

人類が生存する宇宙圏の 2050 年の姿を予想する*

山川 宏**

1. はじめに

ブラックホール存在の痕跡や遠方の銀河の軌道上望遠鏡による観測、地球あるいは惑星近傍に配置された望遠鏡やセンサによる惑星観測・探査、地球周回軌道上に配置した人工衛星による地球環境モニタ、それらのデータに基づく日々の天気予報、そして、人類の宇宙空間活動の場を提供する宇宙ステーション。1957年に人類が初めての人工衛星スプートニク1号を宇宙空間に飛ばしてから50年の間に、さまざまな目的のために地球の近くから遠くは惑星にまで、人類は人工衛星を送ってきました。日本も1970年に最初の人工衛星「おおすみ」を打上げ、その後も、固体燃料のM-Vシリーズロケット、液体燃料のH-IIAシリーズロケット等を用いて、着実に人工衛星を打上げてきました。スプートニク1号からたった12年で人類がアポロ11号で月面に降り立ったことと比較して、その後の宇宙開発の進歩は目覚ましくないという人もいます。しかし、火星、金星を始め、水星、木星、土星、小惑星、彗星、そして、冥王星に向けて、当たり前のように惑星探査機が飛翔し、通信・放送衛星から科学衛星までを製造する衛星メーカーが当たり前の存在になり、日本国内の多くの大学が自前の超小型衛星を目差す時代になったことは、やはり大きな進歩があったと言わざるを得ないのだと思います。1つ宇宙技術が普及していることを示す小話があります。宇宙開発予算の削減を唱えていた人が、「国民の税金を宇宙開発に投ずるよりは、GPS (Global Positioning System) のような技術を開発すべきだ」と言ったそうです。説明はヤボではありますが、GPS システムは、地球周回軌道上に24機の衛星を配置して初めて機能するものです。これは多少の誇張がある話かもしれませんが、宇宙にある人工衛星システムの部分が見えないほどに、宇宙関連技術が日常生活に浸透していることを示しています。自動車や飛行機までの日常性には及ばないものの、かなり宇宙も、それに近い状態になりつつあるということを示すものでしょう。しかし、これからの50年間はどのような方向に宇宙開発は進むのでしょうか。現在の携帯電話を使った生活がたった20年前には全く予想できなかったように、2050年頃までには、現在では想像もできないほど人類は宇宙空間に進出していると思います。その未来の姿の予想を、人類の活動する宇宙の範囲に注目して、宇宙に到達するための乗り物である宇宙機、そして、宇宙に到達するまでに要する飛行時間という観点から紹介します。

2. 月旅行に要する時間

私は、宇宙科学研究所(2004年から宇宙航空研究開発機構)にて、ロケットと科学衛星の開発、および、軌道工学の研究に従事し、引き続き2006年秋から、京都大学生存圏研究所にて、宇宙探査、宇宙システム工学の研究教育に従事しております。学生時代は、軌道工学を研究する者にとって非常に良い時代で、修士課程の時は月スイングバイミッション「ひてん」、博士課程の時代は地球磁気圏観測衛星GEOTAILの軌道計画に従事しておりました(図1)。スイングバイというのは、意図的に探査機を惑星(月)の近くを通らせて、その天体の重力によって探査機の速度の大きさおよび

* 2008年4月2日作成

** 〒611-0011 京都府宇治市五ヶ庄 京都大学生存圏研究所生存圏開発創成研究系

E-mail: yamakawa@rishi.kyoto-u.ac.jp

方向を制御する技術のことを指します。惑星（月）から見ると接近前後の相対速度の大きさは変わりませんが、相対速度の方向が変わるために太陽（地球）中心から見た速度は増減することになります。英語では **swing-by** と書きますが、その名前の通り「天体が探査機を掴んで放り投げている」ようなものです。スイングバイは、探査機の燃料を使わずに大きな軌道の修正を行うことができるという利点があります。1990 年に打上げられた「ひてん」は計画されていたすべての正規ミッション（多数回スイングバイ、孫衛星「はごろも」の月周回軌道への投入等）、および、予定外の延長ミッション（地球大気による意図的な減速実験、母衛星「ひてん」の月周回軌道投入等）も終えて燃料が尽きたので、計画的な月面衝突によってその生涯を閉じましたが、「数 m/s の軌道速度修正で地球周回軌道に戻せるのに月面に衝突させるのはもったいない」と当時の先生方に主張していたことが懐かしく感じられます。図 1 は、1992 年に打上げられた GEOTAIL 探査機の軌道の概念図です。原点に地球、そのまわりの円は月の軌道を示しています。いつも、GEOTAIL 軌道の遠地点方向は、太陽方向と反対側に制御されることがわかります。GEOTAIL（地球のしっぽ）は、「ひてん」で培った宇宙航行技術、月スイングバイ技術を用いて、連続的に、太陽と反対側に広がる地球の磁気圏の観測を可能とした探査機で、京都大学の観測機器が搭載されており、1992 年に打上げられて以来、2007 年現在も観測を続行しています。

前記の 2 つの例（「ひてん」と GEOTAIL）では、月重力を利用するために月のすぐ近くを通過（フライバイ）することが主な目的でしたので、数ヶ月をかけて、それぞれ 10 回以上、月の近くを通過するというシーケンスでした。また、2007 年 9 月に打上げられた月探査機「かぐや」は、長橢円軌道上で、地球のまわりを 2 周半をして、20 日の飛行時間を経て月に到達しました。月に到達するまでの飛行時間は約 3 週間でした。また、博士論文のテーマは「重力キャプチャーを用いた地球-月遷移軌道に関する研究」でしたが、残念ながら実現はしていませんが、月ペネトレータミッション LUNAR-A で用いられる予定の軌道でした。重力キャプチャーとは、大気抵抗などを使わずに重力のみによって、天体の影響圏外から接近する物体が、天体に対して通常の実数軌道で予想されるよりも低い相対速度を最接近点で達成する軌道です。条件によっては天体のまわりを一時的に周回する場合があります、惑星の衛星の起源を説明する 1 つの説と考えられています。月到達時には重力キャプチャーを、そして地球から月に遷移する間では太陽重力を積極的に応用することで、より少ない減速用燃料で同じ月周回軌道を実現できるというメリットがあります。アポロ宇宙船のように直接月に向かう場合と比較して、LUNAR-A では 150 m/s 程度の減速量の節約になりますが、飛行時間はそのかわり約 3 ヶ月程度かかります。今まで述べた計画はすべて無人の計画でした。アポロ計画では、宇宙飛行士が搭乗していましたので、多少の燃料節約よりは、できるだけ飛行時間を短くすべく、約 3 日をかけて、まっすぐ月に向かって月周回軌道に入るといったシーケンスを採用していました。

以上のように、同じ月が目標の探査機であっても、その目的によって、軌道計画が大幅に異なり、それに伴い、飛行時間も 3 日から 3 ヶ月まで幅があることがわかります。強調すべきは、有人飛行の場合は、やはり最短の飛行時間を採用しているということです。

3. 宇宙航行の飛行時間 ～火星、金星の場合～

それでは、月の次に、地球に近い惑星達、火星、金星の場合は、どの程度の飛行時間がかかるのでしょうか。答えを先に言うと、それぞれ 9 ヶ月程度、6 ヶ月程度ということになります。地球を脱出してから火星に到着するまでの軌道は太陽を重力中心とする軌道であり、最も一般的なケースでは、地球離脱時にロケットあるいは探査機搭載のエンジンにより加速をし、火星到着時に探査機搭

載エンジンによる減速をして火星周回軌道に投入します。その間の惑星間巡行フェーズでは、慣性飛行をしています。従って探査機搭載推進系の燃料を減らし火星に持っていきけるペイロード重量を最大化するためには、地球出発時に必要な増速度量 ($\Delta V1$) と火星到着時に必要な減速度量 ($\Delta V2$) の和 ($\Delta V1 + \Delta V2$) が最も小さくなるように地球離脱と火星到着時期を選ぶのが得策であるということになります。一般に、出発時の地球の位置と到着時の火星の位置が太陽に対して 180 度反対側にあるときに、最も少ない軌道速度制御量により火星に到達可能です (図 2)。これをホーマン (Hohmann) 移行軌道と言いますが、地球および火星の公転軌道が同一面内の円軌道であると仮定しています。実際には、地球および火星の公転軌道はやや楕円軌道であり、かつ同一軌道面内にはないので、地球、火星の位置は 180 度からは多少ずれることになります。

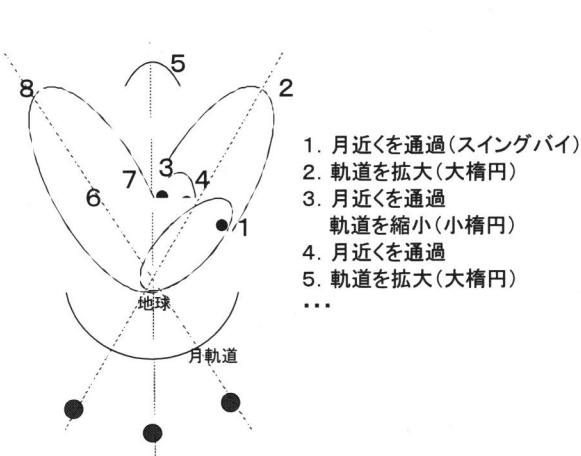


図 1 地球磁気圏探査機 GEOTAIL の軌道図¹

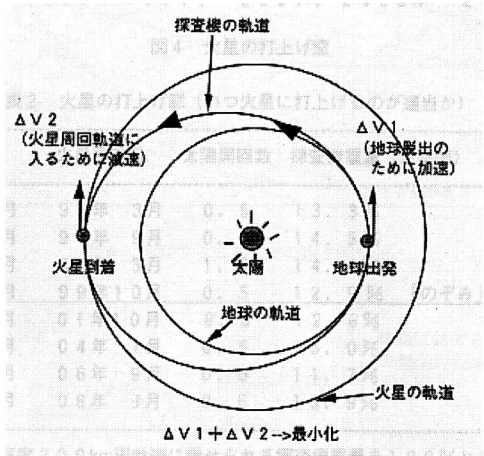


図 2 地球から火星に行く太陽周りの軌道

以上より、効率良く火星探査機を打ち上げるためには、地球と火星がさきほど述べた太陽に対して反対側の位置関係を満たすときに打つのが良いということになります。そのような機会にはほぼ 2 年に一度あり、その機会のことを「打上げ窓」と呼びます。表 1 に 1996 年～2007 年のうち具体的にいつが適当なのかを示します。日本の火星探査機「のぞみ」が打上げられた 1998 年もそのうちの 1 つの機会だったことがわかります。

表 1 火星の打上げ窓

地球脱出日	火星到着日	太陽周回数	探査機重量 (LEO 重量比)
98 年 12 月	99 年 10 月	0.5	12.9 %
01 年 4 月	01 年 10 月	0.5	12.6 %
03 年 6 月	04 年 1 月	0.5	15.0 %
05 年 8 月	06 年 9 月	0.5	11.7 %
07 年 9 月	08 年 9 月	0.5	13.9 %

4. 宇宙航行の飛行時間 ～水星の場合～

惑星探査における軌道計画には、無数にある可能性から科学的工学的に最もふさわしい惑星探査ミッションを発見するという醍醐味があります。特に、地球から離れている水星（および木星等の外惑星）の軌道計画は工夫すべき点が多くあります。一般に、いかに多くの観測機器を持っていくか、あるいは、全重量の半分以上を占めることもある必要な搭載燃料をいかに少なくするかと

いう点で勝負することになります。素直な惑星移行軌道を考えると、地球を脱出して太陽を中心とする軌道上を慣性飛行し、目標惑星に到着したときにブレーキをかけて周回軌道に投入することになります。しかし、ロケットの投入能力に制限があるために十分な重量の探査機を持っていけないことがあり、燃料効率の良い電気推進エンジンや、月・惑星スイングバイという手法をしばしば用います。

ここでは、水星ミッションの軌道計画について説明します。3つの範疇に分かれます。1つは、水星-水星遷移フェーズにおいて電気推進を用いる多数回水星フライバイミッションで、計6回の水星フライバイを打ち上げ後3年という短い飛行時間で行い、磁気圏観測、撮像の観点から多様なフライバイジオメトリを実現するものです(図3)。2つ目は、電気推進の使用を想定した水星ランデブーミッションであり、打ち上げ後に金星スイングバイを経て、さらに太陽を5.5周回して2.3年という短い飛行時間で水星に到着します(図4)。この軌道はスイングバイ、低推力、多周回という設計しにくい要因がすべてそろっていて厄介な軌道です。

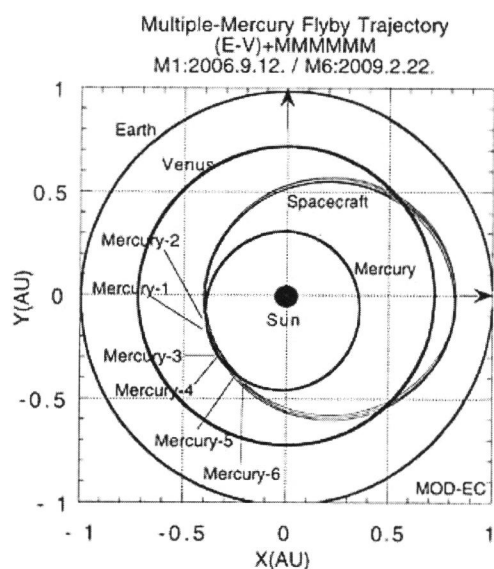


図3 電気推進による水星フライバイ探査²

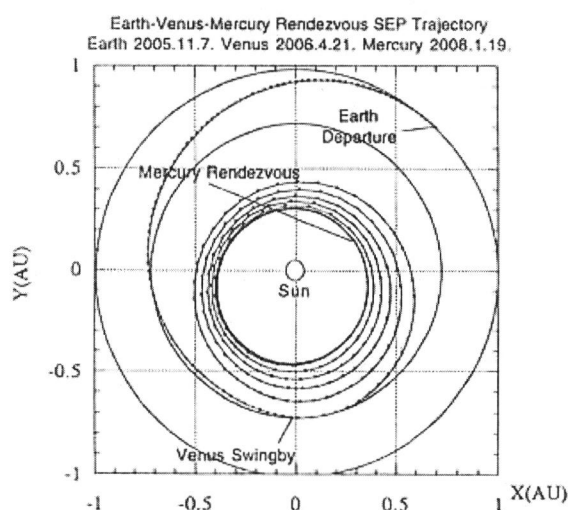


図4 電気推進による水星ランデブーミッション³

3つ目は、化学推進の使用を想定した水星ランデブーミッションで、打ち上げ後に金星と水星の多数回のスイングバイを経て水星に到着します(図5)。図5の軌道は、化学推進の使用を想定した水星オービタミッションで、打ち上げ後に金星(2回)と水星(2回)の多数回のスイングバイを経て最終的に4年強で水星周回軌道に投入されます。最初に金星スイングバイを利用するのは、直接水星に向う場合は打ち上げ時のエネルギーが高すぎるためであり、まず、行きやすい金星に向かいます。2回の金星スイングバイにより遠日点距離は金星軌道付近、近日点距離は水星軌道付近まで低くできます。2回の金星スイングバイ間の飛行時間をちょうど金星の1公転周期として空間上の同じ点で行うようにすることで、その間の軌道面の設計の自由度を増やす工夫をしています。しかし、このままでは水星に到着したときの水星との相対速度は6km/sであり、水星周回軌道に投入する場合、探査機総重量のうち10%程度のペイロードしか残らないことになります。そこで、飛行時間は長くなるものの、水星- ΔV -水星- ΔV ...というシーケンスをくり返す作戦を取ります(ΔV は速度修正)。この方法はジェット推進研究所のChen-wan Yen氏が約25年前に確立した方法で、水星と水星の間の遠日点付近で行われる僅かな量の ΔV によって水星に再接近する位置を移動させ、

水星との相対速度を大幅に低減していくものです。最初と 2 回目の水星接近の間の飛行時間は水星公転周期 88 日の 3 倍程度で、その間に探査機は太陽を 2 周します。その結果 2 回目の水星接近時の相対速度は 6km/s から 5km/s に減っています。2 回目と 3 回目の水星接近の間の飛行時間は水星公転周期の 4 倍であり、その間に探査機は太陽を 3 周します。その結果、3 回目の水星接近時の相対速度は 3.5km/s まで低減されます。このように飛行時間は長くなるが、探査機総重量のうち 30% 程度のペイロードを持っていくことが可能となります⁵。

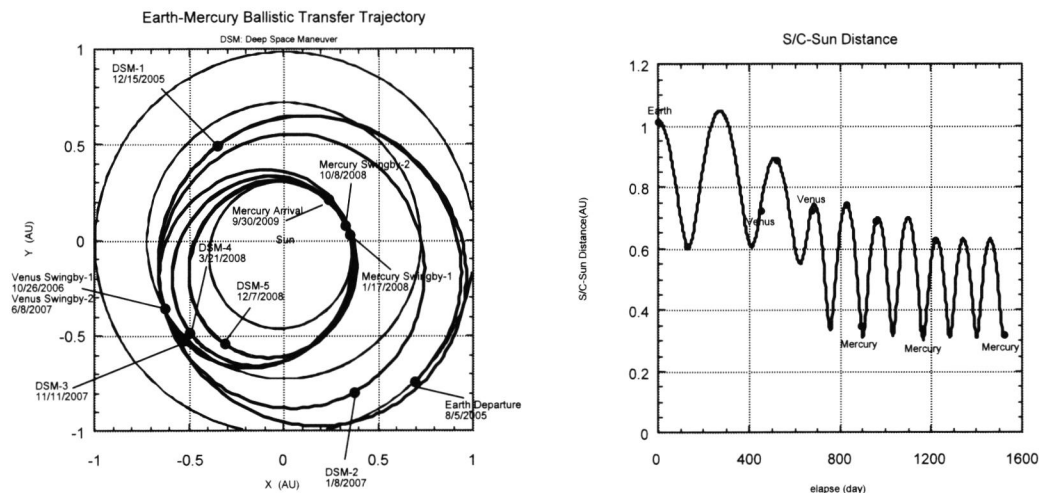


図 5 化学推進による水星ランデブーミッション (左: 軌道図、右: 太陽からの距離の変化)⁴

5. 人類は 50 年後に太陽系のどこまで活動範囲を広げるのでしょうか？

ここまでの話を飛行時間に関してまとめると、月まで最短で 3 日、火星まで 9 ヶ月程度、金星が 6 ヶ月程度、水星が 2.3 から 4 年程度となります。惑星探査の軌道計画これですべてではなく、他に、小惑星、彗星等の小天体、木星、土星等の外惑星の探査ミッションが考えられますが、例えば、搭載する推進エンジンに依存して、飛行時間は 3 年～10 年程度になります。近未来の宇宙推進エンジンとして鋭意開発が進められている大推力（あるいは高燃料効率）の電気推進エンジン、太陽光の加速を利用するソーラーセイル、太陽から噴出する高速のプラズマを推進力に変換する磁気プラズマセイル、そして、原子力エンジン等が実現しても、ニュートン力学の範囲内で宇宙航行する宇宙船を使った場合は、飛行時間は短縮されたとしても、せいぜい半分程度と思われます。

この数字を見て、みなさんは、自分自身が宇宙船に搭乗して惑星に行きたいと考えるでしょうか。（私は行ってみたいのですが）ほとんどの人はノーと答えると思われます。一般の感覚では、どんなに安全性が高いと言われても躊躇すると思われます。しかし、（私を含めた）一部の人は、是非、惑星に行ってみたい、この目で見てみたいと思うはずです。人類の過去の進歩が、人類の予測の範囲を越えることが恒ですが、ここでは控えめに予測することにします。人類は、20 世紀初頭まで世界中を探検し、その後、主に自動車、飛行機による大量輸送時代を迎えました。この事実を宇宙圏に拡大して考えると、宇宙黎明期 1950 年から 2050 年までの 100 年は、太陽系の全域を無人でくまなく探査する大航海時代に相当すると考えられます。無人探査、および、一部の人間による月、小惑星、火星等、比較的行きやすい天体への間欠的な往復探査が実現していると予想します。個人的には、月や火星よりも、地球近傍の小惑星での有人探査が進むと予想します⁶⁻¹¹。しかし、人類が探査すべき、あるいは、進出すべき、もう 1 つの場所があります。それが、以下に述べる地球近傍の

ラグランジュ点領域です。

6. 地球近傍の宇宙空間はどうなっているのでしょうか？

6.1 ラグランジュ点を周回する軌道の活用

遠い惑星ばかりに目を向けてきましたが、地球近傍はどうなっているのでしょうか。地球周回軌道はもちろん50年後も宇宙に出ていくための最初のステップという位置づけですが、ここでは、太陽-地球系のラグランジュ点の利用可能性について注目します。ラグランジュ（Lagrange）によって研究された円軌道制限3体問題では、第3天体（衛星）が第1、第2の天体の運動に影響を与えず（“制限”の意味）、第1天体と第2天体とその重心周りに円軌道を描いていると仮定します。2つの天体の重力と遠心力が釣り合う平衡点は、天体1と天体2が描く軌道面上に5つ存在し、これらの点をラグランジュ点と呼びます。2天体から等距離に位置する点をL4およびL5、そして、2天体を結ぶ線上にある点をL1,L2,L3と呼びます。2つの主天体を結ぶ線上にあるL1, L2, L3近傍の微小運動は線形不安定であり、2つの主天体と正三角形をなす点L4, L5近傍では安定であることが知られています。第1天体が太陽、第2天体が地球の場合、L1点およびL2点は地球から約150万kmの距離に位置し、地球重力圏の境界に相当します。これは、地球から太陽までの距離の約百分の1の距離、地球から月までの距離の約4倍に相当します。このL1およびL2を半年周期で周回するハロー軌道が存在することが知られており、非常に少ない軌道保持制御（2～3ヵ月に数m/s）で、その領域に位置させることができます。ハロー軌道には、静止軌道と同程度以上の規模の衛星を打上げ可能です。例えば、高度250kmの地球周回低軌道に10tonを投入可能なロケットを想定した場合には、高度36,000kmの静止軌道に2.0tonの衛星、ハロー軌道には2.5tonの衛星を投入可能です。ハロー軌道は、太陽・地球・月がいつもほぼ同じ方向にあるという特徴があり、安定した熱環境、重力環境が得られ、そのため、宇宙観測に適しており既にいくつかの天文衛星が飛翔しています。

6.2 深宇宙港構想

私自身も検討メンバーであった JAXA 長期ビジョンにおける宇宙科学（深宇宙港構想含む）の記述を参考に、ラグランジュ点利用の今後の展開を予想してみましょう。20 年後には、重力や熱環境等が優れたラグランジュ点で、宇宙観測のための軌道上望遠鏡ミッション（編隊飛行望遠鏡、干渉型高解像度望遠鏡、重力波望遠鏡等）が実現されているはずですが、50 年後に向けては、月や地球重力圏（ラグランジュ点）を太陽系に広がる人類活動のための新しい場として活用する「深宇宙港構想」が何らかの形で実現していると予想されます。深宇宙港構想とは、「人類の科学・探査に携わる観測装置、惑星探査機、利用拠点、 有人活動、宇宙輸送系等の宇宙活動のさまざまな要素が、地球から 150 万 km の位置にあるラグランジュ点(L1,L2)の領域を中心・起点（Gateway）にして、観測・建設・補給・出発・帰還をするという世界の宇宙活動全体の枠組み」を港と表現しているものです（図6）。

太陽系全体に活動領域を広げた将来においては、「片道の宇宙探査」から「往復の宇宙利用」へと転換が図られることになることは確実だと思います。これは、現在のように全てのリソースを地球上から運搬する「片道の宇宙探査」だけではなく、組立・保守、補給機能などを有する“中継点”をラグランジュ点に国際共同で展開して、必要なリソース補給や物資積み替えなどを行うことで、より効率的な「往復の宇宙利用」が実現されることになります。有人火星探査や、月・小惑星の定常的な利用も「往復の宇宙利用」の姿の1つとなると考えられます⁶⁻¹¹。

L1、L2点周辺（ハロー軌道）は先に述べたように宇宙観測に適しているだけでなく、地球・月重力圏内外への移動が容易である輸送の中継点であるために、修理・補給・出発・帰還のための機能を担うの

に適しています。わずかなエネルギーを付加することにより、L1点周辺から太陽や金星等の内惑星側の領域への移行、あるいは、L2点周辺から火星、木星等の外惑星側の領域に移行することが可能です。また、地球-L1,L2間、L1とL2の間の移動も容易です。このように、L1、L2点は、地球・月重力圏内だけでなく、地球と太陽系全体との最適な中継点（Gateway）として機能するポテンシャルを持っています。地球表面から出発して地球重力圏を離脱するには、上昇中の重力による輸送重量の損失を軽減するために大推力を持つロケットは必要です。一方、地球重力圏を抜け出した後に大きな軌道制御能力が求められる場合に、輸送重量を十分確保するためには、推進力の大きさよりも、燃料効率（単位燃料重量あたりに増速できる量）を高めたエンジンを利用することが得策です。例えば、太陽電池や原子力を利用したイオンエンジンや太陽光圧を利用したソーラーセイル等、液体ロケットや化学推進エンジンよりも1桁以上燃料効率の高いエンジンが挙げられます。もちろん、推進性能（推進力、燃料効率）の技術レベルだけではなく飛行時間とのトレードオフを行なう必要があります。従って、将来の予想される形態として、地球・月の重力圏界内の移動には従来の通りロケットが使用され、地球・月重力圏の外の太陽系空間への移動には高燃料効率エンジンが使用されることになります。これは、太陽系空間への「片道」のミッションにも適用されますが、将来の「往復」の宇宙利用を考えた場合はさらに効率を上げることになります。このとき太陽—地球系のL1やL2点において、組立・補給・出発・帰還することにより、地球・月重力圏からの離脱・帰還に必要なシステムを太陽系空間にまで携行する必要がなくなります。このように地球・月重力圏内と外の輸送系を分離・集中することにより、地球・月圏を含む太陽系空間における移動手段を使い捨てではなく、再使用化することが可能となります。これが、太陽—地球系のラグランジュ点を起点とする50年後の宇宙活動の予想される姿です。

今回、主に、到達可能領域という観点から50年後の人類の宇宙圏について記述しましたが、環境・エネルギーに対する宇宙圏の利用方法について別の機会に譲りたいと思います。

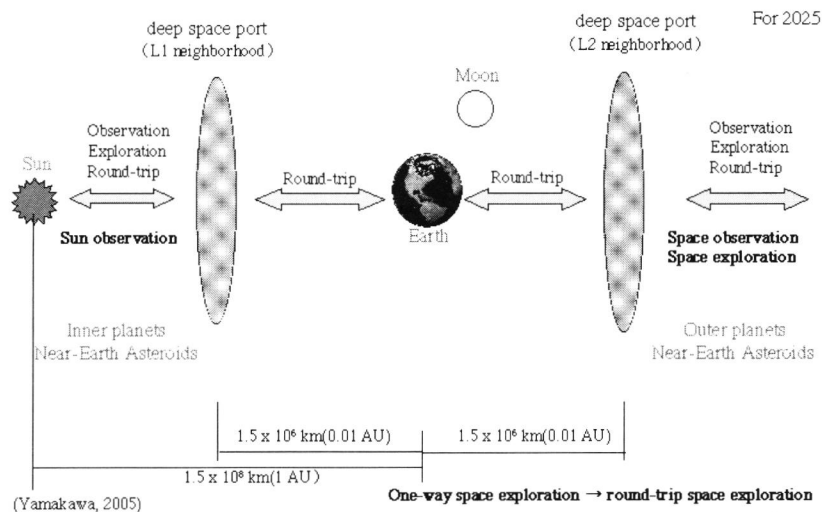


図6 ラグランジュ点と深宇宙港構想⁶

参考文献

- 1) K. Uesugi, J. Kawaguchi, H. Yamakawa and M. Matsuoka, Shutdown Operation of the GEOTAIL in a Shadow of the

- Moon, International Symposium on Space Flight Dynamics, Russia, May 22-28, 1994.
- 2) H. Yamakawa, J. Kawaguchi, K. Uesugi and H. Matsuo, Frequent Access to Mercury in the Early 21st Century: Multiple Mercury Flyby Mission via Electric Propulsion, *Acta Astronautica*, Vol. 39, No. 1-4, pp. 133-142, 1996.
 - 3) H. Yamakawa, Solar Electric Propulsion Mercury Orbiter Mission Design, *The Journal of Space Technology and Science*, Vol. 14, No. 1, 1998, pp. 1-10.
 - 4) H. Yamakawa, ISAS Mercury Orbiter Mission Trajectory Design Strategy, *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences*, Vol. 21, Special Issue, 1999, pp. 270-279.
 - 5) 山川宏, 川口淳一郎, 「軌道計画の技」, 惑星探査テクノロジー第2回, *ISAS ニュース*, No.230, 2000.5.
 - 6) 山川宏, 太陽系探査の展望と深宇宙港構想について, 平成16年度システム計画研究会(テーマ: 太陽系探査と深宇宙港), 相模原キャンパス, 2005年3月30日.
 - 7) Farquhar, R. W., Future Missions for Libration-Point Satellites, *Astronautics and Aeronautics*, Vol. 7, No. 5, May 1969, pp. 52-56.
 - 8) J. Kawaguchi and M. Yoshimura, Deep Space Quay at L2 and Low Thrust Departure / Return Flight Strategy, 16th International Symposium on Space Flight Dynamics, December 3-7, 2001.
 - 9) R. W. Farquhar, et al., Utilization of Libration Points for Human Exploration in Sun-Earth-Moon System and Beyond, *Acta Astronautica*, Vol. 55, pp. 687-700, 2004.
 - 10) Nakamiya, M., and Yamakawa, H., Earth Escape Trajectories Starting from L2 Point, *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit*, Keystone, Colorado, Aug. 21-24, 2006.
 - 11) JAXA 長期ビジョン -JAXA 2025-, 宇宙航空研究開発機構, 2005年3月31日.