

# 軌道計画への品質工学の応用可能性

○池内正之<sup>\*1</sup>, 角有司<sup>\*1</sup>

Feasibility Study of Quality Engineering for Trajectory Planning

Masayuki Ikeuchi, Yuji Kado

## Abstract

This paper applies a new quality engineering tool based on Taguchi method to trajectory planning of non-cooperative approach for active debris removal, and evaluates the results of 1296 (L36) or 2500 (L50) cases by changing parameters, which comply with 7 inputs of products, 8 inputs of operations, and 10 outputs for evaluations. The results show the feasibility of applying this quality engineering tool and some suggestions to ADR trajectory planning.

Key Words: Quality Engineering, Trajectory Planning, JIANT, SVA, Non-cooperative Approach, Active Debris Removal, ADR

## 1. 目的および背景

本稿の目的は、軌道計画に品質工学を応用して、宇宙情報解析の有効性やプロセスを検討することである。軌道計画に品質工学を導入することにより、概念検討段階の軌道計画とシステムのロバスト性を可視化することが期待できる。

品質工学手法は、目標達成のために例えば製品の目標パラメータのバラつきを小さく設計するなど、これまでは詳細設計・製造設計に応用されてきた。

一方、プロジェクト決定前段階に、概念検討として軌道計画を立案し、ミッション実現性を示す必要がある。適切な軌道計画により、宇宙機設計に関するリスク低減とフロントローディングに貢献することが期待できる。筆者らは、概念検討分野の課題に、品質工学手法を応用することを方針として、昨年度、この手法<sup>1)</sup>をデブリ近傍接近軌道計画<sup>2)</sup>に応用し<sup>3)</sup>、要求設計のロバスト性などの評価を試みた。

本稿は、昨年度得られたシミュレーション結果を基に、新しい品質工学の特長について検討を深め、概念検討に適用して得られた最適設計解および感度情報の有効性やプロセスについて検討する。

## 2. 品質工学と宇宙可視化解析のツール統合

ツールは、品質工学ツール(JIANT: JAXA Integrator for ANalysis Tools)<sup>1)</sup>と宇宙可視化解析ツール(SVA

Spacecraft Visualization and Analysis tool)<sup>6)</sup>を結合したものをを用いている。

JAXA 安全・信頼性推進部では、宇宙機や一般製品の設計者が概念設計段階から品質工学(タグチメソッド)を利用しやすくするためのツールとそのプロセスの研究を進めている。JIANT は、インタフェースを適合させれば基本的に他のツールと結合でき、設計パラメータがシステムに与える感度やロバスト性を可視化できるので、軌道計画前段のマネージメント支援機能として応用することを考えた。

SVA は、宇宙機や天体の軌道、姿勢を模擬して、可視化するツールである。物体と物理量を組合せた多数のシステム変数とユーザの定義する変数を軌道設計に応じて定義できる特長がある。また、瞬時に表示可能な標準画面を備えており、高精度な軌道力学系を模擬できる。

これら独立した2つのツールを、あえて組合せて概念検討段階から利用することについて、当初は、直感的に有効性や費用対効果の点で疑問もあった。

しかし、昨年度実施した最適解探索の結果、図2<sup>2)</sup>に示す様に、軌道フェーズ区切りの見方を変えると計画立案を改善させるとのヒントや、S/N比を用いた航法誤差と軌道の関係が明らかになり、統合ツールが軌道計画に有効となる理由があがってきた。

品質工学と軌道計画の統合は昨年度始まり、最近では、ツールの利用法やプロセスの検討に移っている。

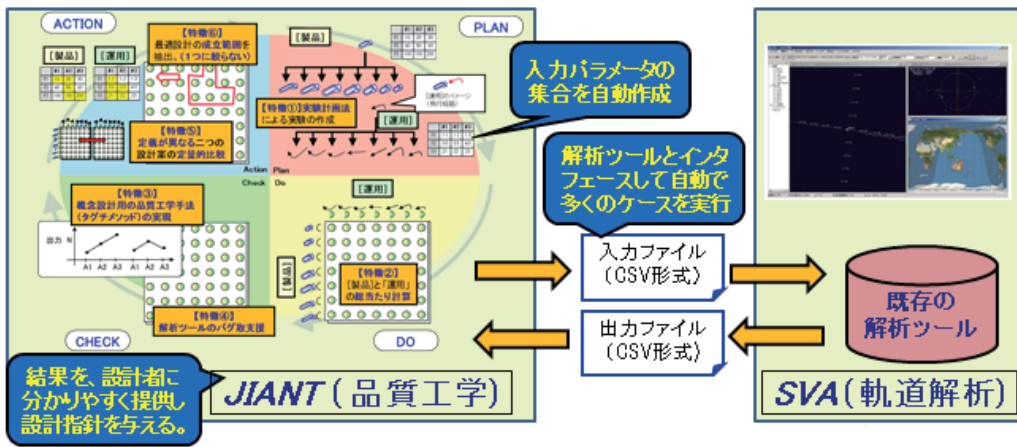


図1 JIANT(品質工学ツール)と SVA(軌道解析ツール)の統合

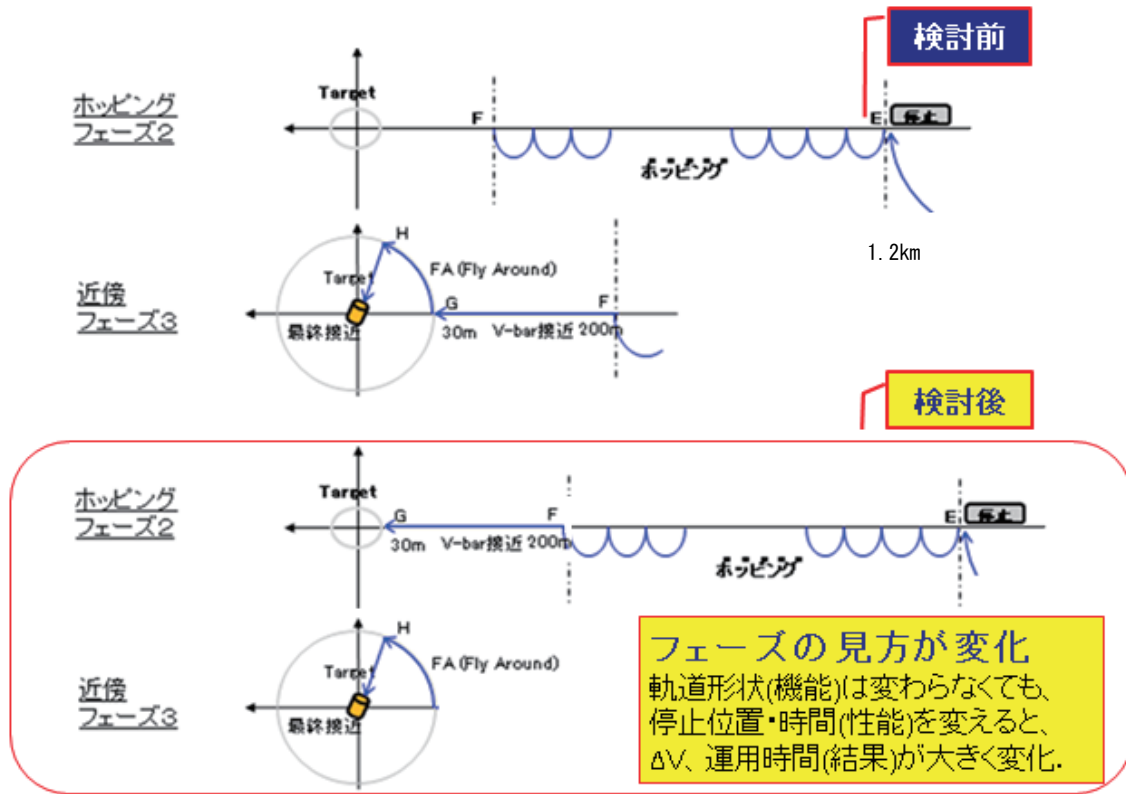


図2 シミュレーション実施前後での軌道のフェーズ区切りの見方の変化

### 3. 非協力接近シミュレーションの変化要因と出力

シミュレーション対象は、JAXA 研究開発部門等で実施している「導電性テザーを用いたデブリ除去の研究」における、「デブリ(非協力対象)に対する接近シミュレーション」とし、相対接近軌道に品質工学を応用した。

昨今、軌道上の衛星にスペースデブリが衝突するリスクが改めて認識され、積極的にデブリ(非協力対象)を排除(ADR: Active Debris Removal)する一方法として、デブリ除去衛星がデブリに接近して導電性テザーを取付けデオービット(除去)させる研究が進んでいる<sup>4)</sup>。本稿では、図2上段(検討前)のフェーズ2(ホッピング)およびフェーズ3(V-bar 接近から対象の捕獲まで)をシミュレーションの範囲とした。

デブリ近傍は、運用が複雑になる傾向があり関心がもたれる領域である。条件として以下を設定した。

- ・図 2 の軌道の基本形状は与えられたものとする。
- ・軌道設計には安全条件を反映している。何らかの原因で軌道制御が実施できない場合、除去衛星は対象に衝突しない軌道とする。
- ・捕獲までの主な接近用センサはカメラとする<sup>5)</sup>。
- ・次ステップに移行する際に運用者の判断を要するマイルストーンでは、除去衛星が送信する対象の画像を地上でモニタできるまで待機する。

変化要因入力となるパラメータを表 1 に示す。

JIANT と SVA のインタフェース条件に従い、製品と運用に整理して定義した (表 1 左側)。製品と運用は入替え可能で、シミュレーション結果を見てから変更することも可能である。

表 1 右側に、入力パラメータのふり幅を定義した。始めは 3 因子の入力パラメータを指定し、後に 5 要因でシミュレーションを実行した<sup>1)</sup>。最大因子数は、現在 11 まで設定することができる。

表 1 下側の出力は軌道に付する評価関数である。出力は軌道制御量 ( $\Delta V$ )、運用時間 ( $T$ )、測距精度指標 ( $L/\delta$ : [相対距離]/[測距精度]) などである。

図 3 に、「製品」P (Product) と、「運用」O (Operation) として定義した入力パラメータと相対接近軌道との対応を示す。

表 1 と図 3 は、JIANT+SVA 統合ツールを利用する際のインタフェース情報であり、シミュレーションのシステム設計に相当する。これらの図表は、品質工学と軌道解析の専門家、および他分野の関係者が相互確認できる情報となる。

#### 4. 品質工学手法ツールの実行

JIANT は概念検討段階から利用できる機能を備え実験計画法に基づき、表 1 に示した「製品」と「運用」の全パラメータについて SVA にシミュレーションの実行を指示し、その出力から最適解の探索や解集合を視覚化することができる。

図 4 に、JIANT+SVA によるシミュレーション実行状況を示す。「製品」と「運用」について、総当たり計算する。ここで、正方形の点列の左側は「製品」、右側は「運用」のパラメータ変化に対応している。途中でエラーが発生した場合は、結果を正常終了時と異なる色で表示して、まずは全ケースを実行して正常終了とエラー終了をそれぞれ調査できる仕様とした。

表 1 軌道シミュレーションの入出力と製品/運用の定義

No.	入出力の 区別	製品 運用	パラメータ名	解析ツールから引当 可能なパラメータ	ノミナル値 (3因子)	単位
【製品】パラメータ 7個	1 入力	P	測位精度 (GPSなど)	URE	10, 20, 50	m
	2 入力	P	カメラ視野角	sensor.FOV	6, 10, 20	deg
	3 入力	P	カメラ測角精度	sensorError	0.02, 0.035, 0.05	deg
	4 入力	P	V-bar接近の制御時間間隔	vBarCtrlInt	10, 30, 60	s
	5 入力	P	フライアアウト待機時の制御時間間隔	stopCtrlInt	10, 30, 60	s
	6 入力	P	フライアアウト中の制御時間間隔	faCtrlInt	10, 30, 60	s
	7 入力	P	捕獲位置移動中の制御時間間隔	catchCtrlInt	5, 10, 30	s
【運用】パラメータ 8個	1 入力	O	V-bar接近開始距離	vBarStartPos	200, 300, 400	m
	2 入力	O	V-bar接近速度	vBarVel	0.5, 0.6, 0.7	m
	3 入力	O	V-bar接近終了距離	faStartPos	30, 40, 50	m
	4 入力	O	フライアアウト角度(飛行角度)	faAngle	60, 70, 80	deg
	5 入力	O	1回のホッピングの長さ	hopLength	100, 120, 140	m
	6 入力	O	ホッピング高さ(長さ)の変化率	hopLengthRate	0.8, 0.9, 1.0	
	7 入力	O	フライアアウト時の角速度	faVel	0.2, 0.25, 0.3	deg/s
出力パラメータ 10個	8 入力	O	捕獲位置への移動速度	catchVel	0.2, 0.4, 0.8	m/s
	1 出力		総 $\Delta V$ 量	dvTotal		m/s
	2 出力		個々の $\Delta V$ 量 (X)	dvTotalX		m/s
	3 出力		個々の $\Delta V$ 量 (Y)	dvTotalY		m/s
	4 出力		個々の $\Delta V$ 量 (Z)	dvTotalZ		m/s
	5 出力		総時間	oprTime		s
	6 出力		待機時間	totalStbyTime		s
	7 出力		待機 $\Delta V$ 量	dvStbyTotal		m/s
	8 出力		$L/\delta$ の空間積分平均値	LD		
	9 出力		可視時間	totalLinkTime		s
10 出力		観測可視時間	totalObsTime		s	

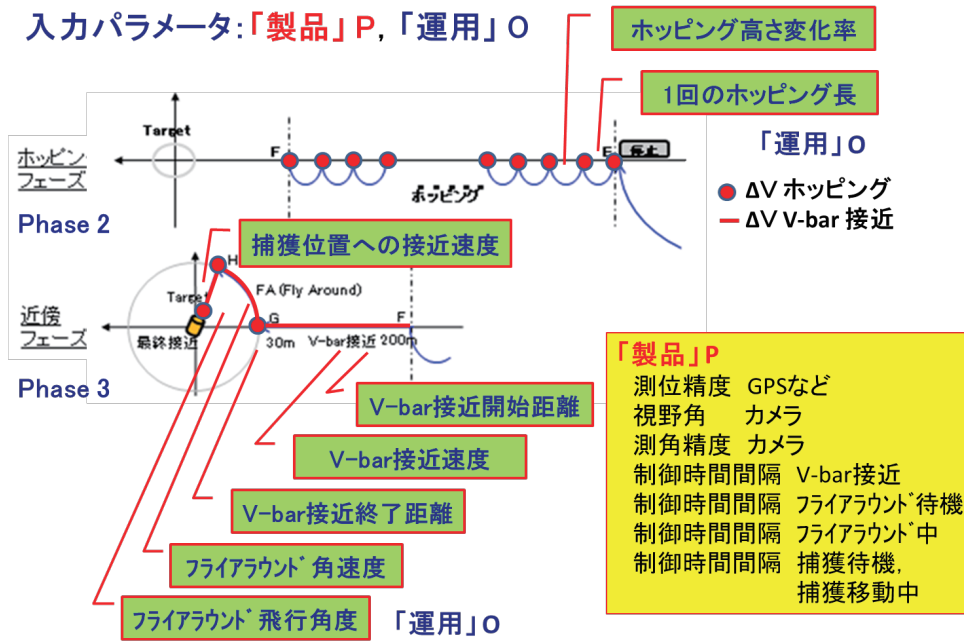


図 3 入力パラメータ:「製品」P, 「運用」O と軌道の対応

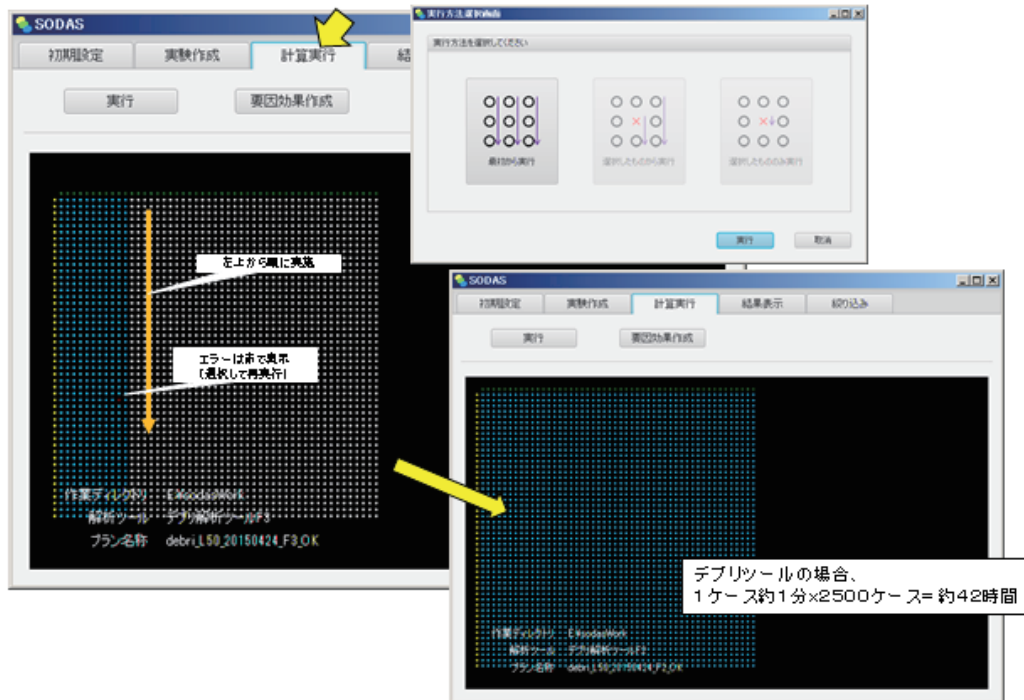


図 4 JIANT+SVA による「製品」と「運用」の総当たり計算

実験計画法は、表 1 で 3 因子(5 因子)とする場合、L36 (L50) 直交表を用いる。計算規模は L36 では解析回数 =  $36 \times 36 = 1296$  回、所要時間 = 1296 分(約 22 時間; 1 分/ケース)、L50 では、解析回数 = 2500 回、

所要時間 = 約 42 時間だった。2500 ケースを正常に終了したことをもって、パラメータの変化に対する機能のロバスト性を確保したことになる。

L50 直交表による 2500 回シミュレーションの際、

148 件エラーが生じ、表 1 の捕獲位置移動中の制御時間間隔 (catchCtrlInt) 30 秒の際に 76%, 移動速度 (catchVel) 0.8m/s の際に 53% ものエラーが集中した。エラー主要因は入力値の組合せだったが、ある値を選ぶと対象を通り過ぎ計算が収束しなくなるモデルとなっていて、ロバスト性に課題があり、バグ要因となると考えられた。

CPU はインテル (R) Xeon(R) E3-1281 v3 プロセッサ (クアッドコア 3.7GHz、8MB キャッシュ) である。

2500 ケースの解析とその結果の処理は、人力では簡単には整理し切れない量である。

## 5. JIANT+SVA 統合シミュレーション

シミュレーションの結果から、マクロな軌道評価を先に行うことが可能となる。

表 2 にシミュレーションのプロセスを示す。

表 2 シミュレーションのプロセス

- (1) 出力の評価項目を設定する。
  - ・軌道制御量 ( $\Delta V$ ), 運用時間 ( $T$ ) を評価する。
- (2) フェーズを分割してシミュレーションする。
  - ・フェーズ 2 ホッピング だけ試す。
  - ・フェーズ 3 近傍 だけ試す。
- (3) 並行してフェーズを結合する。
  - ・フェーズ 2+3 (通し) を試す。
- (4) 解集合の範囲を確認する。
  - ・最初想定した解集合 A の外部も探索。
- (5) 軌道計画として解釈し直す。
  - ・品質工学結果から軌道計画に解釈し直す。

表 2 における評価の留意点は次の通りである。

- ・与えられた軌道計画がロバストかを評価する。
- ・任意初期値からの最適軌道の探索ではない。

表 2 に沿って、JIANT を用いて SVA 出力を後処理して図 5 ~ 図 7 をまとめた。各図は、縦軸：運用時間  $T$ , 横軸： $\Delta V$  量であり、1 ケースを 1 点とする解集合を示している。

図 5 は、フェーズ 2 のホッピングの解集合であり、離散的な集合が特徴である。運用時間は周年単位で変化するが、 $\Delta V$  量はそう変わらない。

図 6 のフェーズ 3 の解集合も離散的である。

図 6 では  $\Delta V$  量は大きく変化するが、運用時間は変化せず、変化した項目は、図 5 ではその逆の傾向となっている。

以後、図 6 を解集合 A と呼ぶことにする。

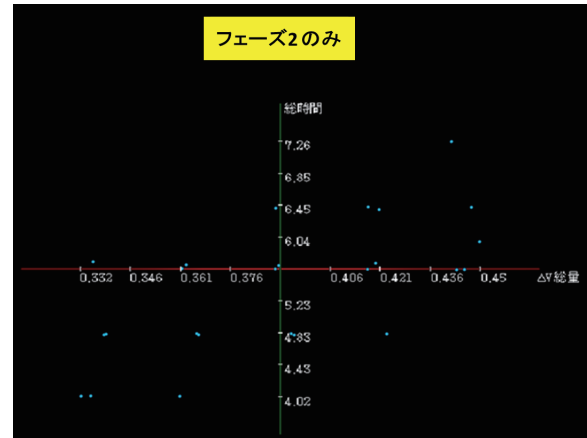


図 5 フェーズ 2 (ホッピング) の解集合  
 $\Delta V=0.33\sim 0.45$  m/s (変化幅: 0.12 m/s)  
 $T=4.02\sim 7.26$  h (変化幅: 3.24 h)

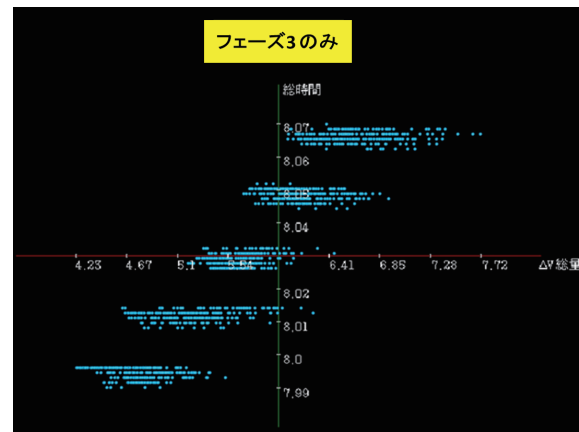


図 6 フェーズ 3 のみの解集合  
 $\Delta V=4.23\sim 7.72$  m/s (変化幅: 3.49 m/s)  
 $T=7.99\sim 8.07$  h (変化幅: 0.08 h)

図 7 はフェーズ 2+3 の解集合であり、図 6 の縦軸を圧縮したスケールで示している。

当初、目標を運用時間 < 16 h (2 チーム 1 シフトで運用),  $\Delta V$  量 < 5m/s を基準としてシミュレーションして、運用時間に適合する解集合  $\Delta V_{min} = 4.73$  m/s が適切(安全)と考えた。

しかし、範囲外の解集合も確認すると  $\Delta V$  量だけに注目すれば解集合 A の上に、最適な解集合 B があることが分かり、解集合 B では  $\Delta V_{min} = 2.56$  m/s あれば捕獲できる可能性を示していた。

解集合 A と B は目的が異なる集合である。これらの目的は任意に選択してよいか、それともどちらかの目的を選択する適切な理由があるのだろうか。

運用を基準とするならば、解集合 A の方が余裕がある。搭載システムのリソースを基準とすれば  $\Delta V$  量を基準とする解集合 B を選択することが適切である。

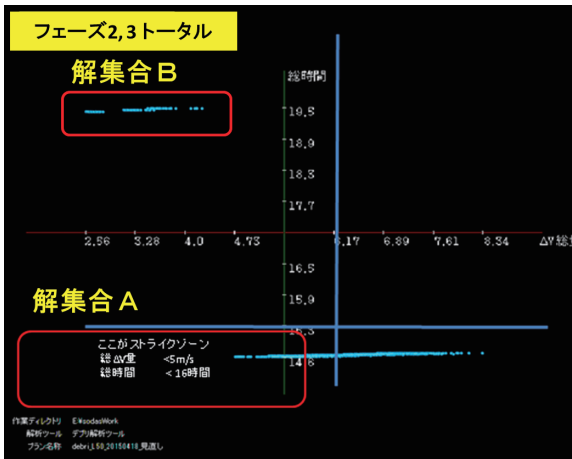


図 7 フェーズ 2～3 を通した解集合

6. 結果の評価

6.1 ΔV量と運用時間 T の評価

表 3 に、図 5 ～ 図 7 の結果をまとめた。

軌道計画への品質工学ツールの応用可能性として得られた結果について評価する。

表 3 軌道シミュレーション結果の整理

評価指標	フェーズ 2 単独 (Hopping)	フェーズ 3 単独 (近傍)	フェーズ 2+3 通算
ΔV 量 (m/s)	0.33~0.45 [3.75]	4.23~7.72 [2.21]	B:2.56~4.50 A:4.73~8.34
時間 T (h)	4.02~7.26 [2.24]	7.99~8.07 [100.87]	A:14.5~ B:19.5

$\Delta V(\text{フェーズ 2}) + \Delta V(\text{フェーズ 3}) = 4.56 \sim 8.17 \text{ m/s.}$

$T(\text{フェーズ 2}) + T(\text{フェーズ 3}) = 12.01 \sim 15.33 \text{ h.}$

[ ] 内は品質工学の S/N 比相当. 小さいとばらつき大きいと安定している傾向を示す値である.

例 :  $[100.87] = 8.07 / (8.07 - 7.99)$

①分解したフェーズの重ね合せ評価の可能性

品質工学を応用するうえで、フェーズ 2 と 3 の結果が重ね合せ可能となるかは重要である。表 3 では、重ね合せはラフには成立しているが、厳密には成立していない。探索範囲を拡大するかフェーズの区切り方を見直せば可能になるかもしれない。

現時点では、フェーズの特長を確認するためにフェーズ 2 と 3 を個別に、全体の傾向はフェーズ 2+3 通算で評価することが適切であると考え。

②軌道計画の評価 (リソース)

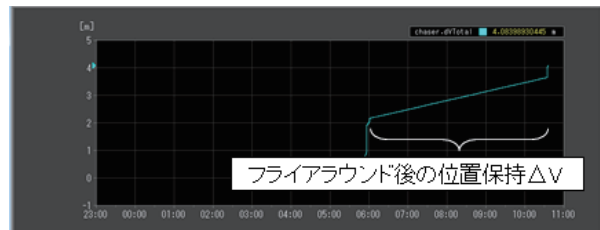
解集合 A と B の違いを軌道計画として解釈し直し、その違いを与える要因を評価した。要因は、待機

運用にあった。図 2 と図 3 の軌道形状だけでは待機運用は予測できないので、表 1 で出力として定義したパラメータから評価した。待機すれば ΔV 量も運用時間も増加するはずである。

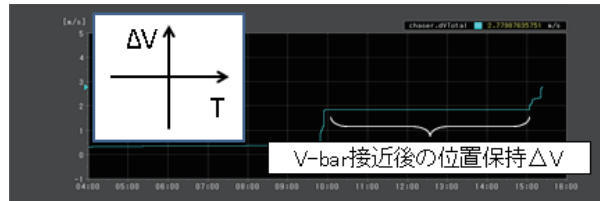
図 5 に少しその傾向はあるが、図 7 はそうならず ΔV 量だけが変化して水平方向に分布していた。

解集合 A, B で ΔV 量は変化するが運用時間はそう変わらない。解集合はフライア라운드開始前と捕獲前の待機時間の和が、ほぼ一定になる状況をとらえていた。軌道解析の見地からは当然ながら、除去衛星とデブリの高度差が原因となっていた。

図 8 a) に解集合 A の位置保持 ΔV を、b) に解集合 B の位置保持 ΔV を示す。フライア라운드直後高度差約 30m で捕獲前待機する場合は積算感度が大きい、V-bar 上で待機に要する位置保持 ΔV 量は高度差 =0 のため積算感度は小さいので、解集合 A より解集合 B の方が安全で適切であるとした。



a) フライア라운드後に位置保持をした場合



b) V-bar 上で位置保持をした場合

図 8 位置保持の ΔV 量積算値

6.2 測位精度が軌道計画に与える影響

表 3 は、フェーズ 2 のホッピング軌道を多少変えても ΔV 量の感度は低く、運用時間は軌道周回単位で変化することを示した。ホッピング総距離を決めてこれを前提とすると、ホッピング回数(高さ)によらず総 ΔV 量が決まる。すると、その範囲は ΔV 量に依存せず対象に接近する軌道を選べることとなり、相対測位精度の良い軌道を設定できるのである。

この性質から、ホッピングは、対象の相対位置・姿勢(回転の状態)推定に向いており、対象の赤外光や可視光反射を識別できる時間帯と整合させてホッピング総距離を決めてよいことが分かる。

図 9 にこの関係を解析的に示す。フェーズ 2 以降

は、対象を測角航法から、物体として識別した航法に移行できるようにする領域である。ホッピングの初期に V-bar から高く跳ねて対象を大きな仰角(絶対値)で観測する軌道にすると測角測距精度が上がる。

この結果は次式により解析した。

$$\delta = dh / \tan\phi - h d\phi / \sin^2\phi$$

$\delta$  : 相対測距精度

$dh$  : 相対高度推定精度,  $\phi$  : 対象仰角

$h$  : 相対高度,  $d\phi$  : 測角精度

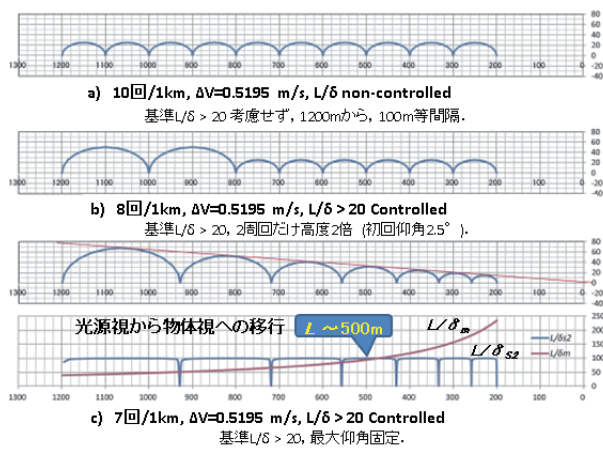


図 9 ホッピングの解析例 (デブリ除去衛星座標)

ホッピング高度が高ければ測角航法と物体視航法を併用した相対距離・姿勢推定が期待できるため、

より航法精度の高い安全な運用になる。

JIANT による感度解析の結果、V-bar 接近開始距離 200m, V-bar 接近終了距離 30m, ホッピング高変化率 0.85 で  $\Delta V$  総量を減らす効果があることが分かっている。V-bar 接近開始距離はパラメータの最大値 400m を越えるように考慮した。

3 節に示した通り、測距精度指標として、品質工学における S/N 比に相当する値として  $L/\delta$  を定義した。

図 9 c) は、画素数計測による物体視航法  $L/\delta_m$  が、重心計測による測角航法  $L/\delta_{s2}$  を相対距離 500m 付近で上回るように軌道計画したものである。

V-bar 上は測角値 = 0 となり、測角航法は使えなくなるので、前もって対象を大きな画素数で識別して相対測位できる点として相対距離 500m を計画した。

これにより目標  $L/\delta$  は、軌道計画に含めることが可能となる。つまり、接近軌道の測距精度の概要を計画することが可能となる。

### 6.3 地上運用が軌道計画に与える影響

図 10 にフェーズ 3 について、図 11 にフェーズ 2 と 3 の通算について、地上軌跡のシミュレーション結果の例を示した。

図 11 から、フェーズ 2 と 3 は通算で確認する必要があることが分かる。表 4 に、表 3 の  $\Delta V$  量と運用時間  $T$  について軌道制御の内訳を示した。

重要イベントである捕獲開始は、地上判断により運用したいとする要求が、運用時間に影響することを SVA のシミュレーション結果が示していた。

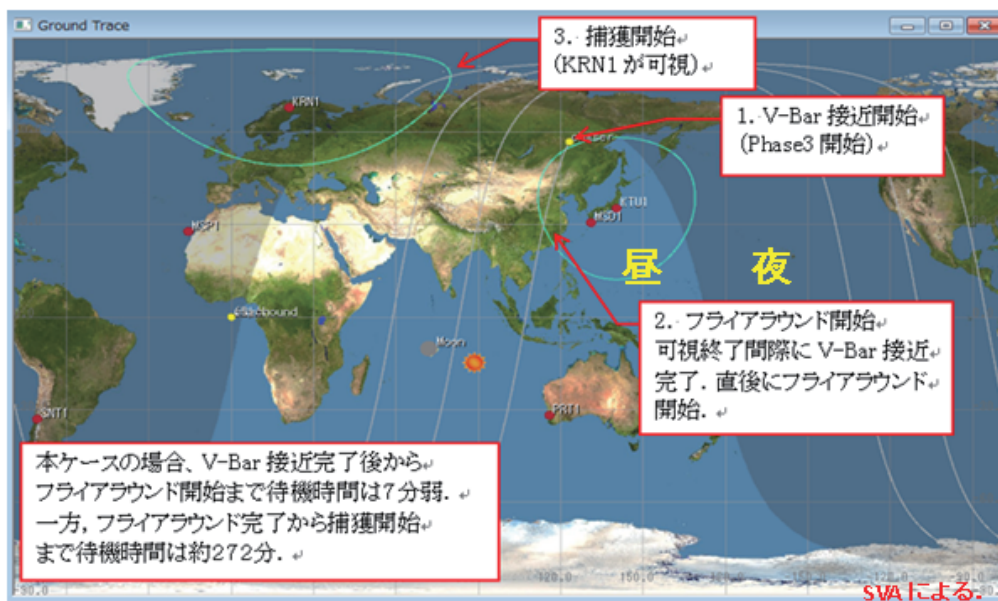


図 10 フェーズ 3 の軌道制御シーケンス

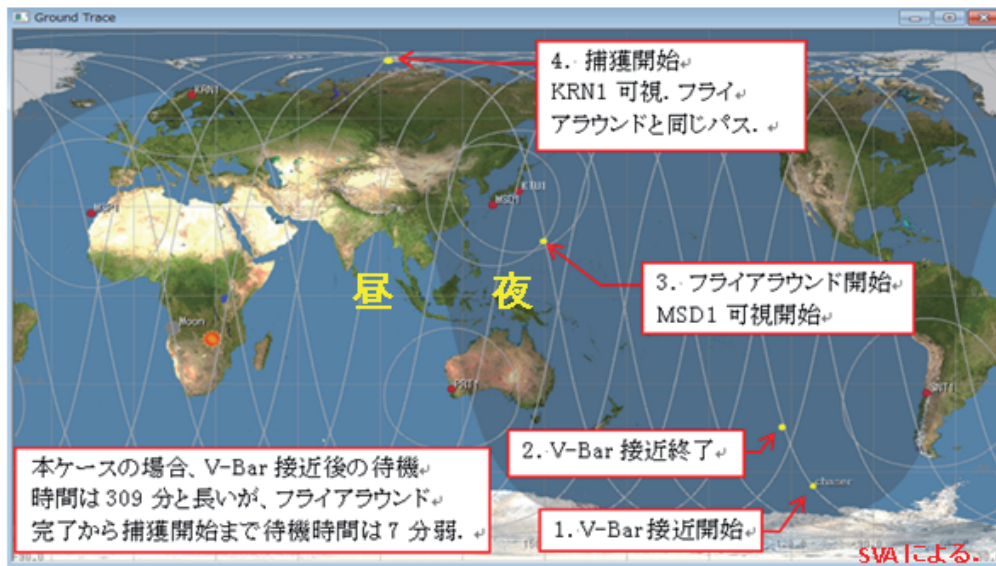


図 11 フェーズ 2+3 の軌道制御シーケンス

表 4 各軌道制御での  $\Delta V$  量と運用時間  $T$

軌道制御種別	$\Delta V$ [m/s]		運用時間 $T$ [分]	
	フェーズ <sup>2+3</sup>	フェーズ <sup>3</sup>	フェーズ <sup>2+3</sup>	フェーズ <sup>3</sup>
ホッピング	0.376	0.000	829	N/A
V-bar接近	1.037	1.094	5	7
FA待機 (V-bar上)	0.442	0.325	309	0
フライア라운드 (FA)	0.418	0.748	5	5
捕獲待機	0.069	1.478	12	273
捕獲	0.438	0.438	2	3
合計	2.780	4.084	1162	288

V-bar上待機で時間調整し、捕獲待機を短くすると  $\Delta V$  量は減った (解集合B).  
ホッピング開始距離とV-bar接近距離は調整要.

#### 6.4 軌道計画の評価 (フェーズの区切り)

図 2 に示したシミュレーション実施前後におけるフェーズ区切りの見方の変化について説明する。

フェーズを予め区切るという判断も、検証対象となるということである。

当初フェーズ 2 と 3 の区切りはホッピング終了とした。これはフライア라운드開始としていたならば、結果をより早く理解できたかもしれない。

フェーズ 2 は V-bar 接近終了までに変更し、この目的を対象の相対位置・姿勢精度の高精度な推定として、フェーズ 3 の捕獲に必要な観測値を得る軌道計画をすることが適切と考える。

フェーズ 3 はフライア라운드開始からとして、目的は最短時間または最小エネルギー問題と捉える。基本的には、運用者の判断によりフライア라운드

を開始して、問題が無ければ捕獲まで一連の動作を中断せずに行うことが適切と考える。

捕獲開始時点のミッションの安全性を考慮すると、捕獲直前の判断余裕、または再チャレンジの余裕として、待機用  $\Delta V$  を設けると安全である。

つまり、計画は 4.73m/s として、実際は 2.56m/s で捕獲する。  $\Delta V$  の余裕は可視光カメラと照明を使い対象を捕獲する際の待機にも必要と考える。

#### 7. JIANT+SVA 統合ツールの有効性と特長

本統合ツールにより、出力( $\Delta V$  量, 時間)に対する設計パラメータの感度を確認できた。製品と運用のロバスト性を確保した軌道計画案は、ミッションのリスク低減を可能にすることができる。



- ①従来の軌道解析と異なる視点からのアプローチ  
軌道計画に品質工学を応用する技法が得られた。
- ・解集合の分布を散布図や表で示すことで、各パラメータの特徴量を分析・把握できた。(6.1節)  
当初選択したパラメータは想定通り適切かを確認し易くなった。別途、5因子の解析を実施した<sup>1)</sup>。  
パラメータ幅の想定が適切か検討できた。
  - ・各パラメータの感度を確認して、航法精度が良くなる軌道計画を選択することができた。(6.2節)
  - ・最適解の候補を絞り込んだ後に、SVAにより地上軌跡を確認して、重要イベントを運用する設計解の妥当性確認した。(6.3節)
  - ・設計の妥当性確認として、フェーズ分けについての指針が得られた。(6.4節)
- ②問題設定やモデル定義が適切か検証に繋がる情報  
JIANTの利用を通じて確認された有効性としては以下がある。
- ・評価パラメータ(出力)の追加が容易なため、簡易で基本的なモデルから検討を始めて、徐々に詳細化させるアプローチが可能になった。
  - ・パラメータ幅を広く取って、網羅的な検討を行うことで、「要求条件の見落とし」や「暗黙的な経験則による決めつけの有無」を確認する手掛りが得られた。
  - ・解集合の分布と異なる目的の対応が可視化できるので、どの目的がどの様な理由で適切となるのかを比較して検討することができた。
  - ・同時出力される他の結果と比較して、モデル定義の誤りやケース設定の不適切さを抽出できるのでバグ要因の絞込みや条件の見直しが容易である。
  - ・解析結果に実験計画法を適用でき、またその様に結果を収納できる。結果をテキストデータ(CSV形式)で出力できるので表計算ソフトなどによる再利用がし易く、表やグラフなどの作成が容易である。

## 8. まとめ

軌道計画への品質工学の応用可能性を探るために、非協力接近シミュレーションに品質工学手法を適用した。表2に示したシミュレーションのプロセスを以下の通り評価している。

- ・軌道制御量 ( $\Delta V$ )、運用時間 ( $T$ )をリソースとして着目してマクロに評価した。
- ・軌道形状に陽に現れない待機運用の方針についてシミュレーションにより明確にした。そのうえで、リソースに対する感度が低くなる様に、高い測距精度を選択できる軌道(計画)を示した。

- ・フェーズを区切ることにより、ホッピングの様なパーツとなる区分軌道の特長を把握した。
- ・フェーズを結合することにより、リソースの選択について判断を見直した。
- ・予め設定したフェーズの区切り方について判断を見直した。

プロセスに一般性はあるか、軌道計画毎に異なるのは興味深い課題である。

今後は規模を拡大して誘導制御を含めた品質工学を応用することが可能になるものと考えている。

また、他の軌道計画に応用することにより、共通課題を検証することは有効であると思われる。

その結果が、他分野の専門家の知見や経験と整合するか、使用方法も含めたツールの検証分野の課題となる。

## 参考文献

- 1) 角 有司, 池内 正之: 軌道計画立案における品質工学の応用可能性 –初期段階の仕様検討とロバスト設計解の取得–, 第59回宇宙科学技術連合講演会, 2015
- 2) 山元 透, 村上 尚美, 中島 悠, 山中 浩二: 軌道上デブリへの接近ストラテジ, 第57回宇宙科学技術連合講演会, 2013
- 3) 池内 正之, 角 有司: 軌道計画立案における品質工学の応用可能性 –非協力接近軌道計画における品質工学手法の導入と評価–, 第59回宇宙科学技術連合講演会, 2015
- 4) 井上 浩一, 平子 敬一, 河本 聡美, 大川 恭志, 鷲谷 正史, 壹岐 賢太郎, 導電性テザー実証実験計画, 第57回宇宙科学技術連合講演会, 2013
- 5) 加藤 貴昭, 田中 啓太, 池内 正之, 桑尾 文博, 山元 透, 中島 悠, 村上 尚美, 非協力ターゲットへの誘導制御シミュレーション, 第58回宇宙科学技術連合講演会, 2014
- 6) Space Visualization and Analysis tool, Spheresoft, <http://www.spheresoft.jp/index.html>, (Accessed 2015-7-30)