

次期太陽観測衛星軌道の多目的設計探査の試み

大山聖[†], 川勝康弘^{††}, 萩原和子[‡]

JAXA宇宙科学研究所[†], JAXA宇宙科学研究所^{††}, 三菱スペース・ソフトウェア株式会社[‡]

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、そのうちの一つである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。

本稿では、軌道設計への多目的設計探査の有効性を実証し、軌道機体同時設計の可能性を示すため、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う。

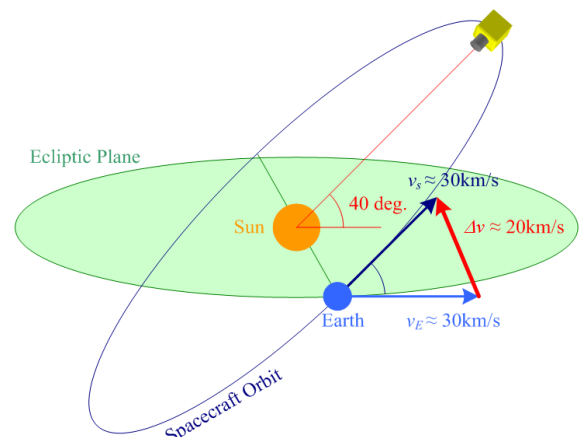


Fig.1 Plan Aが目指す軌道

Application of Multiobjective Design Exploration to Trajectory Design of the Next-Generation Solar Physics Satellite

[†] Akira Oyama(oyama@flab.isas.jaxa.jp)

^{††} Yasuhiro Kawakatsu(kawakatsu.yasuhiro@jaxa.jp)

[‡] Kazuko Hagiwara (Hagiwara.Kazuko@mss.co.jp)

Institute of Space and Astronautical Science, JAXA ([†])

Institute of Space and Astronautical Science, JAXA (^{††})

Mitsubishi Space Software Co., LTD.([‡])

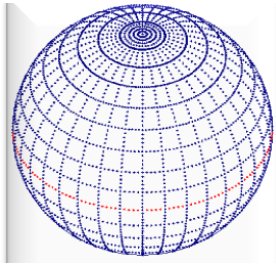


Fig.2 北緯40度方向からみた太陽

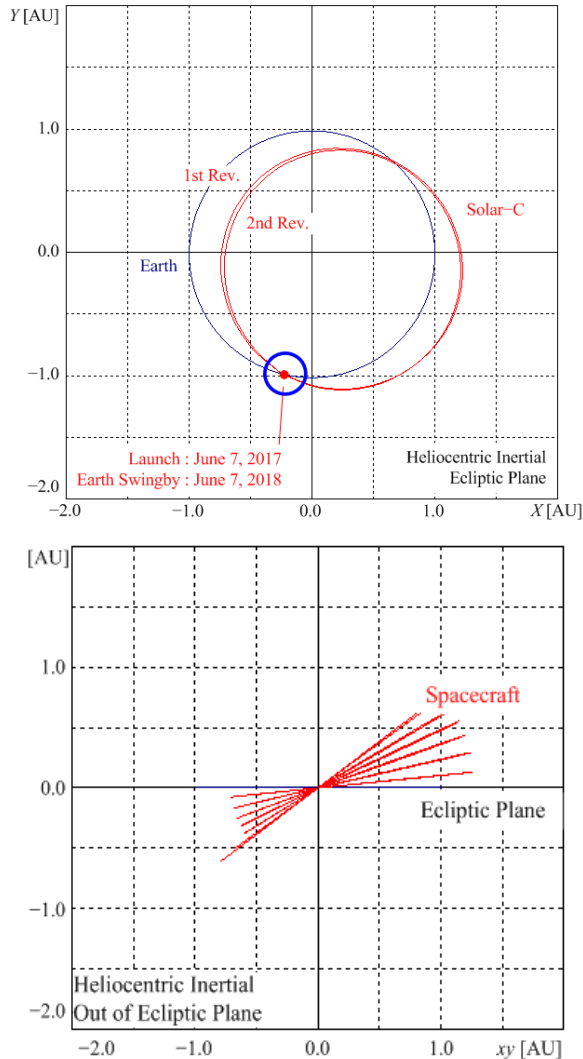


Fig.3 現在検討されているノミナル軌道（この図では太陽の位置を原点にとっている．青が地球の軌道，赤が太陽観測衛星の軌道．）

2. 設計最適化問題の定式化

本稿では第1周回目（打ち上げから1回目の地球スイングバイまで）の軌道の設計最適化を行う．設計目的は

- (1) 終端（ここでは1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的设计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．

設計変数は、地球出発時の対地球相対速度の方位角 (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．

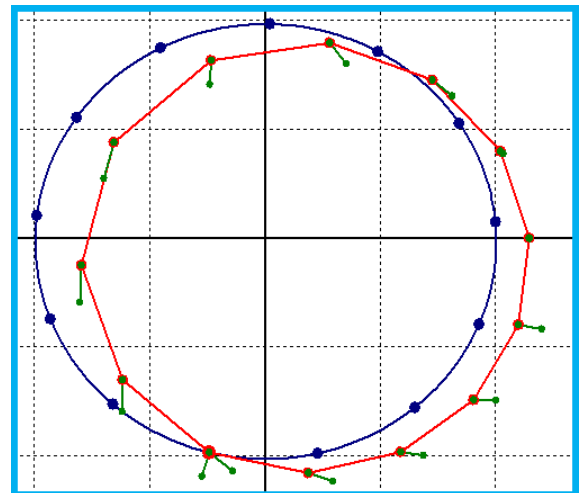


Fig.4 イオンエンジン推力制御プロファイルの設計パラメータ化

地球出発時の方位角, 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 1 のように定義する.

Table 1 : Design space

Design variable	Lower Limit	Nominal design	Upper limit
Az [deg.]	-118.12	98.12	-78.12
El [deg.]	1.80	21.80	41.80
V [km/s]	9.2	10.2	11.2
Isp [s]	2400	3000	3600

打ち上げ日, 機体初期重量, 初期速度等その他の設定パラメータはノミナル設計と同じとする.

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の方位角, 仰角, 1 回目の地球スイングバイ時の対地球相対速度, 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, 最小動径半径)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[6]を用いる. 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 3 2 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(全体の約 9 割)ため, 第 1 世代のみそれぞれの島の集団サイズを 1 6 0 としている. 5 世代毎にそれぞれの島にある 8 つの解(人口サイズの 4 分の 1)を無作為に抽出し, 隣の島に移住させる. 4 0 世代目まで計算を行い, 合計 5 7 6 0 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.

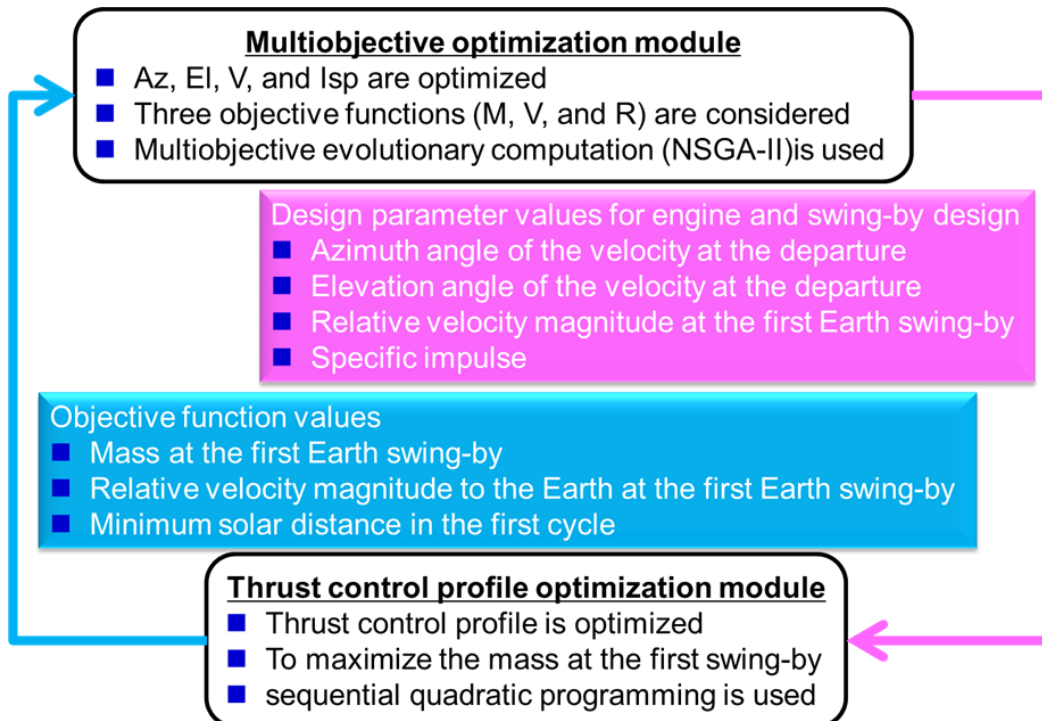


Fig.5 軌道の多目的最適化プログラムの流れ

4. 多目的最適化の結果

合計 5760 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 3785 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、985 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。比較のため、ノミナル設計（終端質量 1119.5kg、終端速度 10.2km/s、最小動径半径 0.73AU）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）。Fig.6 から 3 つの目的関数の間には明確なトレードオフがあることが確認される。また、これらの解にはノミナル設計よりも 3 つの目的関数値がすべて優れている解が 83 個含まれ、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 20 kg も増加できる解を含んでいる。これらの解のうち、それぞれの目的関数を最大にする非劣解の軌道、推力プロファイル、および各種データを Fig.7 に示す。

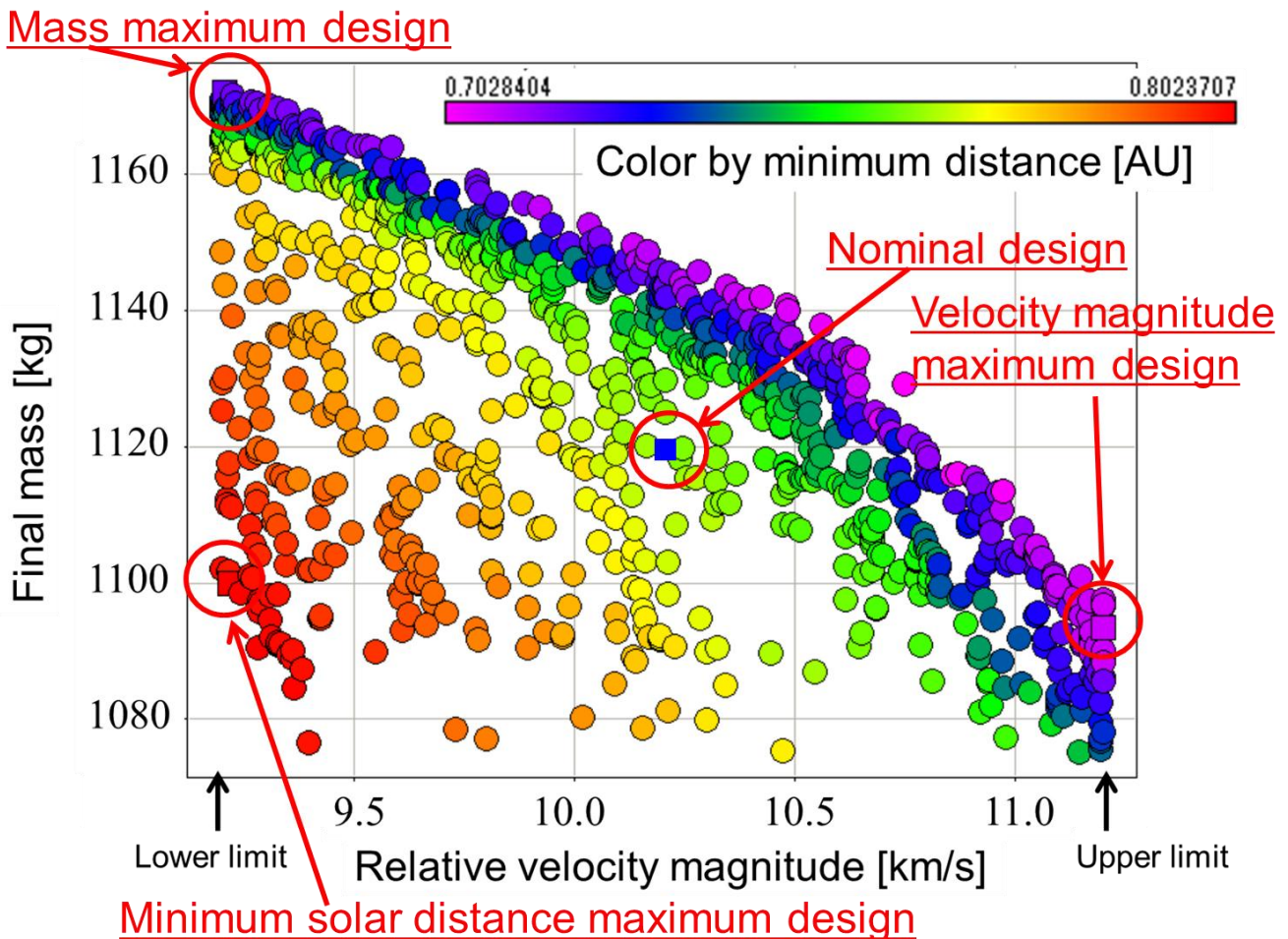


Fig.6 得られた非劣解の分布（目的関数空間）

5. 非劣解データからの知識抽出

つぎに、散布図行列を用いて得られた非劣解からの設計知識抽出を試みる。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、方位角(Azimuth angle)と最小動径半径の間には強い負の相関があることが見て取れる。また、仰角の存在範囲は終端速度に対して強い相関がないこと、高い仰角をとらずにほぼゼロ度の仰角で非劣解になる航法があること、など、これまで知られていなかった軌道設計に関する重要な知見がこの解析から得られた。

Fig.9は非劣解のみをプロットした散布図行列である。ここで、赤い点は低仰角の軌道、緑の点は低方位角高仰角軌道、青の点は高比推力軌道、紫の点は低比推力軌道を表す。この図から、低仰角の設計（赤い点）は高いAzimuth角をもつこと、高い終端質量をもつ一方で最小動径半径が低くなってしまふことなどがわかる。また、低方位角高仰角軌道（緑の点）は最小動径半径を最大化する軌道であり、終端質量最大化と最小動径半径最大化の間のパレート面にみられるキंक（曲率の不連続点）はこの解グループと他のグループの境界にあたること、終端速度を最大にする設計は低比推力（つまり高最大推力）の機体により得られていること、などが読み取れる。

これら多目的設計探査により得られた知見は、すでに知られていた知見と矛盾せず、また、これまで知られていなかった重要な知見も含まれており、多目的設計探査が宇宙機の軌道設計に有効であることが示された。

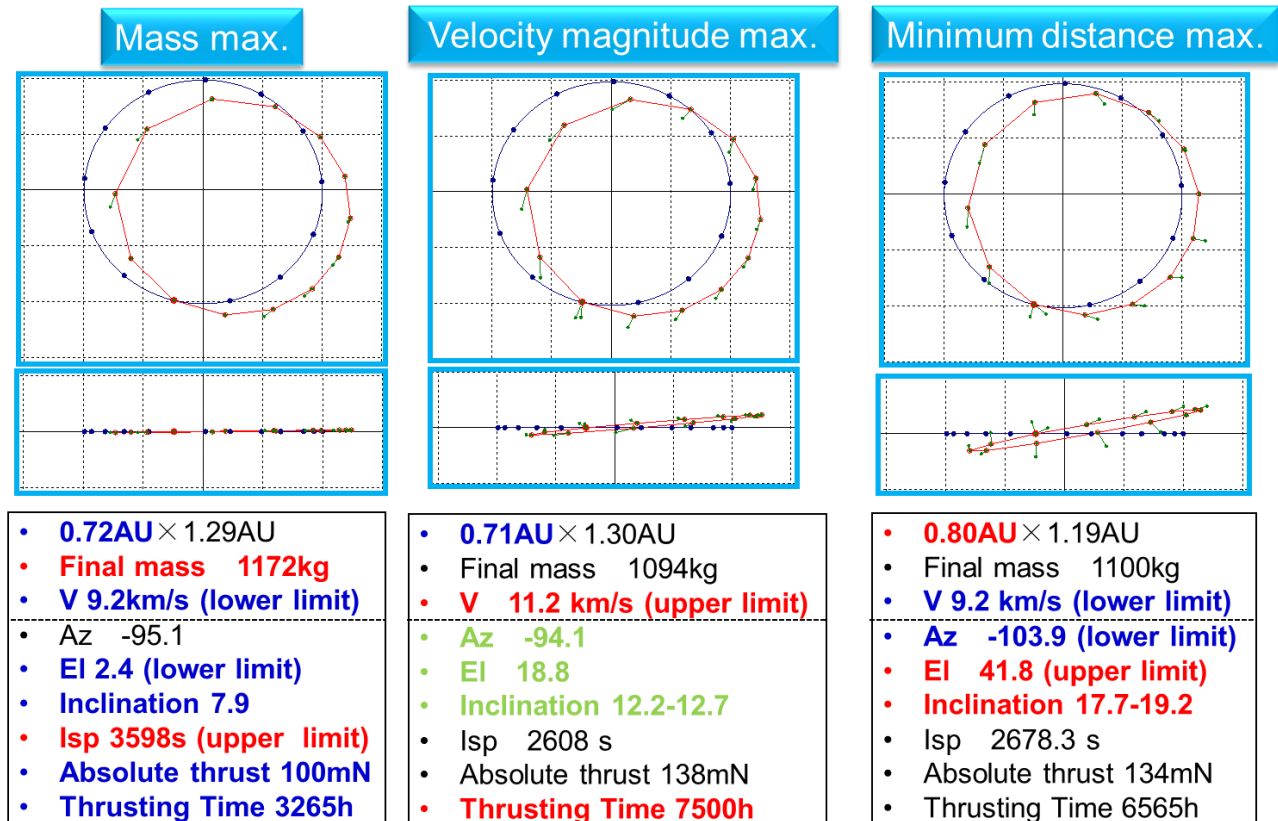


Fig.7 それぞれの目的関数を最大にする非劣解の軌道、推力プロファイル、および各種データ

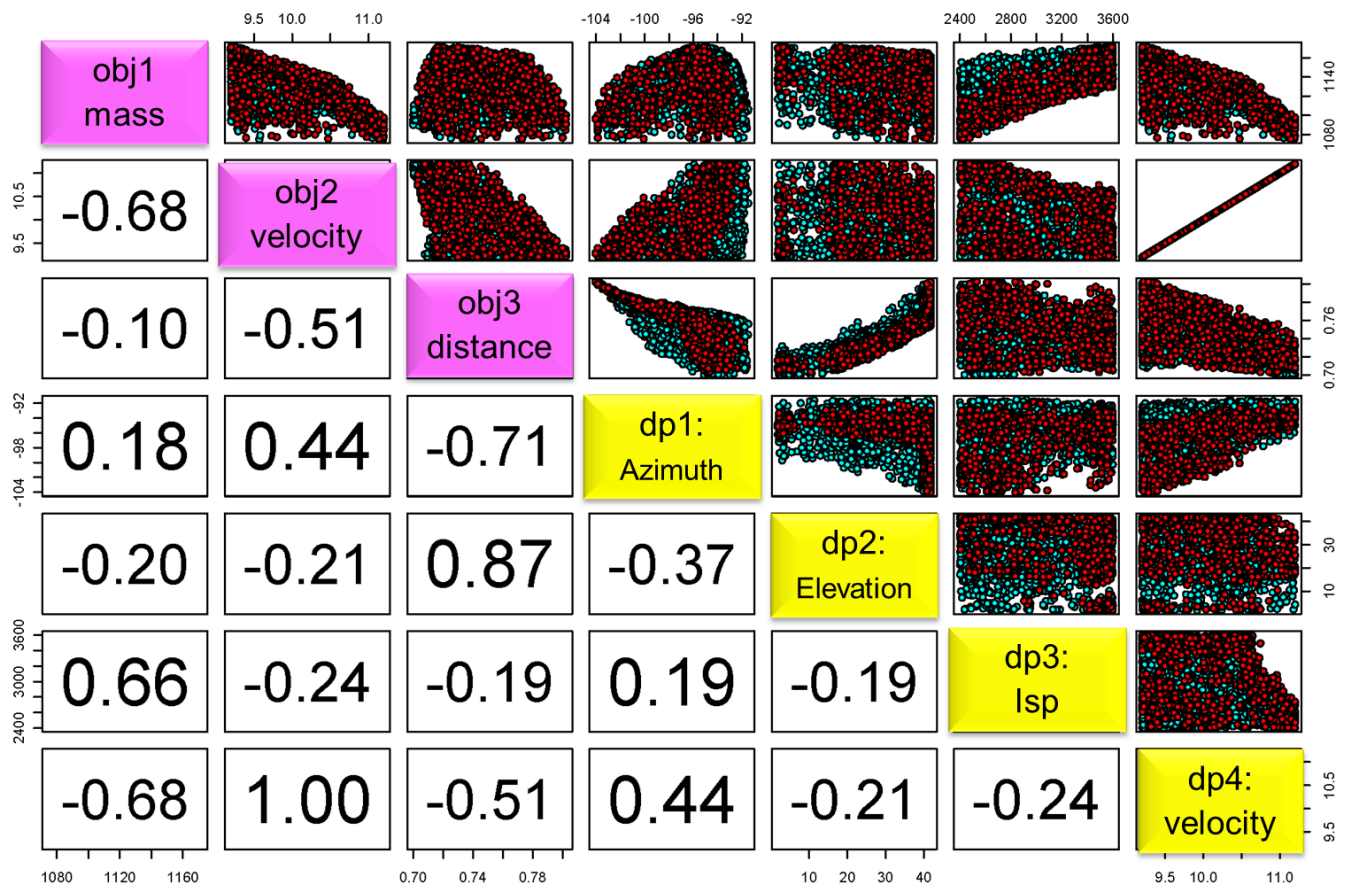


Fig.8 非劣解（赤）と劣解（青）の分布（上三角行列）と対応する相関係数（下三角行列）

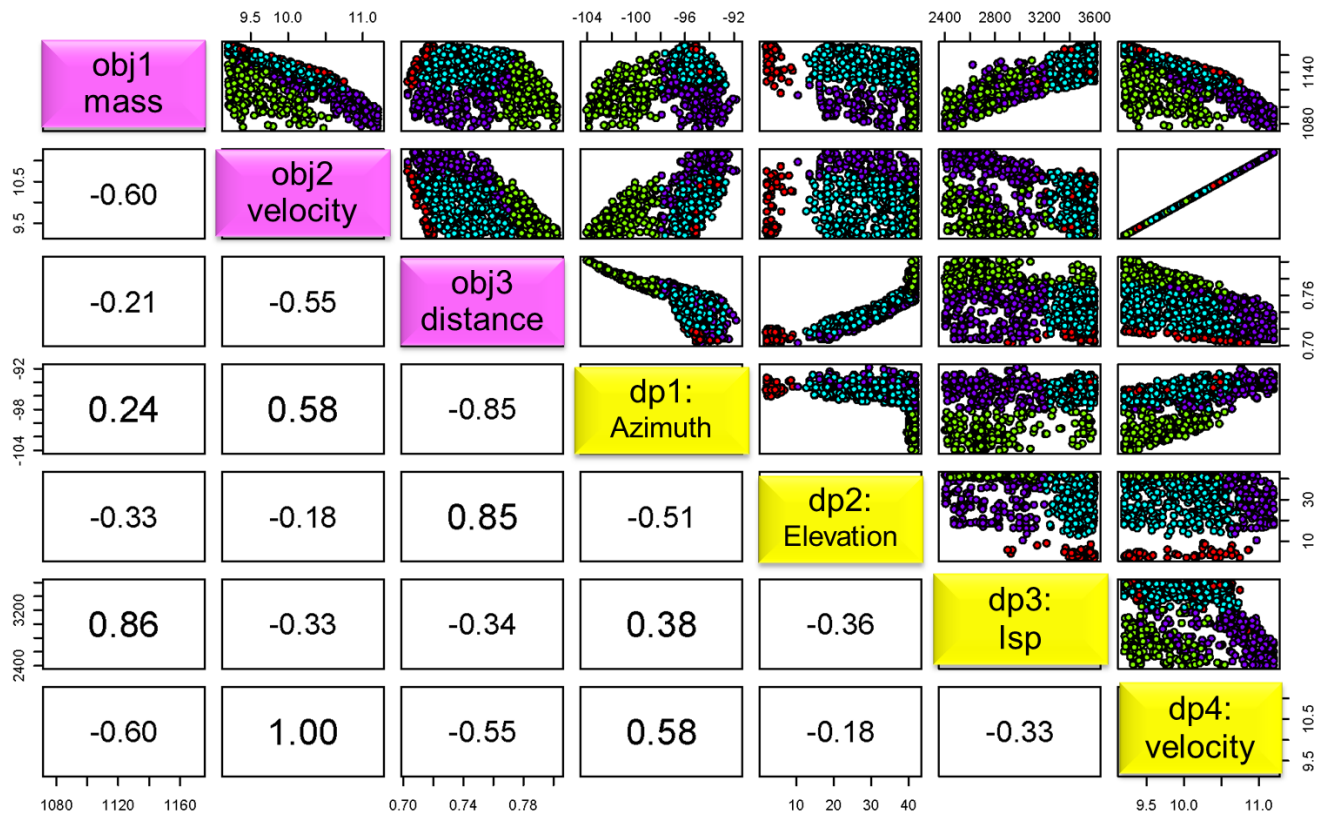


Fig. 9 非劣解の分布. 赤点は低仰角軌道, 緑点は低方位角軌道, 青点は高比推力軌道, 紫点は低比推力軌道

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1周回目の軌道設計問題に多目的設計探査を適用した。多目的最適化には多目的進化計算と逐次2次計画法のハイブリッドを用い、非劣解からの知識抽出には散布図行列を用いた。その結果、従来の設計手法で得られた解（ノミナル設計）を劣解とする非劣解が多数見つかるとともに、これまで知られていなかった軌道設計に関するいくつかの重要な知見が得られ、宇宙機の軌道設計に対する多目的設計探査の有効性が確認された。

また、目的として最小動径半径の最大化、設計変数としてイオンエンジンの比推力を設計問題に入れ込むことで、まだ初歩的ではあるが、軌道と機体の同時設計の可能性が示された。現在は軌道設計と機体設計は逐次的に行われており、多目的設計探査が本格的に宇宙機の軌道設計に導入されれば、これまでの軌道設計プロセスを革新する可能性があると考えられる。

現在は、多目的設計探査を用いて、最終周回（第5周回）までの軌道機体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。

なお、本研究で用いられた軌道評価ソフトウェアを、進化計算等の最適化アルゴリズムの評価に使っていただくために下記ウェブサイトにて公開しています。実問題をより効率よく解くことができる最適化アルゴリズムが開発されることの一助になれば幸いです。

http://flab.eng.isas.jaxa.jp/member/oyama/realproblems_j.html

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] <http://www.iitk.ac.in/kangal/codes.shtml>