

電気推進ミッション管制システムへの AI 応用と システム解析†

萩 野 徹††

イオンやプラズマなどを利用する電気推進系エンジンを備えた人工衛星用に、その電気推進ミッションを達成するために必要な、AI 技術を応用した新方式の管制システムを提案した。そして AI 応用技術の一環として、エキスパート・システムを導入した試作システムを開発し考察した結果、この管制システムが有効に作用する見通しと技術的課題が明らかとなった。そしてこの管制システムを構築し実現するために必要不可欠な、システム解析用ツールを開発した。そしてこのツールを使用して、電気推進による飛行軌道シミュレーションを実施して、電気推進に必要な太陽電池パネルの放射線劣化予測や、衛星ミッション重量の最適化解析などの管制システム解析を行い、定量的に評価した。その結果、電気推進ミッションとその管制システムの有効性を確認するとともに、この開発したツールを使ったシステム解析を充実させていくことにより、今後の電気推進ミッション管制システムの構築に寄与できることがわかった。

1. はじめに

人工衛星の軌道制御用エンジンとして、従来から使用されているヒドラジン等を推進薬として利用する化学推進系エンジンがある。これに対して最近では、イオンやプラズマなどを利用した電気推進系エンジンが開発されている。この電気推進系エンジンは化学系に比べると、高推力をインパルス的に得ることは困難であるが、低推力ながら長期間の連続噴射に耐え、しかも化学系に比較して、推進薬重量の軽減を図ることができる等の利点がある。したがって多量の推進薬を必要とする軌道制御などへの利用が注目されている。例えば、大型静止衛星の南北軌道保持制御や、将来の太陽光発電衛星の軌道遷移などへの利用が計画されている。

このような電気推進系エンジンを使用した人工衛星の電気推進ミッションを計画し達成するためには、従来システムだけでは対応できず電気推進ミッション専用の管制システムが必要になる。例えば、スペース・ステーションの周辺で大型の太陽光発電衛星を組み立てた後、電気推進系エンジンによりスパイラル軌道(螺旋軌道)で徐々に高度を上げて、静止軌道へ到達させるようなミッションを達成させるには、スペース・ステーション内に、軌道・姿勢マヌーバ計画や実行モニタ機能などを含む電気推進ミッション専用の管

制システムを、新規に開発し設置する必要がある。

さらに、これらの高信頼性を要求されるシステムを、スペース・ステーション内の限られた人手により、完全に管理運営するにはおのずと限界がある。そこで管制システムの省力化・自動化および信頼性向上を図るための一環として、AI 技術の応用を考慮する必要性が生じる。

以上の認識および考察に基づき、本論文では2章において、人工衛星の電気推進ミッションを遂行するための管制システムに AI 技術を応用した新システムを提案するとともに、システムを実際に試作し考察した結果について述べる。さらにこの管制システム実現のためにはシステム解析用ツール類の開発が必要不可欠である。したがって3章では、この目的のために開発したシステム解析用ツールの内容と、このツールを使って解析し、定量的に評価した結果について記述する。

2. 電気推進ミッション管制システム

地球を周回するスペース・ステーションの周辺で大型構造物、例えば、太陽光を利用した大型発電衛星などを組み立てる計画がある。そしてイオンエンジンなどの電気推進系エンジンを使い、地球周回低軌道から出発して徐々に高度を上げて、いわゆるスパイラル軌道を経て静止軌道等の目標軌道へ大型構造物を輸送する方式が、将来の大型発電衛星等で計画されている。

このようにスペース・ステーションを母船として、この母船から大型発電衛星等のミッションを管制する場合、次に示す各種機能が必要となる。

- 軌道・姿勢決定/予測

† An Artificial Intelligence Application and System Analysis to Operation and Control System for Electric Propulsion Mission by TORU OGINO (Knowledge Processing Department, Information Systems & Electronics Development Laboratory, Mitsubishi Electric Corporation).

†† 三菱電機(株)情報電子研究所知識処理開発部

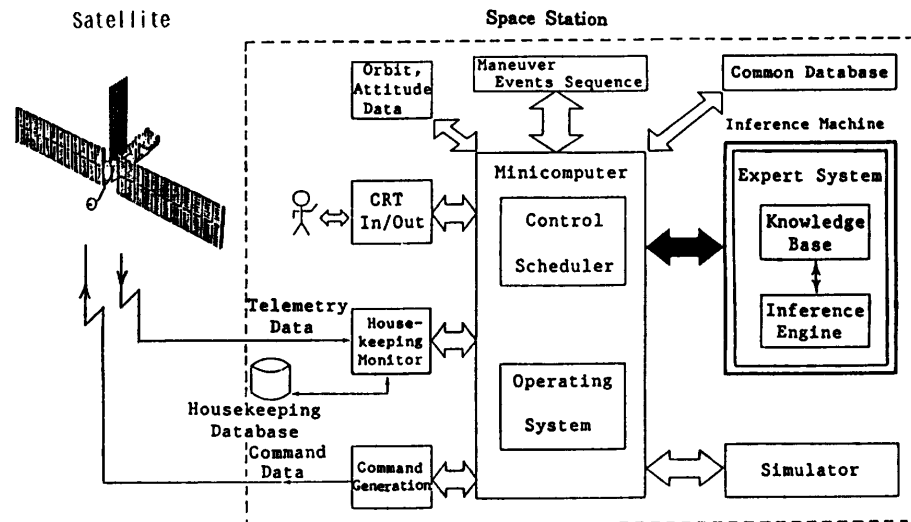


図 1 電気推進ミッション管制システム

Fig. 1 Operation & control system for electric propulsion mission.

- 軌道・姿勢マヌーバ計画, 実行, モニタ (ランデブー, ドッキングも含む)
- ミッション機器/バス機器のハウスキーピング, チェックアウト
- テレメトリ/コマンド系データ処理
- ミッション機器/バス機器の運用計画, 自動運用の指示とモニタ
- 飛行交通管制
- データ中継衛星との通信, データ電送/受信
- 地上局との通信, データ電送/受信
- マヌーバ緊急対策, 不具合診断/処置など

2.1 AI 技術を活用したシステムの提案と特徴

上記した管制業務をスペース・ステーション内の限られた専門家に対処するには, おのずと限界があり, 以下に示す問題点/課題を指摘することができる。

- (1) 管制システムは, 大規模, 複雑多岐にわたり, 高信頼性が要求される。
- (2) 人手により完全に管理・運営するには, おのずと限界がある。
- (3) 管制業務の効率化, 省力化, 自動化の推進が必要。
- (4) ハードウェアとともに, ソフトウェアの開発要素が多く, ソフトウェア開発・試験環境, ツール類の整備が急務である。
- (5) 管制システムエンジニアの育成が必要。

これらの問題点/課題を解決するための対応策としては, データ処理コンピュータによる機械化の促進とともに, AI 応用の一環としてエキスパート・システム

の導入を図る必要がある。

エキスパート・システムを導入した場合の利点を以下に示す。

- (a) 大規模オンライン・データ処理/診断システムの構築が容易となる。
- (b) 効率化, 省力化, 自動化が期待できる。
- (c) ソフトウェアの開発, 機能改修・拡張の容易性と信頼性の向上を推進できる。
- (d) システムエンジニアのノウハウを含む専門知識を, 誰でも, いつでも有効活用できる。

そこで, スペース・ステーション内に設置して, 太陽光発電衛星等のように電気推進系エンジンで飛行する人工衛星の管制システムに, エキスパート・システムを導入したシステム全体図を図 1 に示す。

この図は筆者が提案するシステムの一例であり, データ処理マシン(ミニコンピュータ)と推論マシンからなるハイブリッド構成が特徴である。これは宇宙分野特有の多種多量データの高速オンライン・データ処理と高速データ診断の必要性から, このようなデータ処理マシンと推論マシンとで, 得意分野の処理を分けて行う機能分担と協調処理を意図したものである。

2.2 試作システムの開発と考察

AI 技術を管制システムへ適用するに当たっては, 何が有効であるかを十分に見きわめてから実用化に入ることが重要である。

しかるに, 知識工学分野の本格的な研究は始まったばかりであり, 現時点では理論研究だけでこの解答を得ることはできず, 実験研究的なアプローチが必要で

ある。

そこで図1に示した機能を確認し検討するために、地上実験モデル(プロトタイプ)を試作した。

(1) 試作システムの構成

試作システムのハードウェア構成は、図2に示すように、従来形データ処理マシンとしてのミニコンピュータ(MELCOM MX/3000)と、エキスパート・

システム用として、推論マシン(MELCOM PSI-II)とを接続した。

データ処理マシン側では主として、3章で示す電気推進なども含む飛行軌道のシミュレーションと、衛星の各種テレメトリデータ処理を行う。そして推論マシン側では、主に処理済みのテレメトリデータの診断と飛行軌道マヌーバ診断および不具合対策立案を行うシステムとした。使用言語はデータ処理マシン側がFORTRANとC言語、推論マシン側がオブジェクト指向論理型言語ESP(Extended Self-contained Prolog)である。

(2) 専門知識の抽出と整理

エキスパート・システムを構築する場合に、エキスパート・システムの知識ベースに入れるべき専門知識(ここでは、スペース・ステーションや衛星の運用管制に関する専門家の持っている知識)の取り扱いに一番注目する必要がある。各専門家が長年の経験や学習によって得たノウハウを含む

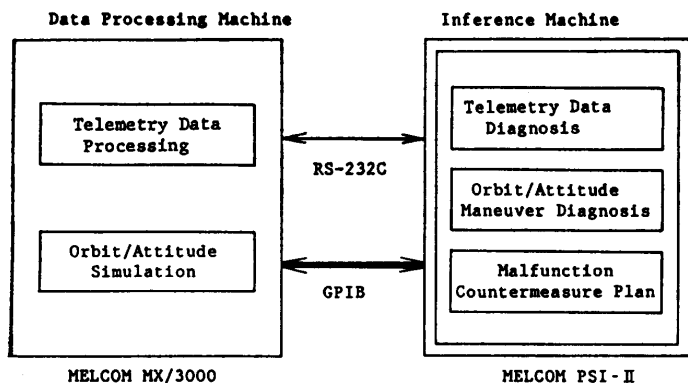


図2 試作システムの構成

Fig. 2 Prototype system of the operation & control system.

```

rule010::
attitude1.
window4 (Wq).
window3 (Wr).
window2 (Wq).
window1 (Wg).
data (Data).
(* :transfer (Wg, 380, 70, 380, 70, 200, 20, reverse)).
(* :set_title (Wq, "***** 軌道投入姿勢の診断を開始します *****").
:activate (Wr).
:activate (Wq).
:activate (Wg).
:read (Wq, C).
:transfer (Wg, 70, 330, 70, 330, 148, 20, reverse)).
(* :set_title (Wq, "質問 : 太陽照射角 (Sa) は+-30度以内ですか ?").
:activate (Wq).
:write_line (Wq, "テレメトリデータ (MX3000 --> PSI) : Sa=").
:read (Data, "Sa": Sa).
:get_floating_number_string (#symbolizer, Sa, 4, Sa_string).
:write_line (Wq, Sa_string).
:write_line (Wq, "[ 実行キーを入力して下さい ]").
:read (Wq, C).
(* (Sa < -30.0 ; Sa > 30.0)

-->
-- 1.
(* :set_title (Wq, "***** 軌道投入姿勢系に異常が発生しました *****").
:activate (Wq).
(* :write_line (Wr, "太陽照射角 (Sa) が+-30度より大きいので太陽照射角は異常です").
(* :write_line (Wg, "緊急姿勢制御を実施し、太陽照射角を+-30度以内にして下さい").
(* :demo_tl (#demo_tl, Wg).
(* :transfer (Wg, 900, 70, 900, 70, 100, 20, reverse)).

rule020::
attitude1.
window4 (Wq).
window3 (Wr).
window2 (Wq).
window1 (Wg).
data (Data).

(* :set_title (Wq, "質問 : 太陽照射角とその基準値との差 (S
:clear (Wq).
:clear (Wr).
:clear (Wg).
:activate (Wr).
:activate (Wg).

```

図3 ルールプログラム例

Fig. 3 Rule program (example).

専門知識を、いかに上手に専門家から抽出し、分類整理して、知識ベースとして推論マシン上に構築していくかが重要ポイントとなる。今回の試作では、「エキスパート・システム知識情報」カードに各専門家からの知識情報を記入し、分類整理して使用した。このカードにはルール記入欄が設けてあり、知識ベース中でルール化された内容と、当初の知識情報との対応が可能になるように工夫している。

(3) 知識のルール化

分類整理した知識をエキスパート・システム構築用ツール「EXT KERNEL-II」を使い、ルールプログラムに変換して知識ベースを構築した。知識ベース中のルールプログラムは、一例を図3に示すように、プログラムの中でルール内容を直接日本語で表現することが可能である。

(4) システム系統図の作成

推論マシン上で推論の実行過程や、各種診断の状況をグラフィック表示させると、専門家と推論マシンとの対話がスムーズになり便利である。この試作システムでは、衛星のシステム/サブシステムの系統図を作り、推論マシン側のビットマップディスプレイ上に表示させルールプログラムと連動させて、診断過程などが系統図上に表されるよう工夫した。マルチウィンドウ表示が可能であり、必要な系統図を呼び出し、不具合箇所の診断状況をグラフィック表示できるようにした。

(5) 診断実行

データ処理マシン側での2進-10進数変換や、各工学値単位への変換および編集処理されたテレメトリデータは、通信回線(RS232 C または GPIB) 経由で推論マシンへ渡り、テレメトリデータ値に基づく各種診断が実行される。図4の診断/対策フローに示すように、推論マシン上のシステム系統図を使い各種診断過程と対策案を表示する。そして、対策案を実行したときの計算機シミュレーションは、データ処理マシン側で実行され事前に確認しておく。最後に、専門家による最終判断に基づき対策の実行が行われ結果が表示される。

(6) 考 察

実際に試作システムを構築して検討した結果、以下に示すような考察結果と実現の見通しが得られた。

a) この試作システムでは、知識獲得やルールの検証・改良に関しては、前述したように、専門家からノウハウを含む経験的な知識を聞き出し、知識情報

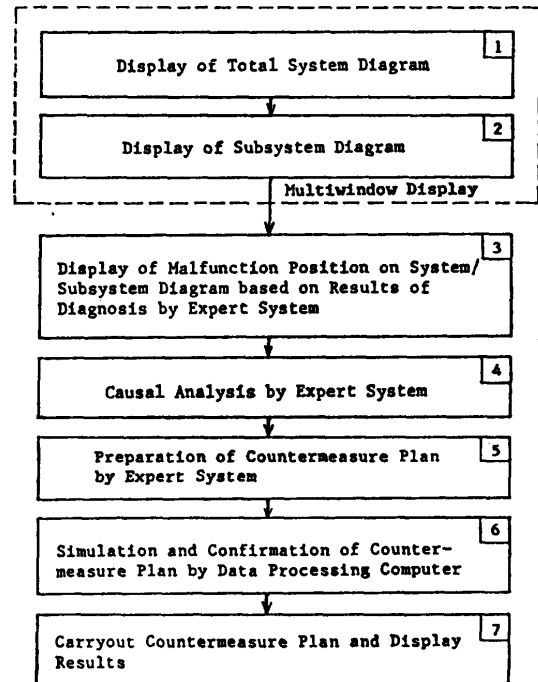


図4 診断/対策フロー

Fig. 4 Diagnosis/countermeasure plan flow.

カードに整理して、IF-THEN 型のプロダクションルールを作る方式を採用した。この方式は知識の獲得・整理はやりやすい反面、断片的な知識の形が多いため、知識の全体像がつかみにくくなるとともに、ルールの数が多くなると、ルールの検証・改良が難しくなる。したがって試作システムレベルではあまり問題とならないが、今後実用化を目指す場合、ルールのブロック化とともに、ルール形式ばかりでなく、ツリーやネットワーク形式での知識の整理方式なども取り入れて、知識の全体像が明確となり、検証・改良や拡張が容易になる工夫を行う必要がある。

b) エキスパート・システムの試作システムや、デモンストレーション用のモデルを作る上では、ルール数も少なく単純であるため、推論マシン側の CPU メモリ容量や処理速度はあまり問題とならない。しかし実用化レベルでは、ルール数もけたはずれに増え、内容も多岐にわたる。さらに、ルールプログラム形態も、プロダクションルールのみでなく、フレーム形との混在や、より人間の頭脳に近い知識表現が新しく必要となる。したがってそれらに応じて、実用化レベルでは、知識ベースに必要な CPU メモリも増大し、推論処理速度も高速なものが要求される。

c) 電気推進ミッションの特殊性から、電気推進系エンジンを使った長期間の連続噴射マヌーバが発生

する。例えば、3章で詳細に説明しているが、太陽光発電衛星の場合、地球周回軌道から出発して目標の静止軌道へ遷移するのに、半年から1年にわたるエンジン噴射ミッションが昼夜を分かず実施される。このようなクリティカルなエンジン噴射ミッションを、長期間常時連続して運用管理し、信頼性の高いシステムを維持するためには、スペース・ステーション内の限られた専門家だけでは限界がある。そこで解決策として、AI技術を応用したエキスパート・システム導入の重要性が、この試作システムを使った管制システムの検討の結果再認識でき、必要不可欠な要素として、今後の実用化に向けて育てていく必要があることがわかった。そして専門家の判断を支援する目的のためには、推論マシン側の診断用知識ベースを、今後さらに拡張、充実させていくことで、実用に十分耐えうるものに成長する見通しを得た。

d) 実運用時での緊急事態発生時などにおいて、原因分析をして冷静なる判断が早急に要求される場合、これらのエキスパート・システムは各専門家の判断支援システムとして大いに役立つシステムに成長することが期待できる。

したがって、上記した試作システムのような、従来形のデータ処理マシンと、専用の推論マシンとの有機的な結合と機能分担の実現、そしてこれらのマシンと、人間の頭脳との役割分担がうまく調和したシステムの実現が重要と考える。

3. 管制システム解析と評価

2章では、AI技術を応用した電気推進ミッション管制システムについて新しく提案し、この新システムに盛り込む機能を確認するために、プロトタイプを試作し考察した結果について示した。さらにこのシステム実現のためには、システム解析用ツール(プログラム)類を開発し、ツールによるシステム解析と評価が重要であり、必要不可欠な要素である。したがって3章では以上の認識のもとに、筆者らが開発したシステム解析用ツールの内容と解

析および評価結果について述べる。

3.1 システム解析用ツールの開発

このシステム解析用ツール(プログラム)は実運用時には2章で示した図1の中の「シミュレータ」機能ブロック用のプログラムや「マヌーバ」計画用プログラムとして利用することも考慮に入れて開発した。

このプログラムは図5に示すように、電気推進エンジンで飛行する人工衛星の軌道を高精度でシミュレーションするとともに、軌道飛行中の太陽電池放射線劣化を予測する。そして各種軌道飛行条件や太陽電池素材およびカバーガラス厚さ等をパラメータとして、衛星ミッション機器重量が最大となるようなトレードオフを行うことができる。使用言語はFORTRANである。

以下にその処理機能の概要を説明する。

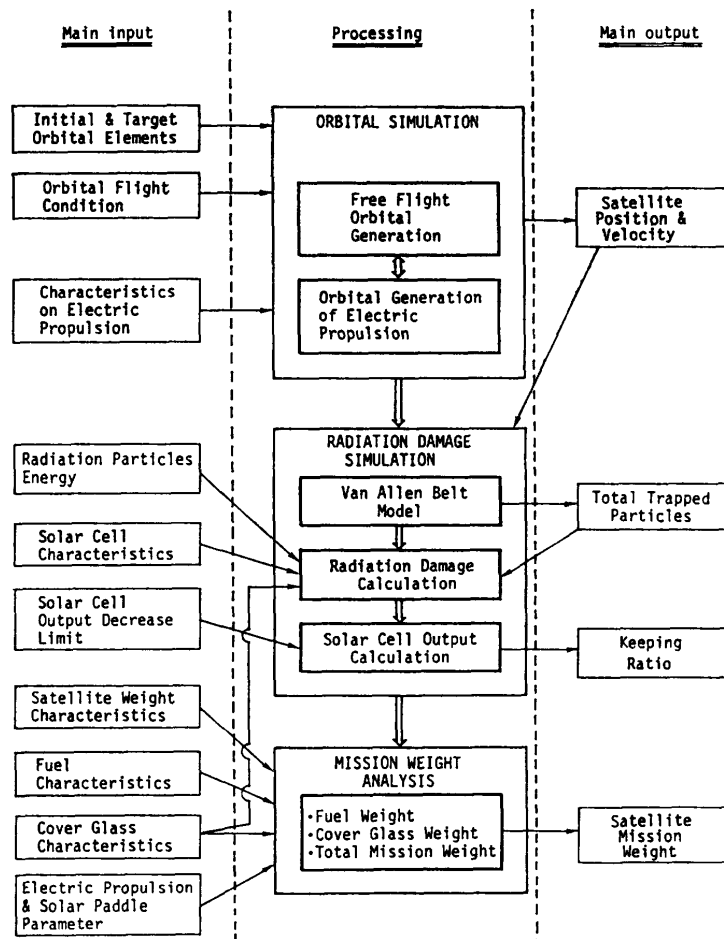


図5 システム解析用ツール(プログラム)
Fig. 5 System analysis tool (program).

3.1.1 軌道シミュレーション部

特別摂動法を採用し衛星に作用する加速度を順に数値積分して軌道生成を行う。衛星に作用する外力としては地球重力場の歪力、空気力、月・太陽の引力、太陽輻射圧および電気推進力を考慮している。

3.1.2 放射線劣化シミュレーション部

宇宙空間に存在する放射線は大別すると次の3種類が考えられている。

- (a) バン・アレン帯中の陽子と電子
- (b) 太陽フレア中の陽子
- (c) 銀河宇宙線

太陽電池劣化の立場から判断すると、(b)、(c)は(a)と比較して無視可能なオーダーであるので本プログラムではバン・アレン帯の陽子と電子のみを扱い、各粒子のエネルギー別フラックス/スペクトルマップを使い被曝放射線粒子数を計算している。そして太陽電池素材の耐放射線性の特性およびカバーガラス厚さ等をパラメータとして、最終的に太陽電池の放射線劣化率(保存率)を計算する。

3.1.3 衛星ミッション重量計算部

軌道および放射線劣化シミュレーション結果に基づき、低高度の地球周回軌道から目標の軌道、例えば静止軌道等へのスパイラル遷移するのに必要な電気推進用推進量を、飛翔経路や電気推進比推力等をパラメータとして計算する。さらに太陽電池カバーガラス重量も、その厚さと電池素材の耐放射線性等をパラメータとして計算する。そして最終的に、システムトレードオフの判断材料となる衛星ミッション機器へ割り当てることのできる衛星ミッション重量を計算する。

3.2 解析内容と評価

3.1 節で示したシステム解析用プログラム(ツール)を使って解析した内容と評価結果について以下に示す。

ここで取り上げた解析例は電気推進系エンジンを使い地球周回軌道から出発してスパイラル軌道を経て静止軌道へ大型の太陽光発電衛星を輸送する場合である。

この方式での一番の問題点は、電気推進飛行中での地球周辺のバン・アレン帯による太陽電池や搭載電子機器等の放射線劣化/機能損傷である。放射線劣化をできるだけ避けるために輸送経路や期間等の選定に各種最適化が必要であり、一方太陽電

池においても従来の Si セルに比べて放射線に強い素材、例えば GaAs セル等の採用も検討する必要がある。

ここでは、電気推進飛行中の軌道シミュレーションを行い、バン・アレン帯での太陽電池の放射線劣化を予測解析し、最後に Si と GaAs の太陽電池重量比較を行って、電気推進飛行に適した太陽電池素材についても検討している。

3.2.1 電気推進飛行軌道

イオンエンジンや DC アークジェットなどの様々な電気推進系エンジンが国内でも開発中であり、モデルケースとして種々のエンジン特性が考えられる。ここでは以下に示すエンジン特性をモデルケースとして設定し、このエンジンを地球周回の低軌道(高度 500 km)から静止軌道への遷移用として、1年間使用した場合のスパイラル軌道について解析した例を示す。

a. 解析前提条件

(1) 初期軌道

電気推進飛行開始の初期軌道として図 6 内の表に示す 4 種類のケースを設定する。ケース 1~4 の初期軌道はロケットによる地球周回軌道への投入能力に基づき仮定した値である。初期高度はいずれのケースも 500 km としている。

(2) 電気推進性能

平均推力を 48 mN とし、比推力を 5,000 秒とする。

(3) 空力特性

衛星断面積を 27 m²、空力係数を 1 とし、大気モ

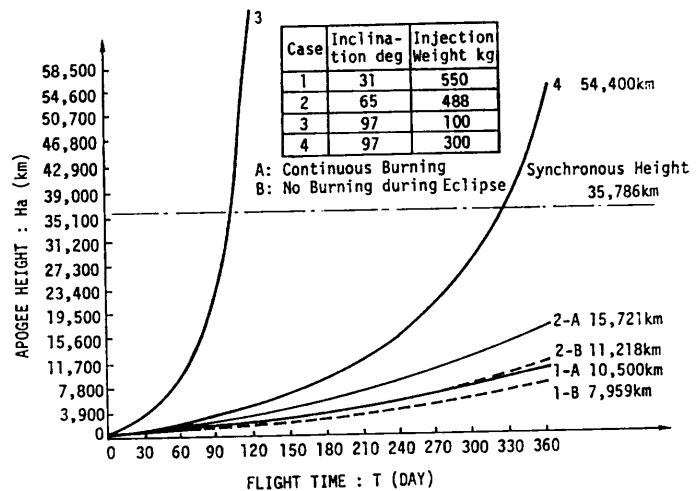


図 6 電気推進飛行軌道

Fig. 6 Electric propulsion orbits (spiral orbits).

デルは高度 1,000 km まで考慮してそれ以上は無視する。

b. 解析結果

ケース 1～4 の電気推進飛行 1 年間の軌道でのアポジ高度上昇の様子を図 6 に示す。図中点線の軌跡 (1-B, 2-B) は日陰中の電気推進がない場合を示し、実線は連続噴射の場合である。ケース 1 で連続噴射の場合 (1-A) は 1 年間の電気推進飛行で高度が約 10,000 km 上昇しており、日陰中電気推進ストップの場合 (1-B) と比較して、約 2,500 km (25%) の上昇高度差が発生することがわかる。

ケース 2～4 の場合は、ケース 1 と比較して初期投入重力が軽くなるため、1 年間飛行での到達高度はかなり上がって、特にケース 3 の場合は日陰が発生しないように極軌道にセットした場合で 100 日目頃に静止高度に達し、その後さらに上昇して地球脱出速度を得て惑星間飛行へ移行することがわかる。

3.2.2 被曝放射線粒子数

3.2.1 項で示したケース 1-A (軌道傾斜角が 31 度

で日陰中も電気推進あり) のスパイラル軌道で、1 年間飛行した場合の太陽電池被曝放射線粒子数予測について以下に示す。

a. 陽子 (プロトン) 被曝量

各エネルギー単位別に計算した被曝陽子線量を、10 MeV の単位に等価的に換算したときのカバーガラス通過後の陽子線量を図 7 に示す。1 年間飛行でスパイラル軌道は高度 500 km から約 10,000 km 上昇してプロトン・マップのはぼ外縁に達し、この場合の被曝陽子数はカバーガラス厚さ 3 ミル (0.076 mm) のとき 10^{13} 個/cm² のオーダーになる。

b. 電子 (エレクトロン) 被曝量

各エネルギー単位別に計算した被曝電子線量を、1 MeV の単位に等価的に換算したときのカバーガラス通過後の電子線量を図 8 に示す。1 年間の飛行ではほぼ 10^{16} 個/cm² のオーダーに達することがわかる。さらに電子は陽子と比較してカバーガラス通過性能が強く、カバーガラス厚さを増してもその阻止効果が陽子の場

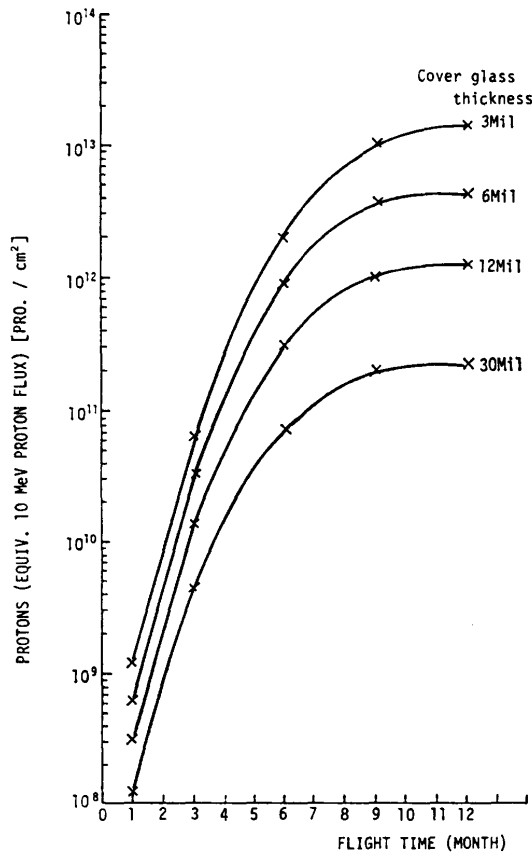


図 7 被曝放射線粒子 (プロトン) 総数
Fig. 7 Trapped protons (spiral orbit).

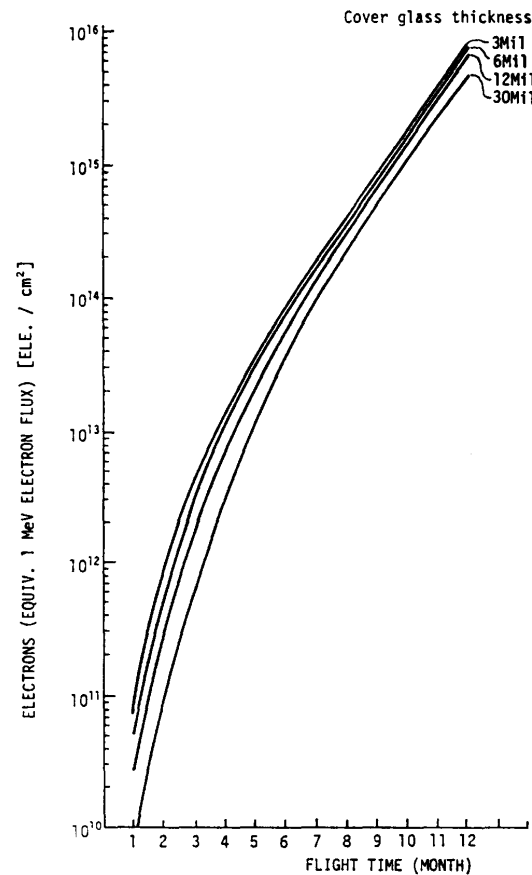


図 8 被曝放射線粒子 (エレクトロン) 総数
Fig. 8 Trapped electrons (spiral orbit).

合ほど顕著に現れないことがわかる。

3.2.3 等価電子線量

前記した陽子と電子の被曝粒子量を等価的に加えて、1 MeV の等価電子線量として表したものを図 9 に示す。陽子と電子を等価的に加える場合、陽子粒子数の 1,000 倍を電子粒子数に加算したものを実線で示し、同様に 3,000 倍を加算したものを点線で示す。陽子と電子の質量差などから 3,000 倍程度が妥当としている例もあるが、パラメータ・スタディの一例として、ここでは少し控え目な値を採用した実線で示した 1,000 倍のケースでの解析結果を以下に示す。

図 9 から明らかなように、電気推進 1 年間の飛行により 1 MeV の等価電子線量は 10^{16} 個/cm² のオーダーに達することがわかる。同様に、1 年間飛行時でのカバーガラス厚さに対する陽子、電子および等価電子線量を図 10 に示す。

3.2.4 耐放射線性と保存率

太陽電池セル素材の種類により耐放射線性は一般に異なる。ここで採用した Si と GaAs の耐放射線性の

データを図 11 に示す。図中 Si のデータは一例として技術試験衛星 (ETS-IV) 用のものを採用した。GaAs の耐放射線性はその接合深さ等によっても異なるため、一概に Si の何倍と表現することは難しいが、ここではパラメータ・スタディの一環として Si の短絡電流の耐放射線性カーブに基づいて、同一の保存率を得る照射電子線量の 1 倍 (Si と同一) から 10 倍までで GaAs の耐放射線性を表して Si との比較を行った。

図 11 に示した耐放射線性データに基づき、電気推進飛行中の太陽電池出力減少率の一例として短絡電流保存率の変化を図 12 に示す。図 12 から明らかなように、1 年間飛行後の保存率下限値が 70% は必要であると仮定すると、Si セルの場合 12 ミル以上のカバーガラスを必要とする。GaAs セルの場合は、もしその耐放射線性が Si の約 3 倍程度のものを使用した場合、3 ミルのカバーガラスで達成できることがわかる。また保存率の下限値が 80% 必要な場合は、Si セルではいくら厚いカバーガラスを使用しても達成不可

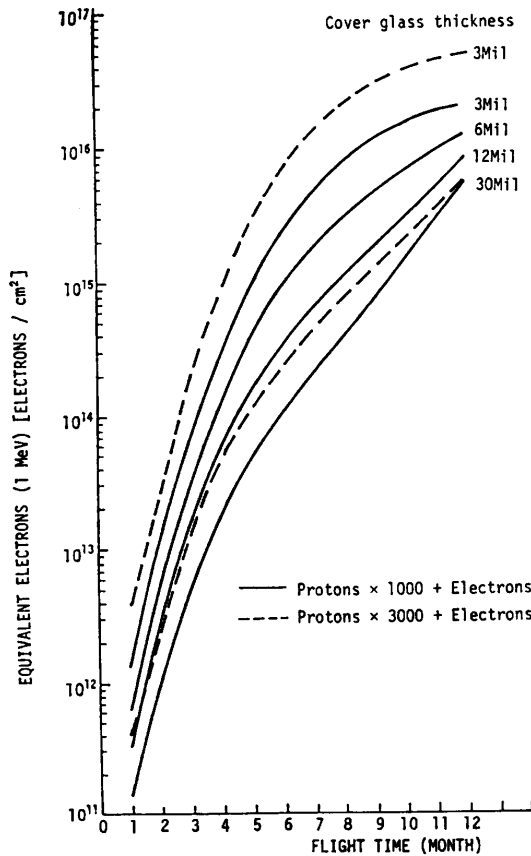


図 9 等価電子線量
Fig. 9 Equivalent electrons (spiral orbit).

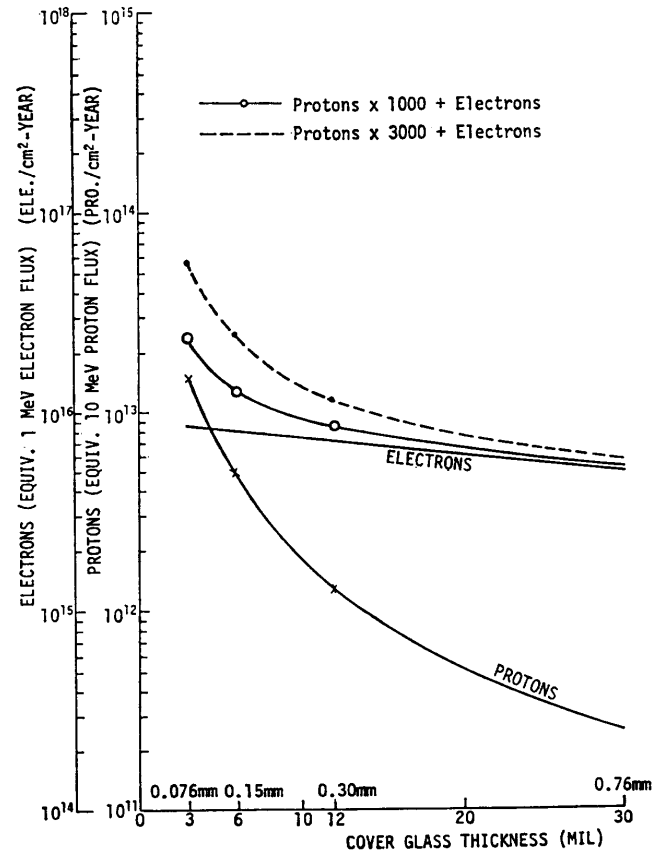


図 10 等価被曝放射線粒子総数
Fig. 10 Total equivalent trapped particles (one year flight).

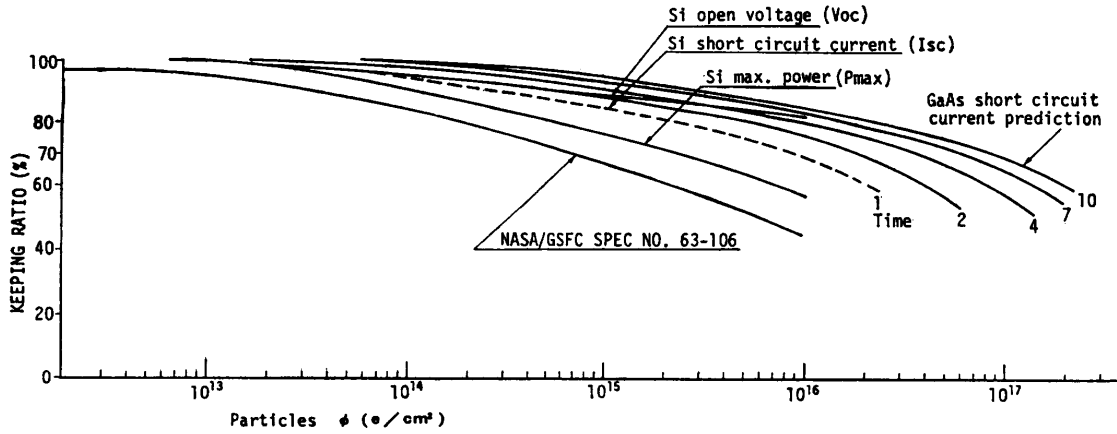


図 11 耐放射線性
Fig. 11 Durability on radiation damage.

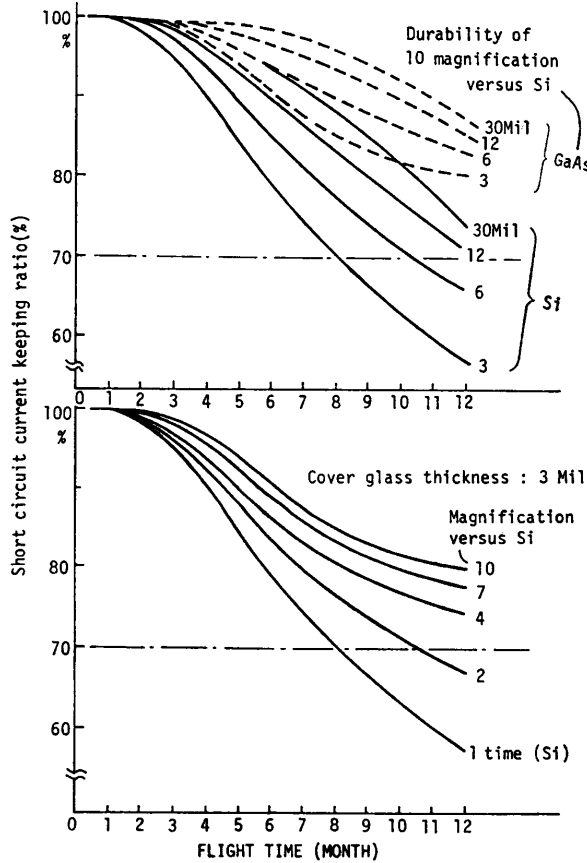


図 12 短絡電流保存率の変化
Fig. 12 Short circuit current keeping ratio.

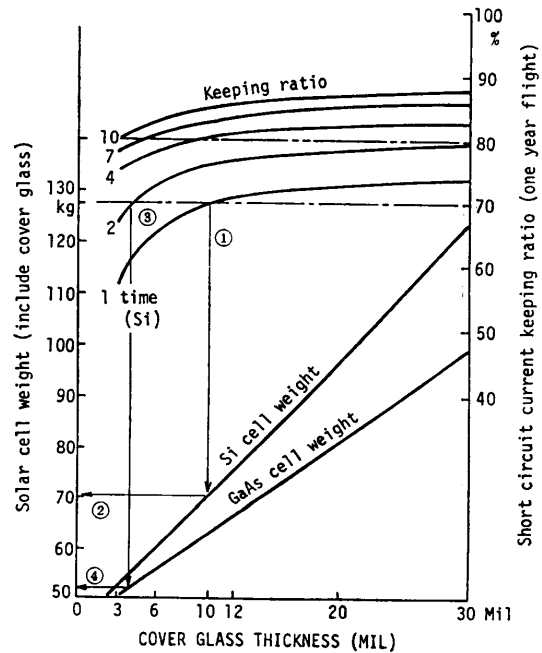


図 13 太陽電池セル重量比較
Fig. 13 Solar cell weight comparison.

能であり、GaAs 等の耐放射線性の強い素子が必要であることがわかる。

3.2.5 衛星ミッション重量の最適化

被曝放射線粒子量および Si と GaAs の耐放射線性

に基づく 1 年間飛行時の保存率データから、太陽電池セル重量比較を行い図 13 にその結果を示した。ここでは GaAs の単位面積当りの出力を Si の 1.5 倍と仮定し必要電力を 4 kW とした。この場合カバーガラスを貼っていないペアセルの重量比較では、GaAs が 45 kg となり Si より 1 kg 重い結果となる。これは GaAs セルのほうが Si に比べ単位面積当りの重量が 1.52 倍重いことによる。したがって GaAs は変換効率の差により単位面積当りの発生電力が Si の 1.5 倍向上している場合でも、ペアセルの重量比較では Si

と同等かむしろ劣る結果となる。

次にこれらのペラセルにカバーガラスを貼り耐放射線性を向上させ、1年間飛行時の保存率をある値以上に保持する必要がある場合の Si と GaAs セルの重量比較を行う。図 13 に示すように、1年間飛行時の短絡電流保存率下限値を 70% と仮定した場合、Si セル (①) は 10 ミリ厚さのカバーガラスを必要とし約 70 kg (②) の太陽電池セル重量となる。これに対し GaAs ではその耐放射線性を Si の 2 倍と仮定した場合 (③) でも 4 ミル程度のカバーガラス厚さで済み、その太陽電池セル重量は約 53 kg (④) となる。したがって耐放射線性が 2 倍の GaAs を使った場合でも ② と ④ の重量差 17 kg が発生することになり、GaAs 使用の場合 Si に比べて 17 kg の重量軽減が図れることになり、この重量をミッション重量へ回すことができる。

1年後の保存率が 80% 必要である場合は Si では不可能であり、GaAs の場合でもその耐放射線性が 4 倍程度のものが必要となりカバーガラス厚さも 9 ミル必要である。それでも太陽電池セル重量は 62 kg (17% 増) 程度で済むことがわかる。

太陽電池パドル重量としては、このセル重量以外に構造材料などの重量が加算され、セル重量の約 2 倍程度になることが一応の目安と考えられるため、Si と GaAs のパドル重量差はさらに広がり、耐放射線性の強い GaAs 等の素材ほど、電気推進飛行ではミッション重量へ回すことのできる重量が大となり有利であることがわかる。

したがって衛星ミッション重量に関しては、地球周回軌道から出発して、電気推進飛行によるスパイラル軌道で高度を上げ静止軌道などへ遷移する場合、GaAs 等の耐放射線性の強いセル素材を使うほど重量軽減が図れ、衛星ミッション重量を増加できることが定量的に把握できた。さらに電気推進によるスパイラル軌道遷移の有効性についても確認できた。

4. おわりに

人工衛星の電気推進ミッションを遂行する管制システムの省力化・自動化および信頼性の向上を目指して、AI 応用技術の一環として、エキスパート・システムを導入した新方式の管制システムについて提案した。そして試作システムを開発して検討を行い、この管制システムが有効に作用する見通しを得た。そしてこの管制システム実現のために必要不可欠なシステム

解析用ツールを開発した。そしてこのツールを使用した電気推進飛行軌道シミュレーションを実施して、電気推進に必要な太陽電池パネルの放射線劣化予測や、衛星ミッション重量の最適化解析などの管制システム解析を行い、定量的に評価した結果、電気推進ミッションとその管制システムの有効性を確認した。さらにこのツールを使ったシステム解析が管制システムの構築に寄与できることがわかった。

したがって今後の課題としては、このエキスパート・システムを導入した管制システムの試作モデルをさらに成長させて、実用に耐えうるシステムへ発展させる必要がある。そして並行して今回開発した管制システム解析用ツールの機能向上を図るとともに、ツールを使ったより具体的で定量的な解析を進め、管制システムの技術的課題を明確にしながらか解決策を見出し、管制システムの実用化に寄与していくことが重要である。

謝辞 電気推進ミッションに関して御指導を仰ぎました宇宙科学研究所・栗木恭一教授、長友信人教授に深く感謝いたします。そして AI 応用に関して御指導いただきました当社情報電子研究所・市川照久部長、辻秀一グループマネージャに感謝いたします。さらに、システム解析用ツールの開発や解析に御協力いただきました当社鎌倉製作所宇宙部・尾原弘見参事、大村勝敏参事、伊地智幸一主幹、五十嵐一則主幹をはじめ関係各位に感謝いたします。

参考文献

- 1) Nagatomo, M., Kuriki, K. and Tsukahara, K.: Orbital Operation of Co-orbiting Spacecraft with a Space Station, *35th Congress of the International Astronautical Federation*, IAF-34-42 (1984).
- 2) Ogino, T. and Ijichi, K.: A Feasibility Study of an Expert System for a Space Station and Experiments in Space, *37th Congress of the International Astronautical Federation*, IAF-86-65 (1986).
- 3) NASA: Space Station Program Description Document, Book 6, Systems Operations Document (1983).
- 4) Hayes-Roth, F., Waterman, D. A. and Lenat, D. B. (eds.): *Building Expert Systems*, Addison-Wesley, Inc. (1983).
- 5) 木下, 荻野: 知識情報処理の宇宙分野への応用, *三菱電機技報*, Vol. 60, No. 9, pp. 31-35 (1986).

(平成元年 4 月 20 日受付)

(平成 2 年 1 月 16 日採録)

**荻野 徹 (正会員)**

昭和43年広島大学工学部精密工
学科卒業。同年、三菱電機(株)入社。
以来、ロケット/人工衛星の研究開
発に従事。現在、同社情報電子研究
所知識処理開発部所属。各種産業分
野へ高信頼性技術とともに、人工知能を応用する研究
開発に従事。著書:「エキスパート・システム導入実
戦ガイド」(共著、電気書院)。日本航空宇宙学会、電
子情報通信学会、人工知能学会各会員。
