

# 電気推進を用いたSOLAR-C軌道計画問題の多目的設計探査

大山聖<sup>†</sup>, 川勝康弘<sup>††</sup>, 萩原和子<sup>‡</sup>

JAXA宇宙科学研究所<sup>†</sup>, JAXA宇宙科学研究所<sup>††</sup>, 三菱スペース・ソフトウェア株式会社<sup>‡</sup>

## 1. はじめに

日本の太陽物理分野の研究者を中心に、2018年の打ち上げを目標とした太陽観測ミッションSolar-Cの検討が始まっている[1]。現在、Solar-C検討チーム内では2つのミッション候補の検討が行われており、そのうちのひとつであるPlan Aでは、太陽極域を観測し、太陽の極域の特性や太陽の内部磁場構造などを明らかにすることをミッション目標としている。

Plan Aを実現するためには太陽の高緯度方向から観測する必要があり、太陽観測機の軌道面と黄道面のなす軌道傾斜角を少なくとも40度まであげる必要があると考えられている (Figs. 1 and 2)。

しかしながら、このような軌道に宇宙機をのせるのは簡単ではないため (必要な増速量は20km/s以上)、いくつかの軌道計画が提案され比較検討が行われている[2][3][4]。そのなかの1つとしてSolar Electric Propulsion (SEP) オプションがある[4]。SEPオプションでは太陽電池により発生される電力で駆動されるイオンエンジンと地球スイングバイを利用して増速量を得る。これは小惑星探査機はやぶさでも採用された航法であり、SEPオプションはこの航法を用いて高軌道傾斜角軌道を達成しようというものである。Fig.3に示す現在検討されている軌道 (ここではノミナル設計と呼ぶ) にあるように、太陽との距離を1 AU程度に保ったまま、複数回太陽の周りを周回することで軌道傾斜角を大きくしていく。

現在、このSEPオプションの軌道は終端質量を最大化するように (つまり消費燃料を最小化するように)、逐次2次計画法を用いて、イオンエンジンの推力プロファイルを最適化して求めている。しかしながら、地球打ち上げ時の打ち上げ角、地球スイングバイ時の軌道角などは軌道設計の専門家が経験と理論に基づいて試行錯誤的に決めており十分に最適化されているとは言い難い。また、イオンエンジンの最大推力や比推力

などの宇宙機の設計パラメータについても最適化はなされていない。さらに、終端速度の最大化や太陽との最小距離の最大化という観点からも最適化されるべきであるが、このような複数の設計目的の間の関係についても十分な検討がなされていないのが現状である。

これらのことから、我々はSolar-C計画のPlan A, SEPオプションについて、多目的設計探査[5]を行い、複数の目的関数間の関係やそれぞれの目的関数に対する各設計変数の感度、非劣解の存在する領域などの軌道設計に関する知見をえること、これまでは行われてこなかった軌道と機体の同時設計を可能にすること、を目的として研究を進めている。

文献[6,7]のなかで著者らは本稿では、Solar-C計画のPlan A, SEPオプションの第1周回目 (打ち上げから1回目の地球スイングバイまで) の軌道と機体の同時設計最適化問題について多目的設計探査を行い、軌道設計への多目的設計探査の有効性を実証するとともに、軌道機体同時設計の可能性も示した。

本稿ではSolar-C計画のPlan A, SEPオプションの第5周回目 (4回目の地球スイングバイから5回目の地球スイングバイまで) の軌道と機体の同時設計最適化問題について多目的設計探査を行い、軌道傾斜角が低い第1周回目の軌道設計と軌道傾斜角が大きい第5周回の軌道設計がどのような特性の違いを持っているかを考察する。

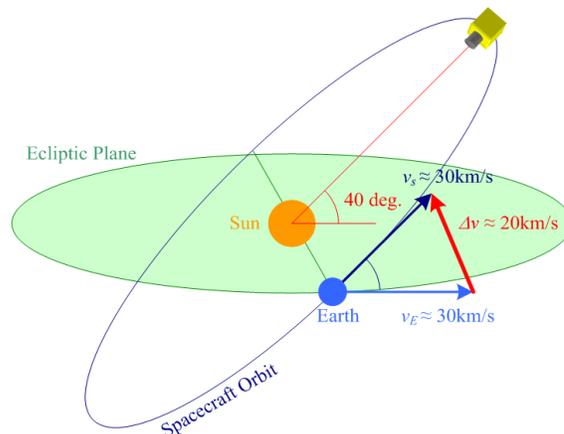


Fig.1 Plan Aが目指す軌道

<sup>†</sup> Akira Oyama(oyama@flab.isas.jaxa.jp)

<sup>††</sup> Yasuhiro Kawakatsu(kawakatsu.yasuhiro@jaxa.jp)

<sup>‡</sup> Kazuko Hagiwara (Hagiwara.Kazuko@mss.co.jp)

## 2. 設計最適化問題の定式化

本稿では第5周回目（4回目の地球スイングバイから5回目の地球スイングバイまで）の軌道の設計最適化を行う。打ち上げ条件（初期質量や打ち上げ日等）は現在考えられているノミナル軌道と同じとする（表1）。

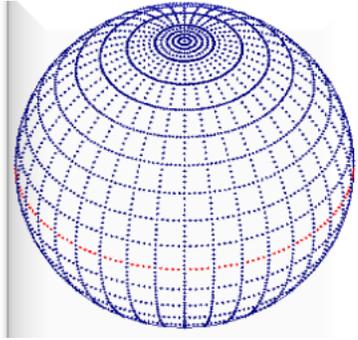


Fig.2 北緯40度方向からみた太陽

Table 1 : launch condition

Launcher	H2A with a solid motor upper stage
Initial mass	1,200 (kg)
Launch date	2017.6.7
Initial relative velocity magnitude	7.7 (km/s)

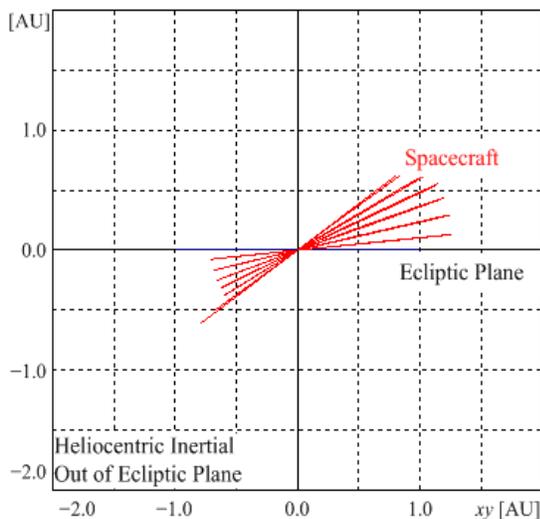
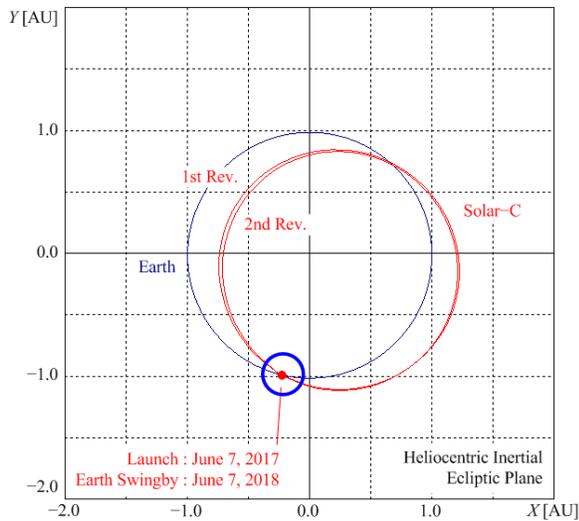


Fig.3 現在検討されているノミナル軌道（この図では太陽の位置を原点をとっている。青が地球の軌道，赤が太陽観測衛星の軌道。）

ここで設計目的は

- ① 終端（ここでは5回目の地球スイングバイ時）での機体質量の最大化
- ② 終端での対地球相対速度の最大化
- ③ 最小動径半径（太陽との距離の最小値）の最大化の3つである。1つめの目的は終端に到達するまでの消費燃料を最小化することに等価である。2つめの目的は軌道傾斜角の最大化に対応している（地球スイングバイにより、相対速度を軌道面外方向に向けることを前提とすれば、対地球相対速度と軌道傾斜角は比例の関係にあるため）。3つめの目的は最小動径半径が大きくなると熱対策のための機器重量を減らすことができるため最大化する。最小動径半径の最大化は従来軌道設計時には検討されてこなかった宇宙機の設計に関する指標である。

制約条件は

- ・離心率が0.3を越えないこと
  - ・イオンエンジンの最大推力 $x$ 比推力=一定値（ノミナル設計と同値）
- の2つである。イオンエンジンに関する制約条件はSAPの体積・重量が変わらないことを近似的に表現している。

設計変数は、始点（4回目の地球スイングバイ終了後）の方位角(Azimuth angle)  $Az$ , 仰角(Elevation angle)  $El$ , 終端での対地球相対速度  $V$ , イオンエンジンの比推力  $Isp$ の4つとイオンエンジンの推力制御プロファイルである。イオンエンジンの推力制御プロファイルはFig.4に示すように1周回の軌道を13区間に分割し、始点・終点および12個の区分点で定義される3方向( $a_{r,i}$ ,  $a_{f,i}$ ,  $a_{j,i}$ )の加速度として設計パラメータ化する。よって設計変数は46個 ( $4+3 \times 14$ ) となる。ここで終端での

対地球相対速度Vは設計変数の1つであり、かつ、目的関数の1つでもあることに留意されたい。

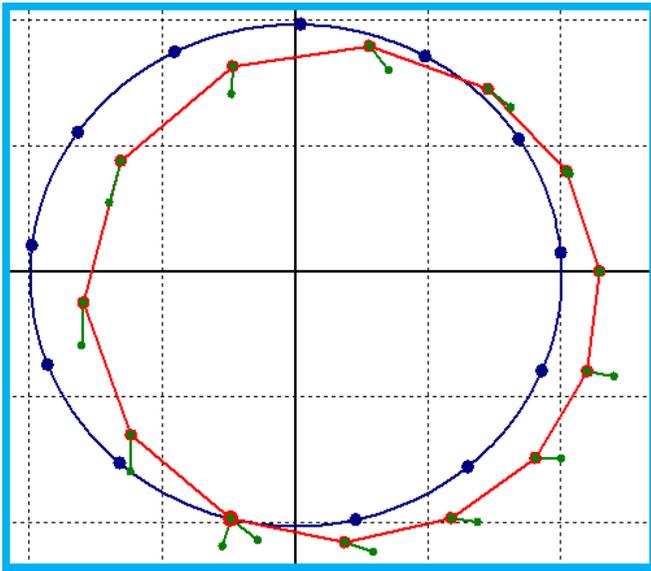


Fig.4 イオンエンジン推力制御プロファイルの設計パラメータ化

始点での方位角、仰角、終端での対地球相対速度、および比推力の探索範囲はノミナル設計の設計値を基準として表2のように定義する。

Table 2 : Design space

Design variable	Lower Limit	Nominal design	Upper limit
Az [deg.]	-141.386	-121.386	-101.386
El [deg.]	37.978	57.978	77.978
V [km/s]	18.000	19.000	20.000
Isp [s]	2400	3000	3600

### 3. 計算手法

第1節で述べたように、逐次二次計画法を利用したイオンエンジン推力制御プロファイルの最適化プログラムが研究開始時にすでに存在していた。そのため、イオンエンジン推力制御プロファイルの最適化にはこのプログラムをそのまま利用することとし、従来は試行錯誤的に決定されていた地球出発時や地球スイングバイ時の方位角、仰角、対地球相対速度、およびイオンエンジンの比推力を多目的進化計算を用いて最適化する。

多目的最適化のフローチャートをFig.5に示す。はじめに多目的進化計算モジュールが設計候補の4つの設計変数値(Az, El, V, Isp)を推力制御プロファイル最適化モジュールに渡す。その設計変数値を元に、推力制御プロファイル最適化モジュールが終端質量を最大にする推力制御プロファイルを決定し(最適化には逐次二次計画法を用いる)、得られた最適解の3つの目的関数値(終端質量、終端速度、最小軌径半径)を多目的進化計算モジュールに引き渡す。多目的進化計算モジュールがこれらの目的関数値をもとに、新しい設計候補を作成し、それらの設計変数値を推力制御プロファイル最適化モジュールに渡す。これを指定された世代数繰り返す。

多目的進化計算にはNSGA-II[8]を用いる。NSGA-IIはOpen sourceの多目的進化計算ソフトウェアであり、さまざまな最適化問題でその有効性が実証されたスタンダードな多目的進化計算ソフトウェアの1つである。ここでは4つの島からなる島モデルを採用し、それぞれの島の集団サイズは32とする。ただし、第1世代では推力制御プロファイル最適化モジュールの計算において実行可能解が存在せず目的関数値が得られない解が多かった(全体の8割以上)ため、第1世代のみそれぞれの島の集団サイズを160としている。島の間での固体の移住**走査操作**は行っていない。40世代目まで計算を行い、合計5760個の設計候補を評価した。計算時間はCore i7のコンピュータで2週間程度である。なお、集団サイズおよび世代数以外のNSGA-IIの入力パラメータはデフォルト値のままである。

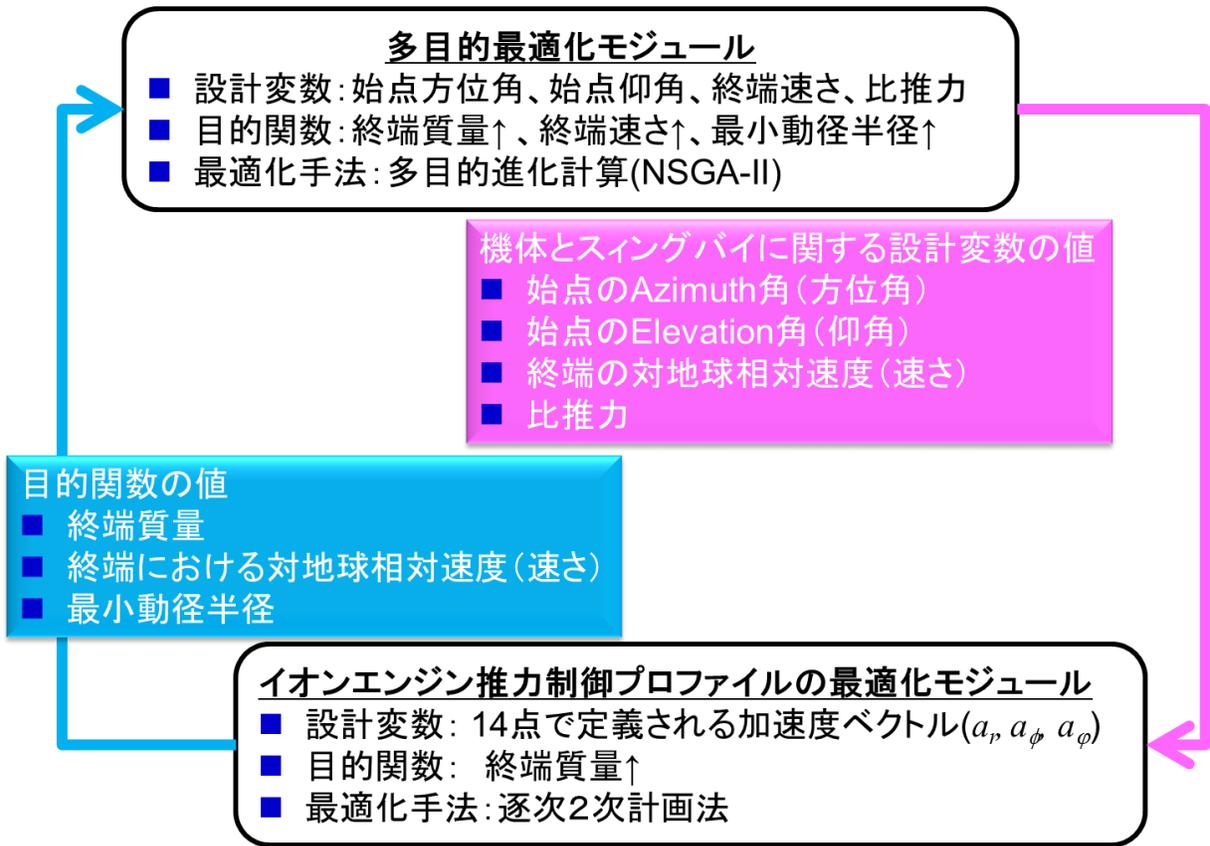


Fig.5 軌道の多目的最適化プログラムの流れ

#### 4. 多目的最適化の結果

合計 5 7 6 0 個の設計候補を評価し、目的関数値を得る事ができた設計は 3 2 1 5 個である。これらの解集合について最適化計算終了後に改めてパレートランキングを行い、6 3 9 個の非劣解を得た。これらの非劣解の目的関数空間での分布をFig.6に示す。横軸が終端速度（最大化）、縦軸が終端質量（最大化）であり、最小動径半径（最大化）の値に応じてプロットに着色している。Fig.7に文献[6,7]で示した第1周回の軌道最適化により得られた非劣解の分布を示すが、第5周回軌道最適化問題でも第1周回軌道最適化問題と同様に、3つの目的関数の間に明確なトレードオフがあることが確認される。

また、非劣解の分布範囲をみてみると終端速度と終端質量の取り得る範囲の大きさは1周回目の軌道最適化と5周回目の軌道最適化で大きな違いはないが、最

小動径半径については5周回目のほうが1周回目よりも2倍近く取り得る範囲が大きく自由度が高いということがわかる。このことから、5周回目あるいは4周回目から離心率を大きく取ることによって早期に観測を開始するという選択もあると考えられる。

それぞれのプロットには比較のためノミナル設計の値もプロットしてある（ノミナル設計も最小動径半径の値に応じて着色している）が、5周回軌道の最適化でも第1周回軌道の最適化と同様にノミナル設計（終端質量796.8kg、終端速度19.0km/s、最小動径半径0.72AU）よりも3つの目的関数値がすべて優れている解が多数含まれ、たとえばノミナル設計の終端速度および最小動径半径を保持したまま終端質量を約10kgも増加できる解を含んでいる。このことから、軌道傾斜角が高い軌道の設計最適化においても多目的設計探索が有効であることが示された。

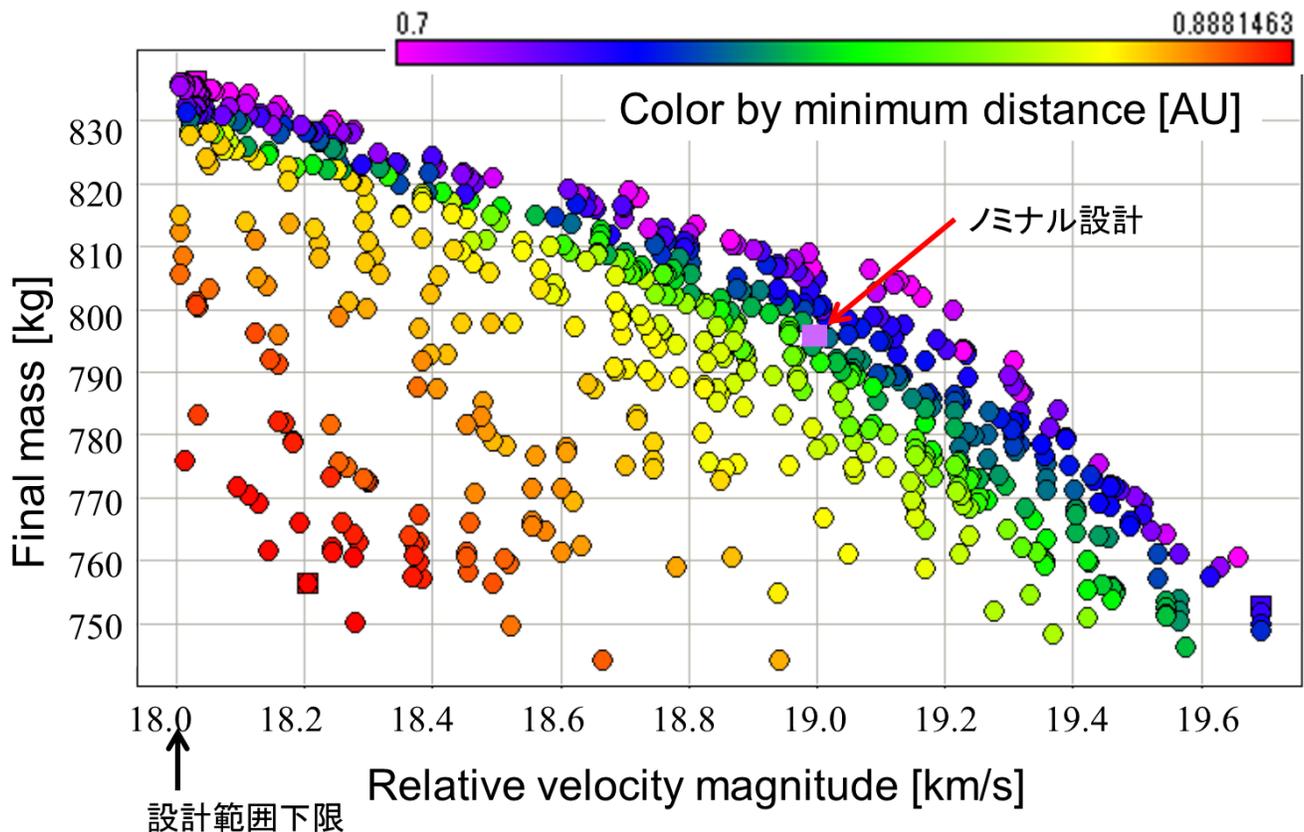


Fig.6目的関数空間における得られた非劣解の分布（5周回目）

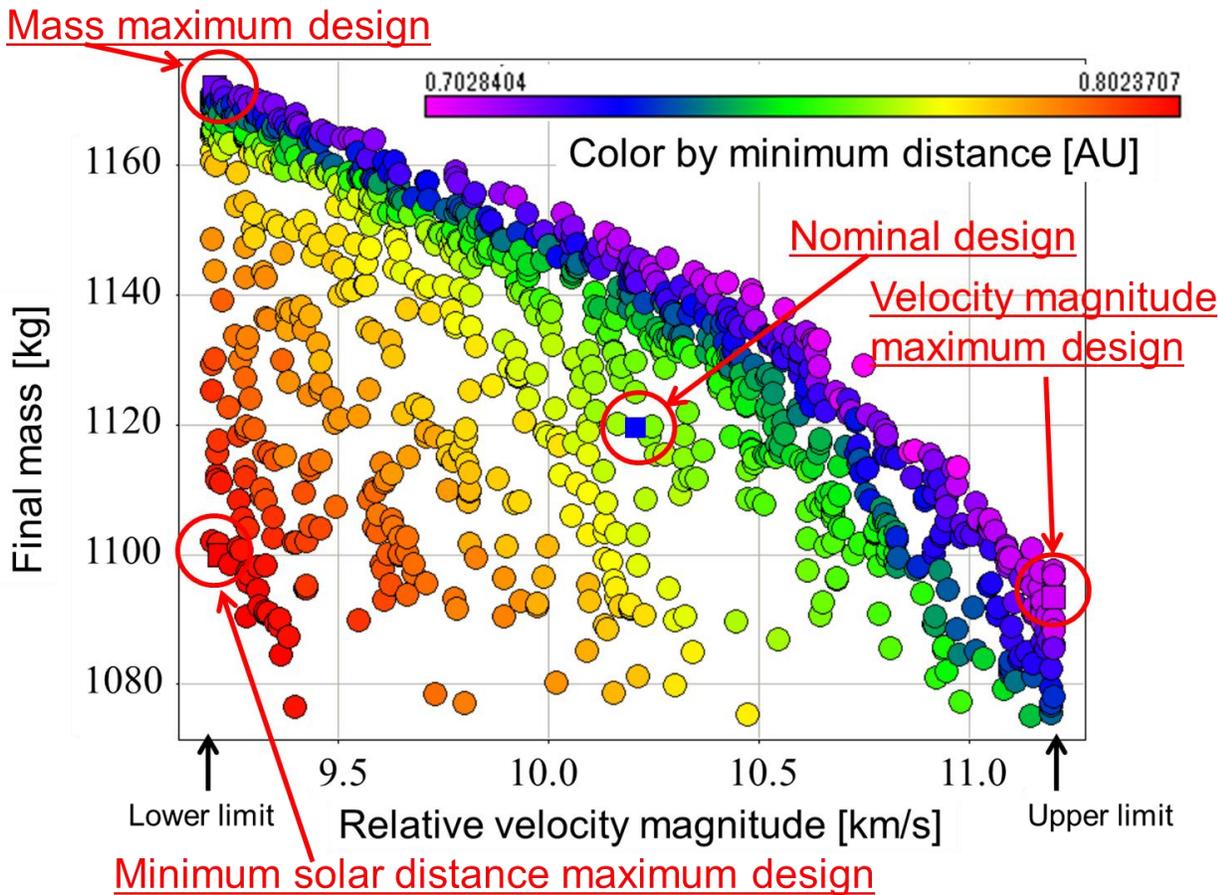


Fig.7 目的関数空間における得られた非劣解の分布 (1周回目)

## 5. 非劣解データからの知識抽出

つぎに、5周回目の軌道の多目的最適化により得られた非劣解データから散布図行列を用いて設計最適化に関する知識の獲得を試みる。Fig.8に示す散布図行列の上三角行列には非劣解(赤)と劣解(青)の目的関数および設計変数の分布を示す。下三角行列には対応する相関係数が示されている。ここで相関係数は1に近いほど正の線形な相関があり、-1に近いほど負の線形な相関あることを示す。目的関数3と設計変数4は両方とも終端速度であるため、完全な正の相関を示している。

この図から、仰角(Elevation angle)と最小動径半径(図ではdistanceと記す)の間には強い正の相関(D), 方位角(Azimuth angle)と最小動径半径の間には強い負の相関(C)があることが見て取れる。逆に、仰角の存在範囲は

終端速度に対してそれほど強い相関がないこと(F)もわかる。仰角と方位角の関係をみると(E), この2つは強い相関を持ち、ある限られた領域にのみ実行可能解や非劣解が存在する~~する~~ことがわかる。また、目的関数間のトレードオフ面にはキンク(勾配が不連続に変化する点)が存在することから、非劣解は同じ特徴を持ついくつかの解グループに分類されることが示唆される(たとえばA)。

Fig.9は第1周回軌道の最適化により得られた非劣解データの散布図行列を示す。この2つの図を比較すると1周回目軌道(低傾斜角軌道)の最適化問題に比べ5周回目軌道(高傾斜角軌道)の最適化問題は、方位角と距離の間に非常に強い相関が現れること、方位角と仰角の関係の特性がかわってくること、などが見て取れる。

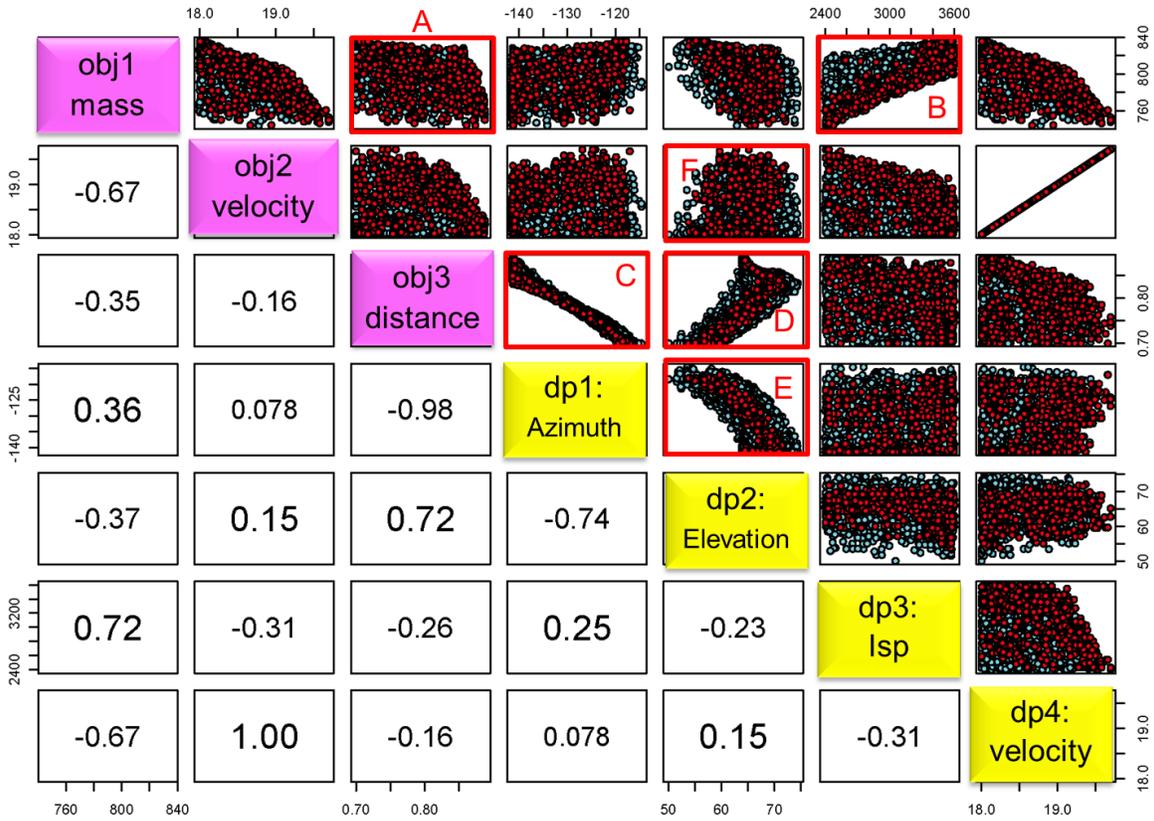


Fig.8 5周回目の非劣解（赤）と劣解（青）の分布（上三角行列）と対応する相関係数（下三角行列）

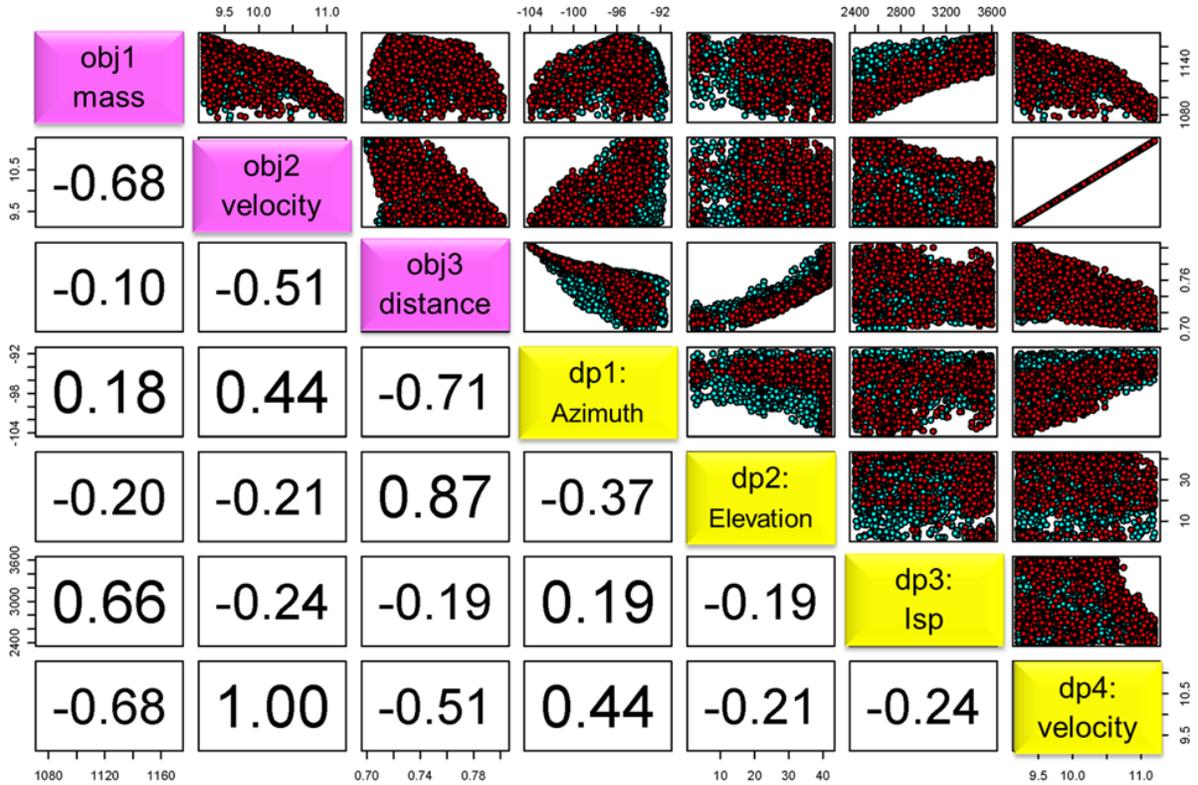


Fig. 9 1周回目の非劣解（赤）と劣解（青）の分布（上三角行列）と対応する相関係数（下三角行列）

## 6. おわりに

次世代太陽観測衛星ミッションSolar-C計画のPlan A, SEPオプションの第5周回目の軌道設計問題に多目的設計探査を適用し, 高傾斜角軌道の多目的設計問題の理解に多目的設計探査手法が有効であることを示すとともに, 第1周回軌道(低傾斜角軌道)の最適化問題と第5周回軌道(高傾斜角軌道)の最適化問題のもつ特性の違いについて議論した.

現在は, 多目的設計探査を用いて, 地球出発から第5周回までの軌道と機体の同時設計最適化問題に取り組んでいる. まだ, 結果が出始めた段階であるが, これまで知られていなかった軌道設計に関する有益な知見を導き出しつつある. また, 本格的な軌道・機体の同時設計にも今後取り組んでいきたいと考えている.

### 参考文献

- [1] 原弘久, 次期太陽観測衛星SOLAR-C計画, 第10回宇宙科学シンポジウム, S2-19, 2010年
- [2] Kawaguchi, J., Kawakatsu, Y., Morimoto, M., et al., On Ballistic Acquisition of Short Period Out-of-ecliptic Trajectories, *Advances in the Astronautical Sciences*, Vol. 135, pp. 577-588, 2009
- [3] Kawaguchi, J., SOLAR-C Ballistic Solar Polar Flight Option - Part-II via Venus Multiple Swingby -, *Proceedings of the 31st Workshop on Solar Science*, 2009
- [4] Kawakatsu, Y., Kuninaka, H. and Nishiyama K., Trajectory to the Orbit Largely Inclined with the Ecliptic Plane by way of Electric Propulsion Delta-v Earth Gravity Assist, *Advances in the Astronautical Sciences*, Vol. 134, pp. 801-812, 2009
- [5] 大林茂, 多目的最適化とデータマイニング, *日本機械学会誌*, 109巻, 1050号, 2006年
- [6] Akira Oyama, Yasuhiro Kawakatsu, Kazuko Hagiwara, "Application of Multiobjective Design Exploration to Solar-C Orbit Design," *The 20th JAXA Workshop on Astrodynamics and Flight mechanics*, Kanagawa, Sagami-hara, July 26-27, 2010.
- [7] 大山聖, 川勝康弘, 萩原和子, 次期太陽観測衛星軌道の多目的設計探査の試み, 第4回進化計算シンポジウム, 福岡, 2010.
- [8] <http://www.iitk.ac.in/kangal/codes.shtml>