間 [sec]	試験開始時マッハ数 [-]	エンジン試験中最大動圧 [kPa]	エンジン試験中最大垂直荷重倍数 [G]	終端飛行距離 [km]	内之浦局EI [deg]
2250	-20	5.6	2.7	4.1	112.7	4.4	349	1.1
2300	-30	9.9	4.5	4.4	140.2	13.4	323	1.2
2300	-25	8.2	2.6	4.2	121.7	7.2	321	1.4
2350	-40	14.5	5.7	4.6	167.9	19.4	299	1.3
2350	-35	13.5	4.3	4.4	147.8	15.6	299	1.4
2350	-30	10.4	2.4	4.2	129.3	12.3	297	1.6
2350	-25	8.8	0.6	4.1	112.6	7.3	296	1.8
2400	-40	15.2	4.0	4.5	152.4	18.7	277	1.7
2400	-35	14.2	2.3	4.3	135.0	15.2	275	1.9
2400	-30	10.8	0.9	4.1	119.5	11.2	275	2.1
2450	-40	15.8	2.3	4.3	138.6	18.0	256	2.2
2450	-35	12.3	1.1	4.2	124.9	15.2	256	2.3
2500	-40	14.1	1.3	4.2	128.4	17.6	239	2.6
2500	-35	12.9	0.2	4.0	115.3	11.6	238	2.8
2550	-40	14.8	0.6	4.1	118.1	15.8	223	3.1

表 4 各ステージの飛行制御方法

ステージ	0	1	2	3	4
ステージ名	S520飛行	HIMICO再突入	HIMICO遷移	HIMICOエンジン試験	HIMICO降下
終了条件	打上げ後240sec	経路角変化量>0deg, 経路角=-10~-40*1	ステージ1終了+6sec	マッハ4到達	高度0m以下
初期質量	打上げ質量	HIMICO質量 (55kg)	HIMICO質量 (55kg)	HIMICO質量 (55kg)	HIMICO質量 (55kg)
迎角	0deg	縦トリム維持角度	動圧一定条件成立直まで線形変化	動圧維持角度	0deg*4
エレボン舵角	N/A	30deg*2	縦トリム維持角度	縦トリム維持角度	縦トリム維持角度
バンク角	N/A	180deg*3	0degまで線形変化	0deg	0deg

*1: 再突入引起し角（どの程度引き起こすか）
 *2: 可能な限り高迎角（高揚力）で飛行し、高高度で引き起こしを完了させるため（高動圧領域に入らせないため）
 *3: 方向静安定のため
 *4: ダウンレンジ増加を防ぐ（内之浦局からの可視性を確保する）姿勢を想定

2-3. 暫定基準軌道

暫定基準軌道として、内之浦局からの可視性を優先し、かつ、打上げ仰角の中間値を選択するとして、S-520 打上げ質量 2550kg, 打上げ仰角 77deg, HIMICO 再突入引起し角-35deg のケースを選択している。同ケースで得られた軌道履歴を図 5, 6 に示す。

3. 飛行安全系の検討

3-1. 飛行安全要求

HIMICO を S-520 に搭載するためには、JAXA/ISAS の安全審査を通過する必要がある。前述した通り、その中で HIMICO の「飛翔経路異常による警戒区域の逸脱」は最も懸念されているハザード（異常事象）となっている。本懸念を払拭するための対応として JAXA が制定した「無人機システム安全技術基準 (JERG-5-001B)」⁴⁾ を遵守する方向で検討を進めている。同基準では無人機の飛翔実験に対する各種飛行安全要求が規定されており、特に「機体廃棄機能」については下記要求となっている。

3.13.3 機体廃棄機能⁴⁾

- ① 飛行安全措置のための基本として、本機能を必ず有すること。
- ② 本機能は、正常な飛行に必要な系に任意の一つの故障又は一つの人的過誤が発生した場合でも正常に機能すること。(例えば、正常な飛行に必要な系と独立な 1 系統の機体廃棄機能を有する)。

3-2. 機体廃棄機能システム構成

同基準を遵守するためには、飛行安全系が 1 故障許容設計(電源系含めて)となっている必要があり、現在、図 7 に示す「正常な飛行に必要な系」「飛行停止装置」

止装置」による 2 系統での機体廃棄機能を検討している。本システムでは、統合制御装置と飛行停止装置が独立して、空力操舵へ電力および機体廃棄のための操舵信号を出力する設計となっている(アクチュエータへの電力・制御信号出力という観点では 1 故障許容)。また、空力操舵 3 舵(左エレボン, 右エレボン, ラダー)の内、1 舵に操舵信号が入れば機体廃棄(錐もみ状態)を図れるため、アクチュエータとしては 2 故障許容の設計となっている。

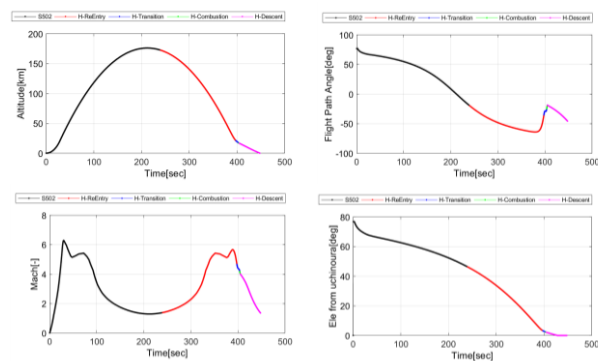


図 5 暫定基準軌道履歴 (1of2)

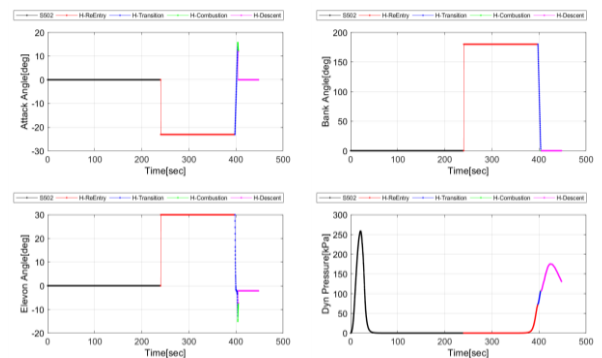


図 6 暫定基準軌道履歴 (2of2)

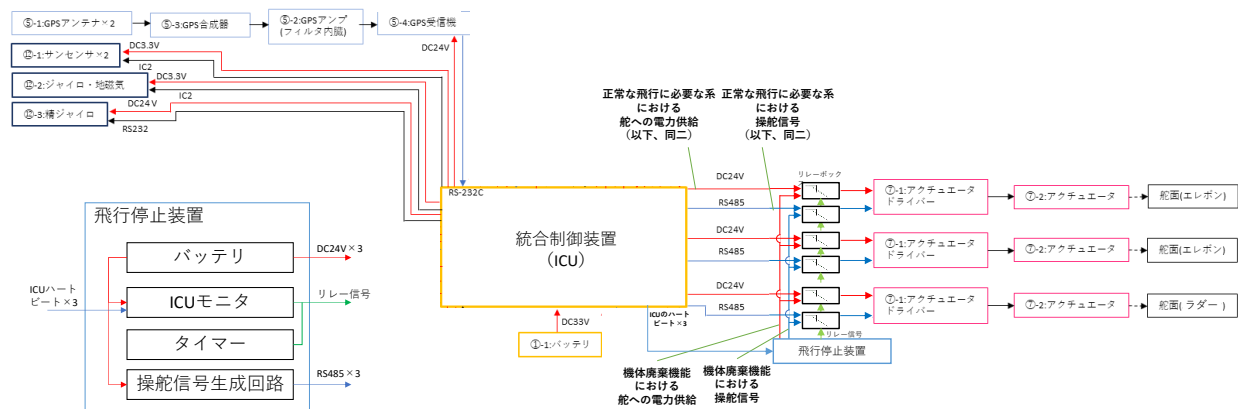


図 7 HIMICO 飛行安全システム

本システムを用いた飛行安全処置の手順は以下の通りである。

① 「正常な飛行に必要な系」による飛行安全処置

GPS および統合制御装置 (ICU) により機体廃棄許容空域通過を検知した場合、各舵 (左右エレボン, ラダーの計 3 系) に姿勢安定を失わせるための操舵コマンド (基本的には, 左右エレボンには極性逆とした最大舵角, ラダーには最大舵角) を送信し, 錐もみ落下させ, 機体廃棄許容区域内に落下させる。

② 「飛行停止装置」による飛行安全処置

飛行停止装置は内部の ICU モニタにて ICU のハートビート信号を常時受信している。ICU の故障や ICU が異常 (GPS ロックオフ等) を検知した場合, ハートビートが停止する。ICU ハートビートの停止を飛行停止装置が検知した場合, ①と同じ制御を行い, 機体廃棄許容区域内に落下させる。また更なる安全対策として, 飛行停止装置内にタイマーを設け, ある設定時間を経過した場合, ①と同じ制御を行い, 機体廃棄許容区域内に落下させる。なお, ICU モニタとタイマーによる機体廃棄動作は OR 接続とする。

以上は HIMICO が自律的に実施する飛行安全処置である。上記に平行して, 内之浦局にて検知する HIMICO オンボード GPS データおよびレーダトランスポンダ情報により飛行位置監視を行い, 要すれば飛行停止コマンドを HIMICO 側に送信する。

3-3. 落下分散解析

ロケットの飛行誤差を最大限含みつつ, HIMICO が最長飛行 (L/D 最大となる迎角を維持してしまった) および最長クロスレンジ飛行 (方位角を±90deg 変更してしまい, かつ L/D 最大となる迎角を維持してしまった) を行った場合のモンテカルロ解析 (1 万ケース) を実施し, 前述した機体廃棄機能の有効性を検証した。モンテカルロ解析と合わせて機体廃棄空域 (この範囲に到達したら機体廃棄機能稼働) および機体廃棄区域 (この範囲に到着しなければならない) の設定も行い (図 8), 図 9 の落下分散解析結果を得た。図 9 は内之浦局を原点とし, 各ケースの着点を示したものである。図 9 の通り, 機体廃棄空域を半径 100km, 機体廃棄区域を半径 126km (S-520 実績最大) と取ることによって安全に HIMICO を機体廃棄区域内に落下させることが出来ることを示した。

4. まとめ

本文では, HIMICO の基準軌道と飛行安全系の検討状況を紹介した。現在の軌道では, 内之浦局のみで追尾出来る可能性が高いが, バックアップとして船上局からのデータも併せて取得する検討を行っている。船は機体廃棄区域外に配置する前提とし, 必要な追尾システムについて今後回線計算を含め検討予定である。引き続き, HIMICO の試験成功・飛行安全確保のための検討を進めて行く。

参考文献

- 1) Hideyuki Taguchi, et al. : Mach 5 Flight Experiment Plan of High-Mach Integrated Control Experimental Aircraft (HIMICO), 33rd International Symposium on Space Technology and Science, 2022.
- 2) 佐藤哲也, 他: 極超音速統合制御実験機 (HIMICO) 2 号機の飛行実験提案, 観測ロケットシンポジウム 2019 講演集, 2019
- 3) ANDERSON John David : Hypersonic and high temperature gas dynamics, AIAA, 2000
- 4) JAXA: 無人機システム安全技術基準, JERG-5-001B, 2017

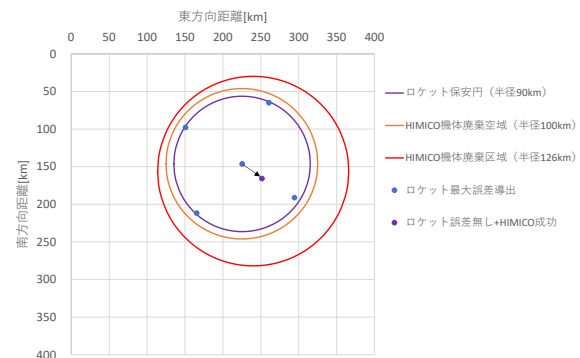


図 8 機体廃棄空域・区域の設定と暫定軌道における HIMICO 落下点

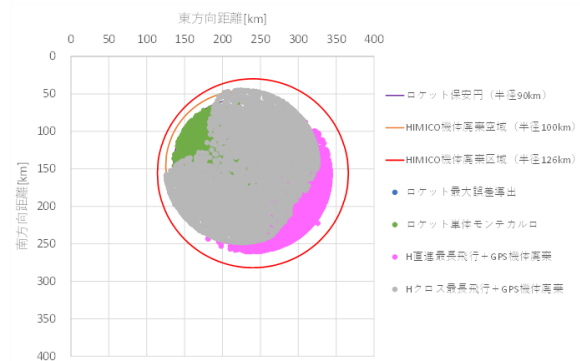


図9 機体廃棄機能動作時のHIMICO落下分散解析