宇宙環境とロボット機器*

町 田 和 雄**

1. は じ め に

宇宙開発とロボットの関わりは古い。宇宙開発にロボットが求められる基本的理由は、宇宙が遠方にあり、かつ、人間の生存条件を欠いていることにある。すなわち宇宙の距離と環境がロボットを必要としているわけであるが、その反面、宇宙環境自体もロボットの開発に種々の技術的課題を投げかけている。ここでは、ロボットにとって宇宙環境とはどのようなもので、開発上どのような技術課題があるのかを概説する。なお、ここでは当面のロボットの主な活動領域と考えられる地球近傍の宇宙空間に限定する。

2. 宇宙ロボット機器開発の要求条件

宇宙機器の開発における特徴的的要求条件をまとめると次の項目があげられる。(1)耐真空性(2)広い許容温度範囲と熱サイクル耐性(3)耐放射線性(4)耐振動・衝撃性(5)小形・軽量(6)低消費電力、高効率(7)高信頼性、長寿命(8)安全性(9)無重力での適合性(10)インタフェース適合性(機械、電気、通信、熱、電磁干渉、運用等)他システムとの適合性。

宇宙ロボットの開発においてもこれらの要求条件は適

用される。いかに優れたロボットでも上の条件を外れるものは使えない。このうち(5)~(7)は宇宙への輸送コストが莫大であることからきており、将来大形輸送機が低コストで運用されるようになれば緩和されるようになる。技術的なことを別にすれば、最も機器開発者が苦勞するのはインタフェース適合性であろう。特にロボットのように対象物に作用を与え、形態を変えるのが仕事である機器では相手の構造化を含めた多岐に渡るインタフェースのマッチングが重要となる。これは従来の宇宙

図1 ロボット構成要素に影響を及ぼす宇宙環境因子

原稿受付 1988年11月15日

* Space Environment and Robotics

** 電子技術総合研究所極限技術部

図2 高度に対する大気組成密度の変化

表 1 代表的固体潤滑剤の種類と用途

分 類	潤 滑 剤	主 要 用 途
軟質金属薄膜	Au, Ag, Pb 薄膜	玉, 滑り軸受
層状結晶構造化合物薄膜	MoS ₂ , WS ₂ 焼成膜, MoS ₂ スパッタ膜	玉, 滑り軸受, 歯車
高分子複合材料	PTFE (テフロン) 複合材料, ポリイミド複合材料	保持器, 歯車, 滑り軸受, プレーキ
焼結金属複合材料	MoS ₂ ベース (Ta, W, Nb, Mo 等), WS ₂ ベース (Co, Cu, Ag, Sn 等)	滑り軸受, 保持器, クラッチ, プレーキ

機器になかった特異な点である。

ロボットの構成要素をアクチュエータ、センサ、プロセッサ、構造材料に分け、各々に影響する主な宇宙環境の因子を図1に示す。以下にその内容を解説する。

3. 真空環境とロボット

宇宙を最も特徴づけるのは真空である。図2に高度に対する大気組成密度の変化を示す。高度約120 km までは複雑な変化をしているが、それ以上では粒子は拡散平衡状態にあり軽い気体ほど高度とともにゆっくり減少する。スペースシャトルの周回高度は通常200~300 km なので圧力は 10^{-5} Pa, また宇宙基地の軌道は約450 km で 10^{-8} Pa 台であり、いづれも活性酸素原子が主要な成分である。真空を特徴づける物理量として平均自由行程(λ)と1分子層形成時間(t_s)がある。前者は気体分子がほかの分子と衝突せずに進む距離に相当するもので、後者は清浄な表面が吸着気体分子で1分子層覆われるに要する時間に相当する。図2にこれらの尺度も併記した。

真空環境でまず考慮しなければならないのは材料の蒸発とガス放出である。これは材料自体の特性劣化と汚染の2つの意味で重要である。放出粒子の λ は数百mを越え、放出源を見る位置にある機器に付着し汚染する。ロボットに使用する材料と製作、試験工程はこの2点から十分に吟味されなければならない。高分子材料は一般に蒸気圧が高い。ロボットでは構造材料のほか接着剤、摺動材、潤滑剤、線材、緩衝材などに用いられるが、定められたアウトガス基準を満たさなければならず、地上用とは異なる材質やグレードが必要となる。

真空における最も重要な技術課題はロボット機構の潤滑である。真空中では蒸発による損失、周囲汚染のため通常の潤滑油は使えない。また、超高真空中(10^{-5} Pa 以下)では t_s は30秒以上あり、金属表面に存在するガス吸着膜が摩擦により取り除かれると清浄な表面同士の摩擦となり、低温でも凝着現象がおこりやすい(コールドウェルディング)。摩擦係数は容易に大気中の10倍以上、場合により無限大となる。このため蒸発減量の少な

図3 宇宙ロボット用アクチュエータの1例
(定格: 700Nm, 0.05rad/s, 質量: 20kg)

い各種の固体潤滑剤が開発されてきた。表1に代表的なものを示す。固体潤滑膜は玉軸受では十分な耐久性を示すが、歯車のような転がり・滑り摩擦では、高負荷(約30 kg/mm²以上)で使用する場合、現状では油潤滑より1桁以上寿命が低く、まだ満足すべき段階に達していない。一方、最近、蒸気圧の極めて低いフッ素系の液体あるいはグリース潤滑剤が開発されてきた。分子量は1万を越え室温での蒸気圧が 10^{-11} Pa 台のものもある。

PFPE グリースはその代表例で、宇宙でも次第に使われ始めている。下地金属材料とその表面処理も耐久性に大きく影響する。ロボットの機械要素として軸受や歯車のほかにブレーキ、ボールネジ、トラクションドライブなどがあり、その真空中のトライボロジーの研究も最近行われるようになってきた。耐久性の優れた宇宙用ロボット機構を得るにはこれらの息の長い基礎研究が必要である。

もう1つの課題は原子状酸素による損傷である。これは軌道速度に相当する運動エネルギー(約5 eV)で活性酸素原子が飛翔体に衝突するために起こる物理化学的反応による損傷で、低軌道で宇宙空間に暴露される宇宙機器全般に係わる問題である。ロボットにとってはアームや本体の構造材料であるCFRPや断熱ブランケットに用いるカプトンが問題となる。各種材料に対する反応速度はシャトルによる宇宙実験データによりかなり知られている¹⁾(例えばカプトンで 3×10^{-24} cm³/atom)が、その反応メカニズムはまだ十分解明されておらず、防護法も含め今後の研究課題となっている。

また、真空中では熱放散が問題となる。大気中の機器

図 4 自由飛行するテレオペレータのビークルとマニピュレータの協調制御系

- 1) $\dot{x}_{MC} = J_M^{-1}(\dot{v}_C - J_V \dot{x}_V)$ 2) $\dot{x}_C = J^+ \dot{v}_C + (I - J^+ J) \phi$
 3) J はヤコビ行列, J^+ は疑似ヤコビ行列. 添字 M はマニピュレータ, V はビークル, C は指令値を表す.

図 5 宇宙船の熱バランス

の排熱の大部分は対流によっているが、真空中では伝導と放射によらなければならない。ロボットではアクチュエータの熱設計が特に重要であり、モータの設計効率、巻線密度やロータ、軸受、歯車、ブレーキ等の配置や支持方法を熱解析をもとに決定する必要がある。

著者らは耐真空性を有する宇宙用マニピュレータの試作研究を行ってきた^{2,3)}。図 3 に長さ 10 m 級のマニピュレータの肩ピッチ関節用のアクチュエータの 1 例を示す³⁾。耐真空性を得るために方式面ではブラシレス（接点摩擦の排除）、インナロータ（熱伝達）、内歯車出力（軸負荷軽減）を採用し、材料面では図に記した特殊なものを用いている。各材料は要素レベルの試験の積み上げで選ばれている。

4. 無重力環境とロボット

宇宙軌道上を慣性飛行する物体は慣性力と重力が釣り合い、無重力となっている。厳密には太陽圧、重力勾配などのため微小重力状態（約 10^{-6} G）であるが、ロボットの力学を論ずる場合は無重力と考えてさしつかえない。このような力学場で作業するロボットには次のような制御上の諸課題が発生する。

4.1 ベースフリーと反作用

宇宙船は浮遊しており、ロボットの台座はフリーである。ロボットの質量が搭載宇宙船の質量に比し無視できなくなる場合にはアームの運動による反作用を考慮しなければならない。この場合には従来の関節角指令では対象物を捕らえることができず、また動作履歴により到達点が異なる、宇宙船の姿勢制御系との協調が必要となるなどの問題があり各種の研究が行われている。

Longman らはリアクションホイールで姿勢制御された並進フリーの衛星に取り付けたマニピュレータの、関節制御の新しいキネマティクスと、補償モーメントを導く方法を示し⁴⁾、その後、回転・並進フリーの衛星についても同様な議論を行っている⁵⁾。梅谷らは浮遊運動剛体系の運動を特徴付ける新しいヤコビ行列を提案し⁶⁾、この行列が逆運動学問題の解法、機構評価・操作性解析やターゲット捕捉のセンサフィードバック制御系の設計に重要な役割を果たすことを示した。このようなベースフリーの衛星搭載ロボットのダイナミクスの実験的研究も行われている。Alexander らはこの問題を解析とエアベアリング浮上 2 次元テーブルを用いた実験で研究しており⁷⁾、土屋らはサーボステージによりロボットとターゲットの相対運動を模擬するシミュレータの研究を行っている⁸⁾。

一方、Spofford らは自由飛行テレオペレータのビークルの空間 6 自由度を積極的に利用し、マニピュレータの自由度と合わせた冗長系の協調制御の手法を提案している⁹⁾。図 4 にその制御ブロック線図を示す。Vafa の仮想マニピュレータによる反作用補償軌道と冗長系の勾配疑似逆行列から得られる軌道をブレンドすることによりそれぞれの短所を緩和しようとするものである。

4.2 対象物浮遊

対象物体が浮遊しているのも無重力環境の特徴である。2つの宇宙船の間のランデブー・ドッキングは米ソでは確立した技術となっているが、互いに協力的に位置・姿

表 2 マニピュレータ各部の許容温度範囲

コンポーネント	温度範囲 (°C)	
	最 低	最 高
アーム内エレクトロニクス	-20	65
エンドエフェクタモータ	-5	95
関節モータ	-25	135
タコメータ	-25	135
ブレーキ	-25	110
クラッチ	-25	110
転流回路	-25	80
光学式エンコーダ	-25	75
軸 受	-25	135
歯 車	-25	135
ワイヤハーネス	-70	135
ブーム (CFRP)	-135	95
船外活動用ハンドホルダ	-94	69

表 3 各軌道における放射線年間吸収線量
(rad(Si)/year)

軌道高度	宇宙船外面	宇宙船内	機器内
静止軌道 (36,000 km 付近)	10^7	10^5	$10^4 \sim 10^5$
1,000 km 付近	10^6 以下	10^5 以下	10^4 以下
500 km 付近	10^5 以下	10^4 以下	10^3 以下
200 km 付近	*	*	*

* 極軌道以外は極めて少ない。

勢制御され、かつ、慣性力で衝突・結合するハード・ドッキングに限られている。3次元空間に浮遊・運動しているターゲットを低衝撃で捕捉するのは容易ではない。まず、軌道決定を行い航行・会合し、相対距離を検出しつつ相対軌道速度を十分小さくして接近し（軌道6要素の制御）、次いで相対位置・姿勢の検出、相対運動の決定を行い、捕捉点を認識・決定し動的力を制御しながら捕捉する一連のマヌーバを必要とする。距離に応じた各種のセンサ、高精度ナビゲーション、実時間画像認識、運動推定などのアルゴリズムの研究が必要である。この分野は近接オペレーション技術と呼ばれ、NASA¹⁰⁾、ESA¹¹⁾などで研究開発が盛んである。

また、対象物が浮遊していることは部品や相手を保持する複数の腕を必要とし、その協調制御が課題となる。

4.3 アームの柔軟性

宇宙は無重力のため細腕でも大質量のペイロードをハンドリングできるが、柔軟性による低周波振動が問題となる。柔軟アームの研究は盛んに行われている¹²⁾。地上では主として運動の高速化と消費エネルギーの低減に基づくアームの軽量化が動機となっているが、宇宙では高速化は宇宙船への外乱と安全性の点から余り要求されず、大形構造物建設などで軽量化された長いアームが大質量のペイロードを扱う際に重要となる。シャトルのマニ

表 4 代表的高分子材料の耐放射線性

ポリマー	耐放射線性 (rad)*	備 考
ポリイミド	10^9	
ポリスチレン	$\downarrow$ 10^8 $\downarrow$	架 橋
シリコン (芳香族)		架 橋
ポリエチレン		架 橋
エポキシ		
マイラー	$\downarrow$ 10^7 $\downarrow$	架 橋
天然ゴム		架 橋
シリコン (脂肪族)		架 橋
ポリプロピレン		架 橋
ナイロン	$\downarrow$ 10^6 $\downarrow$	架 橋
合成ゴム		
Kel-F		開 裂
テフロン		開 裂

* 機械特性の 25% 以内の劣化

ュレータは 15 m で最大 29 ton のペイロードを扱うが、柔軟アームの制御則は取り入れておらず、低速度の運用とエンドエフェクタの機構（スネア方式）によってこの問題を緩和している。将来、柔軟性を考慮した制御則を積極的に導入し、運用性を劣化することなく軽量化されたマニピュレータが求められるであろう。

5. その他の宇宙環境とロボット

5.1 熱入力

宇宙船は図5に示したように太陽光、アルビド（太陽光の地球からの反射成分で約 0.3 倍）および地球赤外放射の熱入力を受ける。地球赤外放射は 288 K の黒体放射に近く、低軌道では約 240 W/m² のエネルギーとなる。一方、宇宙空間の大部分は約 4 K の黒体である。宇宙船の温度は上記の外部熱入力と内部発熱および表面からの熱放射の収支で決まる。宇宙船の内部温度は表面の太陽光吸収係数と赤外放射率 (α/ϵ) を適当に設定し、ヒータ等と組み合わせ、通常 0~40°C に制御される。したがって内部機器は取り付け面からの熱のやり取りに留意した熱設計をすれば良い。しかし直接宇宙空間を見る位置にロボットが取り付けられる場合は、軌道周期毎（低軌道では約 100 分）に日照と日陰の激しい繰返し熱ストレスを受けることになり、自ら太陽光からの断熱、熱放射、保温を行ない、機器温度を許容範囲内に収めなければならない。シャトルマニピュレータではベータクロスを外層にした金蒸着カプトンによるサーマルブランケットで覆い太陽光の影響を低減し、ヒータ/サーモスタットで各関節やエンドエフェクタの日陰時の保温を行っている。この時の各コンポーネントの設計温度範囲を表2に示す¹³⁾。

5.2 放射線

地球近傍軌道では銀河宇宙線、太陽からの放射線およ

図6 デブリの衝突確率の予測 (3mm 径以上)

び地球磁場に捕捉された高エネルギー粒子の3種の放射線が存在する。このうち機器に最も影響を与えるのは最後のもので、バンアレン帯とオーロラ帯にある¹⁴⁾。表3に各種の軌道での年間累積吸収線量 (1 rad は 100 erg/g の吸収線量) の目安を示す。

放射線は材料の原子、電子との衝突により各種の欠陥を発生させる。高分子材料は放射線の影響を受けやすいものが多いので注意を要する。表4に代表的な高分子材料の耐放射線性と劣化要因を示す¹⁴⁾。半導体の特性はわずかの原子のインビュイリテイで制御されているため放射線による影響は大きい。素子の耐放射線性を増すこととシールドによる保護が必要である。一般に、宇宙用半導体の耐放射線強度は 10^5 rad 以上が要求されている。高集積化された CMOS は特に弱い。これを満たすものとして現在、CMOS の 16 ビット MPU や 64 k ビット RAM が開発されている状況である。一方、半導体の高集積化が進むにつれシングルイベントと呼ばれる故障モードが注目されるようになってきた。これは高エネルギーで重い単一の放射線粒子 (例えば鉄イオン) が半導体を通過すると電荷発生により一時的なビット反転や、永久的な損傷を引き起こすものである。宇宙ロボットに使うプロセッサはトータルドーズとシングルイベントの両方に耐えるようなものでなくてはならず、高機能化や自律化を進める際の大きな課題あるいは制約となってくるであろう。

5.3 打ち上げ・再突入環境

打ち上げ時の振動環境は一般に大型ロケットほど軽減される。バンガードで 35 G あった加速度はシャトルでは 3.2 G (着陸時 4.2 G) まで減少している。しかし、マニピュレータのように片持梁の長い構造のものは振動・衝撃環境に十分考慮する必要がある。特にアームに取り付けられた光学系の破損やギアボックスの疲労破壊

に留意し、共振周波数を適切に設計する必要がある。シャトルのマニピュレータでは下腕、手首をリテンション機構で固定し打ち上げられる。この時の動的挙動を有限要素法 (47 ノード) を用い解析し、支持点を求めている¹⁵⁾。

5.4 電力、通信、視覚環境

宇宙船のエネルギーは通常、太陽電池によっている。宇宙船が地球の影に入るとバッテリーによる供給となるので消費電力は著しく制約される。従来の衛星の日照時発生電力とバッテリー容量の目安は、それぞれ衛星重量当たり 1~2 W/kg, 1~3 Wh/kg である。打ち上げ重量の制約から電力は貴重な資源であり、ロボット機器も低消費電力設計と運用制約を強いられる。特に、自由飛行するロボットでは電力は極めて重要な課題である。

宇宙空間にあるロボットの運用に際しては、電波の可視性と通信容量の制約に注意する必要がある。地上局から制御する場合、低・中高度の軌道では可視時間帯は1日のうち数回で、しかも1回当たり数分から10分程度であるから、運用は著しく制約される。静止軌道にあるデータ中継衛星網を使い通信を常時確保する方法では、0.7~2.0 sec の通信時間遅れ (電波遅延+通信処理) が見込まれ、遠隔操作では作業効率が低下することが知られている。その対策として Sheridan らはプレディクタ・ディスプレイと呼ばれる実時間グラフィックシミュレータを用い遅延実画像と重畳表示し、見かけ上遅れない系で遠隔操作を行う方法を提案している¹⁶⁾。宇宙船から制御する場合も、共軌道で編隊飛行する場合以外は同様の問題が生ずる。一般に衛星の追跡・管制にはかなりの費用が必要で、静止衛星通信回線を使えばさらに増大する。ロボットの運用でも同様で、この点からも宇宙ロボットは自律性が強く要求される。

宇宙の視覚環境は大気による光の散乱がないため、日照では強い太陽直射光で照らされる一方、多くの宇宙機器の表面はセカンドサーフェISMイラーや断熱ブランケットで覆われ強い不規則な反射光を生ずるので、視覚センサにとって良い条件とは言えない。また、日陰では暗黒であるから照明源が必要となる。視覚情報処理はこのような宇宙での視覚環境に適したものとする必要があり、センサの多重融合が指摘されている¹⁷⁾。

5.5 宇宙塵

宇宙空間には高速のメテオロイドが飛んでいる。また、人類は 1957 年以降 19,000 個以上の物体を宇宙に打ち上げており、その破片 (デブリ) が急増し、宇宙活動をする上で大きな問題になりつつある。例えば 0.2 mm 径の金属塗料の細片がシャトルのオービタの窓ガラスに衝突 (3~6 km/s) した場合でも、直径 4 mm の衝突痕を

与えることが知られている。これは宇宙服を貫通するであろうから船外活動の危険性は年々高まっており、ロボット化促進の一因ともなっている。最も問題になるのは、宇宙基地などの大型の宇宙施設が計画されている約 400 km の高度である。図 6 に 3 mm 径以上のフラックスに対するデブリの衝突確率の将来予測を示す¹⁸⁾。低軌道で変動が大きいのは、太陽活動により大気密度が変わり、デブリの寿命が変わるためである。宇宙ロボット自体もある程度デブリからの保護を考慮する必要がある一方、将来、大形のデブリの除去作業が宇宙ロボットの重要な役割となる可能性がある。この場合、デブリはある運動をしており、捕捉に都合の良い形状になっていないのが普通であり、高度なロボットの制御問題を提供することになる。

6. お わ り に

宇宙ロボットにとって宇宙環境とはどのようなものかを、主な点について概説した。それぞれの環境の詳細については多くの報告がなされているので、それを参照していただきたい。宇宙ロボットの研究・開発は緒に付いたばかりで具体的、定量的なことはよくわかっていないのが実情である。この小文が今後この分野の研究や開発を行うおうとする方々の予備知識になれば幸いである。

参 考 文 献

- 1) L. J. Leger and J. T. Visentine, "A Consideration of Atomic Oxygen Interactions with the Space Station" J. Spacecraft, Vol. 23-6, pp. 505-511, 1986.
- 2) 戸田, 町田ほか "宇宙用小型マニピュレータの試作研究", 日本航空宇宙学会誌, 35 巻 401 号, pp. 294, 1987.
- 3) 町田ほか, "宇宙用大形マニピュレータのアクチュエータの試作研究", 精密工学会誌, 54 巻 10 号, pp. 63, 1988.
- 4) R. W. Longman, R. E. Lindberg and M. F. Zedd, "Satellite Mounted Robot Manipulators-New Kinematics and Reaction Compensation", AIAA 85-1885, 1985.
- 5) R. W. Longman, "The Kinetics and Workspace of a Robot Mounted on a Satellite that is Free to Rotate and Translate", AIAA 88-4097-CP, 1988.
- 6) Y. Umetani and K. Yoshida, "Continuous path Control of Space Manipulators Mounted on OMV", 37 th IAF, 1986.
- 7) H. Alexander and H. Cannon, "Control of a Free-Flying Robot Manipulator System", NASA-CR-179717, 1985.
- 8) 土屋ほか, "宇宙用マニピュレータシステムの動力学と制御", ロボティクス・自動化システムシンポジウム講演論文集, pp. 63, 1988.
- 9) J. Spofford and D. Akin, "Redundancy Control of a Free-Flying Telerobot", AIAA 88-4094-CP, 1988.
- 10) Proc. of the Rendezvous and Proximity Operation Workshop, NASA, 1985.
- 11) Proc. of the First European In-orbit Operations Technology Symposium, ESA SP-272, 1987.
- 12) 例えば "フレキシブルアーム特集", 日本ロボット学会誌, 6 巻 5 号, 1988.
- 13) A. S. Jones, A. M. Gray and A. Kong, "Thermal Design, Analysis and Testing of the Shuttle Remote Manipulator Arm", Prog. Astronaut Aeronaut, 1980.
- 14) C. G. Goetzel, J. B. Rittenhouse and J. B. Singletary, "Space Material Handbook", Addison Wesley, 1965.
- 15) D. M. Gossain, E. Quittner, S. S. Sachedev, "Analysis and Design of the Shuttle Remote Manipulator System Mechanical Arm for Launch Dynamic Environment", Shock Vib. Bull, No. 50, 1980.
- 16) M. Noyes and T. B. Sheridan, "A Novel Predictor for Telemanipulation through a Time Delay", Proc. of the Annual Conf. on Manual Control, 1984.
- 17) K. Krishen, R. J. P. deFigueiredo and O. Graham, "Robotic Vision/Sensing for Space Application", IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation, 1987.
- 18) J. P. Loftus, E. L. Tilton and L. P. Temple, "Decision time on Debris", Aerospace America, June, 1988.

町田和雄 (Kazuo MACHIDA)

昭和 43 年北海道大学工学部精密工学科卒業, 45 年同大学大学院修士課程修了。同年通産省工業技術院電子技術総合研究所入所。現在, 極限技術部宇宙技術研究室主任研究官。工学博士・イオンエンジンシステム, 宇宙用マニピュレータ, 宇宙用テレオペレータの研究に従事。56 年 4 月より 2 年間宇宙開発事業団にて衛星開発に従事。日本航空宇宙学会, 精密工学会, 計測自動制御学会, 日本真空協会の会員。(日本ロボット学会正会員)