Osaka University Knowledge Archive

Title	人工衛星管制エキスパートシステム
Author(s)	荻野, 徹
Citation	大阪大学, 1991, 博士論文
Version Type	VoR
URL	https://doi.org/10.11501/3054493
rights	
Note	

Osaka University Knowledge Archive : OUKA

https://ir.library.osaka-u.ac.jp/

Osaka University

人工衛星管制エキスパートシステム

荻　野　　徹

内　容　梗　概

人工衛星の管制システムは、人工衛星から受信するテレメトリデータ（衛星の内部状態を示すデータ）や、人工衛星に送信するコマンドデータ（衛星に指令を与えるデータ）などの処理を行う地上受信・送信装置と、データ処理装置とから構成されている。データ処理装置としては、汎用の大型コンピュータやミニコンピュータなどが使用され、テレメトリデータ処理や編集処理が行われている。これらのデータ処理・編集処理は自動化されているが、その結果に基づくデータ診断、不具合発生の判断、対策の立案などの知的な作業の自動化は難しく、全て衛星専門家や管制要員に任されているのが現状である。このような知的な作業の自動化を、エキスパートシステム技術を適用して促進する人工衛星管制エキスパートシステムの確立が求められている。

本論文は、筆者が三菱電機株式会社において行った人工衛星管制エキスパートシステムに関する研究成果をまとめたもので、特に重要な次の四つの課題について記述したものである。

（１）人工衛星管制システムと軌道解析（第２章）

（２）宇宙ステーション搭載用管制システム（第３章）

（３）電気推進飛行用管制システムとシステム解析（第４章）

（４）設計と試験および運用を支援するエキスパートシステム（第５章）

第１章では、人工衛星の各種システムへの知識情報処理の適用について考察し、本分野における研究の現状、工学上の意義、本研究の位置付け、および研究内容について概説する。

第２章では、人工衛星を地上から管制するシステムに関して、現状の問題点を明確にし、その解決方法として、エキスパートシステム技術を適用して工夫したシステムモデルを提案し、プロトタイプを開発して評価した結果、自動化への見

通しが得られ、その成果を技術課題とともに記述する。このシステムは、従来（現状）の管制システムにおいて、人海戦術で対応しているデータ診断や不具合対策・立案などの知的な業務にエキスパートシステム技術を適用して、困難と見なされていた衛星専門家や管制要員の知的作業の負荷を減らすことを可能にするものである。本研究では、特に管制システムの自動化に重要な軌道解析を実施して、軌道設定の最適化のための解析手法と簡易方式のアルゴリズムを与えるとともに、従来の解析手法やアルゴリズムでは対応できなかった二液式アポジ・キックモータを備えた新しいタイプの人工衛星の軌道設定の最適化に適用できることを明らかにする。更に、この方法を用いて、実際の人工衛星の軌道解析を実施し定量的に評価して、今後の人工衛星の設計、およびその管制システムの自動化に寄与することを示す。

第3章では、宇宙ステーションの管制や宇宙実験の自動化を目指して、宇宙ステーションに搭載して使用する管制システムの提案を行うとともに、システム開発上不可欠な軌道解析を実施し検討する。地上実験モデルの開発に基づき、宇宙ステーション内の限定された人々の支援システムとして、有用であることを明らかにするとともに、今後の自動化を目指した技術課題を示す。

第4章では、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特殊な人工衛星用に、その特徴的な電気推進飛行を達成するために必要な管制システムを提案し、プロトタイプの開発に基づき、このシステムが有効に作用する見通しと技術課題を明確にする。管制システムを実現するために必要不可欠な、システム解析用ツールを提案し開発する。ツールを使った電気推進による飛行軌道シミュレーションを実施して、各種管制システム解析を行い定量的に評価する。このシステム解析用ツールは、従来の解析手法では困難であった電気推進飛行軌道を精度良く計算するとともに、飛行軌道中のバンアレン帯での放射線による電子機器の劣化と、衛星重量の最適化解析に有用であることを明らかにする。

以上のエキスパートシステム技術を適用した管制システムの研究開発を通して、設計や試験フェーズでの専門知識やデータが、実際の管制を行う運用フェーズでも不可欠であることが明らかとなり、これらの知識やデータを各フェーズで共有化するとともに、全てのフェーズを支援できるエキスパートシステムの必要性が明らかとなった。

第５章では、人工衛星の管制を行う運用フェーズへの適用を考慮して、人工衛星の設計と試験および運用を支援するエキスパートシステムについて議論する。ＡＩ技術とともに、故障モード影響解析（FMEA : Failure Mode and Effects Analysis）手法を適用する方式を提案して、問題解決に役立つことを明らかにする。人工衛星の分野では、この方式の特徴である故障モード影響解析手法を適用して、設計と試験および運用を支援するエキスパートシステムに関する研究は他にみうけられない。現状のＣＡＤ(Computer Aided Design)やＣＡＴ(Computer Aided Testing)の問題点を明確にし、従来技術と組み合わせ融合させたエキスパートシステム技術を適用して、問題解決のための知的ＣＡＤ／ＣＡＴシステムのモデルを提案する。プロトタイプを開発し検討した結果、人工衛星の設計と試験および運用を支援するエキスパートシステムとして有用であることを明らかにする。これは、管制システムの自動化に寄与するものである。

第６章では、本論文全体の結論と今後の課題について記述する。

関　連　発　表　論　文

[1] 荻野徹：人工衛星運用管制エキスパートシステムと軌道設定の最適化，電子情報通信学会論文誌A，Vol.J73-A，No.3，pp.602-609，Mar.1990.

[2] Ogino,T.，Ijichi,K.：A FEASIBILITY STUDY OF AN EXPERT SYSTEM FOR A SPACE STATION AND EXPERIMENTS IN SPACE，Space Technology，Vol.7，No.4，pp.273-279，Pergamon Press，Oct.1987.

[3] 荻野徹：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，情報処理学会論文誌，Vol.31，No.4，pp.634-644，Apr.1990.

[4] 荻野徹，宇田川佳久，近藤省造，芝論：設計と試験を統合的に支援する知的ＣＡＤ／ＣＡＴシステム，人工知能学会誌，Vol.5，No.4，pp.492-501，July 1990.

[5] Tanaka,A.，Utashima,M.，Inamiya,K.，Ogino,T. and Shimizu,T.：MISSION ANALYSIS FOR MANEUVER，Proc. International Symposium on Spacecraft Flight Dynamics，ESA SP-160，pp.157-166，European Space Agency，Aug.1981.

[6] Utashima,M.，Tanaka,A.，Tohchi,T. and Ogino,T.：EAST-WEST STATION KEEPING MANOEUVRE，Proc. International Symposium on Spacecraft Flight Dynamics，ESA SP-160，pp.407-415，European Space Agency，Aug.1981.

[7] Kuriki,K.，Obara,H.，Ogino,T.，Yoshida,T.，Shimada,S. and Ohmura,M.：OPERATION OF MPD-SEP ON BUS PLATFORM，Proc. Space Station Symposium，pp.142-149，National Aerospace Laboratory，Oct.1982.

目　　次

第１章　序論 ---------- 1
第２章　人工衛星管制システムと軌道解析 ---------- 7
２．１　緒言 ---------- 7
２．２　従来の管制システムの問題点 ---------- 7
２．３　管制エキスパートシステム ---------- 9
２．３．１　モデルの提案 ---------- 11
２．３．２　モデルの開発と考察 ---------- 11
２．４　管制のための軌道解析 ---------- 29
２．４．１　解析手法の提案 ---------- 30
２．４．２　解析アルゴリズム ---------- 32
２．４．３　解析結果 ---------- 38
２．４．４　管制エキスパートシステムへの適用 ---------- 41
２．５　結言 ---------- 47
第３章　宇宙ステーション搭載用管制システム ---------- 49
３．１　緒言 ---------- 49
３．２　エキスパートシステム技術の適用と軌道解析 ---------- 49
３．２．１　宇宙ステーションとフリーフライヤーの管制システム -- 49
３．２．２　宇宙実験 ---------- 51
３．２．３　試験装置 ---------- 68
３．３　地上実験モデルの開発 ---------- 71
３．４　結言 ---------- 73

第４章　電気推進飛行用管制システムとシステム解析 ---------- 75
４．１　緒言 ---------- 75
４．２　電気推進飛行用管制システム ---------- 76
４．２．１　モデルの開発と考察 ---------- 76
４．３　システム解析と評価 ---------- 79
４．３．１　システム解析用ツールの提案と開発 ---------- 79
４．３．２　解析内容と評価 ---------- 81
４．３．３　管制エキスパートシステムへの適用 ---------- 94
４．４　結言 ---------- 95
第５章　設計と試験および運用を支援するエキスパートシステム ---------- 97
５．１　緒言 ---------- 97
５．２　問題解決方法 ---------- 98
５．３　モデルの提案と開発 ---------- 101
５．３．１　システム構成 ---------- 101
５．３．２　類似検索 ---------- 105
５．３．３　使用部品の選定 ---------- 109
５．３．４　故障モード影響解析支援 ---------- 114
５．３．５　試験データの診断 ---------- 128
５．４　結言 ---------- 129
第６章　結論 ---------- 133
謝辞 ---------- 137
文献 ---------- 139

第 1 章

序　論

第１章　序論

人工衛星の各種システムへの知識情報処理の適用について考察し、本分野における研究の現状、工学上の意義、本研究の位置付け、および研究内容について概説する。

世界初のソ連の人工衛星「スプートニク１号」が、打ち上げられて以来、今年（1991年）で34年になり、現在までに打ち上げられた人工衛星の総数は 4,000個近くになり、静止軌道上の人工衛星の総数も 300個に達している[(1)(2)]。これらの人工衛星は寿命期間中、各々地上の管制システムにより、軌道や姿勢および搭載ミッション機器などのコントロールが行われ、２４時間体制で維持管理されている。現状では、これらの管制システムの構成は、大別すると、人工衛星から受信するテレメトリデータ（衛星の内部状態を示すデータ）や、人工衛星に送信するコマンドデータ（衛星に指令を与えるデータ）などの処理を行う地上受信・送信装置と、データ処理装置とから構成されている。データ処理装置としては、汎用の大型コンピュータやミニコンピュータなどが使用され、テレメトリデータ処理や編集処理が行われている。これらのデータ処理・編集処理は自動化されているが、その結果に基づくデータ診断、不具合発生の判断、対策の立案などの知的な作業の自動化は難しく、全て衛星専門家や管制要員に任されているのが現状である。膨大なテレメトリデータやコマンドデータなどの管制データの診断を人手に頼っているため、従来の管制装置では、多数の衛星専門家や管制要員を必要とし、かつ人手によるデータ診断であることから、衛星専門家が、設計時の図面や設計・試験時のデータと比較して、良否の判定を行う診断作業に要する時間も膨大となる問題点がある。さらに実際の管制時において、人工衛星に故障が発生したような緊急事態においては、膨大な管制データを迅速に、もれやミスなく診断することが困難となる問題点も予想される。

以上の人手に頼っている知的な作業を、できるだけ自動化しようとする研究開発が、米国をはじめ我が国でも1980年代に入りスタートした[3][4]。この時期は知識情報処理の中でも、特に、エキスパートシステムの研究開発[5]が本格化し始めた頃であり、人工衛星や宇宙ステーションの管制を含む様々な知的な作業の自動化のために、エキスパートシステム技術を適用する研究開発[6][7]が活発化している。しかし、人工衛星管制の自動化のために、エキスパートシステム技術が適用され、本格的に実用化された事例は未だ発表されておらず、現状では大部分が研究開発中と考えられる。最近では、従来の汎用データ処理コンピュータに加えて、専用の推論マシンや並列処理マシンなども登場し、開発用ツール類も機能向上が図られつつあり、エキスパートシステムの研究開発環境は、ハードウェア、ソフトウェア共に整いつつある[8]。米国を中心とする各国、各機関の協力による宇宙ステーション計画[9]が発表されて以来、エキスパートシステムの宇宙ステーションなどへの応用研究も盛んになり、我が国でも各方面で研究開発が進められている[8][10][11]。

人工衛星や宇宙ステーションなどの各種システムは今後益々大規模、複雑多岐にわたるシステムへ発展する傾向が大である。これらの高信頼性を要求されるシステムを人手により完全に管理・運営するにはおのずと限界があり、機械化に頼らざるを得ない面が多くなる。人間が担当すべき作業と機械化作業とのバランスをとることが必要であり、それらの作業分担はいかにあるべきか等の問題が生じる。人間が関与することによるシステム全体の信頼性低下の問題も発生するが、すべて機械化が可能な訳でもなく、逆に機械処理することにより信頼性・安全性が下がることも起こり得る。

これらの問題は一概には解決できない面も多々あるが、要求機能、実現手段、開発期間、信頼性、安全性、コスト等の多くのパラメータを制約条件のもとでトレードオフして最適解を得る努力が必要である。エキスパートシステムを含む知

識情報処理分野の本格的な研究は端緒についたばかりであり、これらの問題を解決するには、現時点では理論研究だけではなく実験研究的アプローチが必要である。従来技術とＡＩ技術の付加／融合化技術とともに、システム開発のための解析アルゴリズムや解析ツール類の研究開発が必要となる。

上述したように、人工衛星の各種システムは、他の分野と同様に、今後ますます大規模、複雑多岐にわたるシステムへ発展していくことは必至である。これらの高信頼性を要求されるシステムを、人手により完全に管理・運営することは困難であり、知的な処理の自動化／機械化を行う手段として、エキスパートシステムの必要性がクローズアップされる。

このような認識に立って、現状の問題点／課題をまとめると次のようになる。

(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) 管制の効率化、省力化、自動化の推進が必要である。

(4) ハードウェアと共に、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である。

工学上の意義の観点から、上述の問題点／課題を解決する方法として、データ処理コンピュータによる機械化の促進とともに、エキスパートシステム化を図る必要がある。これらの問題点／課題を解決することは、本研究の主目的・方針であり、解決方法としてエキスパートシステム化を採用した場合の利点をまとめると、次のようになる。

(a) 大規模オンライン・データ処理／診断システムの開発が容易となる。

(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。

どのようなシステムに対してエキスパートシステム技術の適用が有用であるかは一概には言えないが、現時点では、次に示すものが有用と考える。

- 人工衛星の管制
- 宇宙ステーションの管制
- 各種宇宙実験
- 人工衛星の試験、管制訓練
- フライトデータ処理／評価
- システム／ミッション解析
- 管制シミュレータ
- 通信制御
- リモートセンシング

これらの分野に適用されたエキスパートシステムは、地上での各種専門家の負荷の軽減と判断の支援などを行うシステムとして有用であるばかりでなく、宇宙ステーション内などの宇宙での限られた専門家に対する支援システムとしても、有用であると期待される。

上述した人工衛星の管制にエキスパートシステム技術を適用する研究では、診断型エキスパートシステムと呼ばれているものが大部分を占め、設計や試験および運用を支援するエキスパートシステムの研究は少なく、実際に適用され運用された事例の発表は見当たらない。さらに、エキスパートシステムとして構成しただけで上述の問題点／課題が解決される訳ではなく、新しい管制システム全体に対応できる解析アルゴリズムや解析ツール類の研究開発も並行して実施し、エキスパートシステムとの融合を図ることも必要であるが、人工衛星の分野ではこのような研究は比較的少ない。

本研究は、人工衛星の分野で、比較的研究の少ない設計から運用までを支援す

るエキスパートシステムに関して、従来技術の故障モード影響解析手法を適用するモデル等を提案して、管制システム解析や解析ツール類の研究とともに実施したものである。このような部分に焦点を合わせて問題解決を図る研究は他にみうけられない。

第2章では、人工衛星を地上から管制するシステムに関して、現状の問題点を明確にし、その解決方法として、エキスパートシステム技術を適用して工夫したシステムモデルを提案し、プロトタイプを開発して評価した結果、自動化への見通しが得られ、技術課題とともに記述する。管制システムの自動化に重要な軌道解析を実施して、軌道設定の最適化のための解析手法と簡易方式のアルゴリズムを与えるとともに、実際の人工衛星の軌道解析を実施し定量的に評価して、今後の人工衛星の設計、およびその管制システムの自動化に寄与することを示す。

第3章では、宇宙ステーションの管制や宇宙実験の自動化を目指して、宇宙ステーションに搭載して使用する管制システムの提案を行うとともに、システム開発上不可欠な軌道解析を実施し検討する。地上実験モデルの開発に基づき、宇宙ステーション内の限定された人々の支援システムとして、有用であることを明らかにする。

第4章では、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特殊な人工衛星用に、その特徴的な電気推進飛行を達成するために必要な管制システムを提案し、プロトタイプの開発に基づき、このシステムが有効に作用する見通しと技術課題を明確にする。管制システムを実現するために必要不可欠な、システム解析用ツールを提案し開発する。ツールを使った電気推進による飛行軌道シミュレーションを実施して、各種管制システム解析を行い定量的に評価する。

以上のエキスパートシステム技術を適用した管制システムの研究開発を通して、設計や試験フェーズでの専門知識やデータが、実際の管制を行う運用フェーズでも不可欠であることが明らかとなり、これらの知識やデータを各フェーズで共有

化するとともに、全てのフェーズを統合的に支援できるエキスパートシステムの必要性が明らかになった。

第５章では、人工衛星の管制を行う運用フェーズへの適用を考慮して、人工衛星の設計と試験および運用を支援するエキスパートシステムについて議論する。ＡＩ技術とともに、故障モード影響解析（FMEA : Failure Mode and Effects Analysis）手法を適用する方式を提案して、問題解決に役立つことを明らかにする。人工衛星の分野では、この方式の特徴である故障モード影響解析手法を適用して、設計と試験および運用を支援するエキスパートシステムに関する研究は他にみうけられない。現状のＣＡＤ(Computer Aided Design)やＣＡＴ(Computer Aided Testing)の問題点を明確にし、従来技術と組み合わせ融合させたエキスパートシステム技術を適用して、問題解決のための知的ＣＡＤ／ＣＡＴシステムのモデルを提案する。プロトタイプを開発し検討した結果、人工衛星の設計と試験および運用を支援するエキスパートシステムとして有用であることを明らかにする。

第６章では、本論文全体の結論と今後の課題について記述する。

第　2　章

人工衛星管制システムと軌道解析

第２章　人工衛星管制システムと軌道解析

２．１　緒言

人工衛星を地上から管制するための従来システムにおいては、各種データの処理／編集業務はデータ処理用コンピュータによる自動化処理が進んでいる。しかし、データ処理／編集後の業務、例えば、データ診断、不具合箇所の推定、対策案立案などの、いわゆる知的な処理は人間の専門家に全て任されており、人海戦術で対処しているのが現状である。従って、これらの知的な処理を行うために、多数の衛星専門家を必要とし、かつ人手による処理のため、作業時間も膨大となるとともに、思わぬミスが発生する可能性もある。

今後さらに大規模／複雑化し、高信頼性を必要とする人工衛星の管制システムにおいては、例えば、人工衛星に故障が発生した場合などの緊急事態発生時において、膨大な管制データを早急に漏れや、ミス無く診断して適切な処置を施すことが、今までのような人海戦術だけでは困難になることが予想される。そこで管制システムにＡＩ技術を応用して、知的な処理をできるだけ自動化し、衛星専門家を支援することが必要となる。

以上の認識に基づき、２章では２．２において、従来（現状）の管制システムの問題点を明確にした後、２．３でこれらの解決方法として、エキスパートシステム技術を適用して工夫したシステムモデルを提案するとともに、このシステムのプロトタイプを開発し検討した結果について述べる。２．４では、この管制システムの自動化に重要な軌道解析に関して、解析手法と簡易方式のアルゴリズムを求め、実際の三軸静止衛星の事例を使って解析し、評価した結果について示す。

２．２　従来の管制システムの問題点

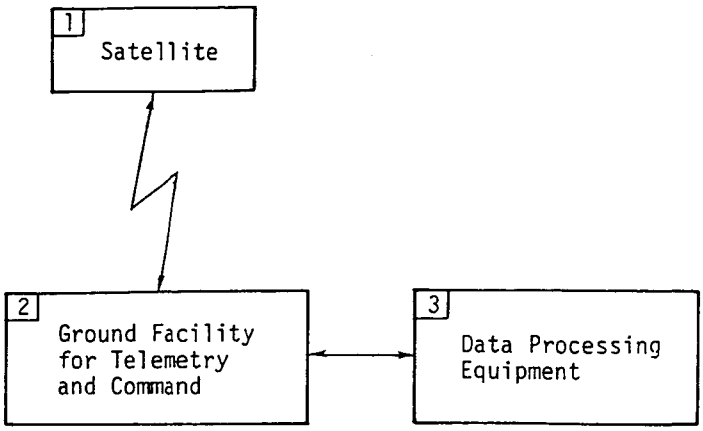


図２－１　従来の管制システム

Fig. 2-1 Functional block diagram of conventional operation & control system for satellite.

人工衛星の従来の管制システムは、図２－１に示すように大別すると、人工衛星(1)から受信するテレメトリーデータや、人工衛星へ送信するコマンドデータ等の処理を行う地上受信・送信装置(2)とデータ処理装置(3)から成っている。データ処理装置(3)としては、汎用の大型コンピュータやミニコンピュータ等が使用されている。次にこれらの装置を使ったデータ処理の内容を図２－２で説明する。この図に示すように上述のコンピュータを使ったデータ処理は大別すると、人工衛星からのテレメトリデータを処理するテレメトリデータ処理手段(a)、人工衛星へ指令を与えるコマンドデータを処理するコマンドデータ処理手段(b)、テレメトリデータやレンジングデータ（衛星までの距離と角度の測定データ）から人工衛星の軌道と姿勢を決定する軌道・姿勢決定手段(c)、人工衛星の軌道と姿勢を制御するための計画を作成する軌道・姿勢制御計画手段(d)から成るソフトウェア（プログラム）によって実施される。

従来の人工衛星の管制装置は、上述のように構成され、各手段は独立しているため、人間がその起動の順番を決めて、各々を動作させる。そして各手段による処理結果を得た後、人間がその結果の良否を判定する。このように、従来の管制装置では、膨大なテレメトリデータやコマンドデータ等の管制データの診断を人手に頼っているため、多数の衛星専門家を必要とし、かつ人手によるデータ診断のため、衛星専門家が、設計時の図面や設計、試験時のデータと比較して良否の判定を行う診断作業に要する時間も膨大となる問題点があった。さらに実際の運用時に、人工衛星に故障が発生した場合の緊急事態発生時等において、膨大な管制データを早急に、もれやミスなく診断することが困難となる問題点も予測される。

２．３　管制エキスパートシステム

２．２で示した様々な問題点の解決方法として、ここでは管制を支援するエキ

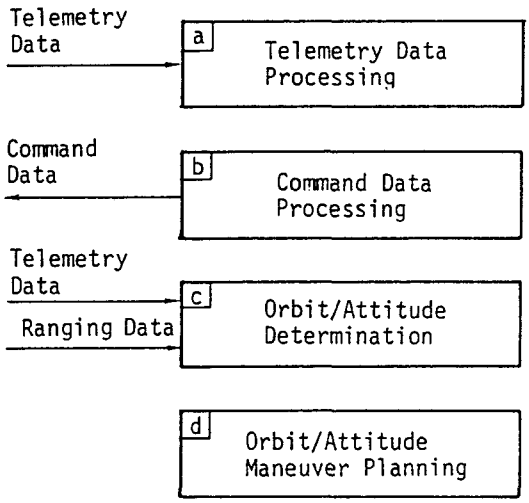


図２－２　従来の管制システムの処理構成

Fig. 2-2　Data processing configuration of conventional operation & control system for satellite.

スパートシステムを提案し、以下にこのモデルの提案内容[51]と開発した結果について記述する。

２．３．１　モデルの提案

図２－３は、この提案した管制システムの全体構成をハードウエアを中心に示している。上述した問題点を解決するために、従来のデータ処理装置(3)にデータ診断装置(4)を接続し、さらに人間とこれらの装置とのインタフェース装置の役目をするオペレーション・コンソール装置(5)をこれらの装置に接続することにより、管制データの診断を自動化して、データ診断の省力化や高速化を可能とする。図２－４に提案したシステムの主要なソフトウェアによる処理の構成を示す。従来のデータ処理装置(3)で動作するソフトウエアとして、独立して存在する各ソフトウエアの起動の順番をコントロールするイベントコントローラ(e)と、軌道制御や姿勢制御を実行したときの人工衛星の動きを事前に模擬するシミュレータ(g)と、各プログラムが入出力データとして共通に使う値を蓄えた共通データベース(f)とを新しく備えている。データ診断装置にはエキスパートシステム(h)をデータ診断用に用意する。

２．３．２　モデルの開発と考察

以上説明した構想の機能を確認し、検討するためのモデル（プロトタイプ）を開発した。

このプロトタイプシステムの構成は、図２－５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。このようなハイブリッド形を採用したことがこのシステムの特徴である。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を行った。　データ処理マシン側では主として、各種テレメトリデータ処理と軌道・

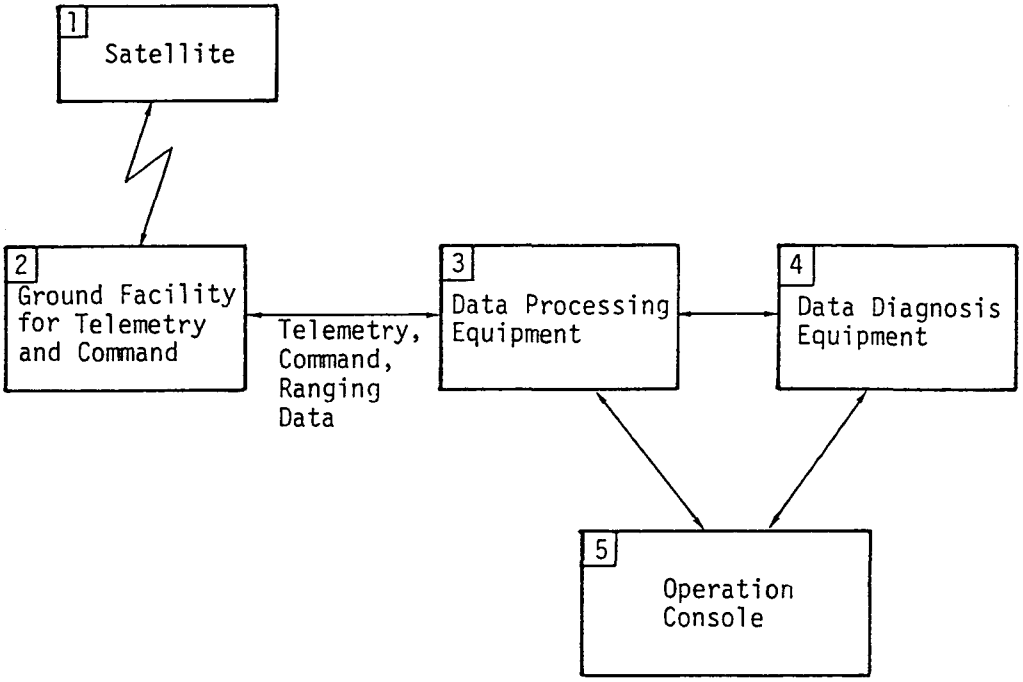


図２－３　提案した管制システム

Fig. 2-3 Functional block diagram of a proposed operation & control system for satellite.

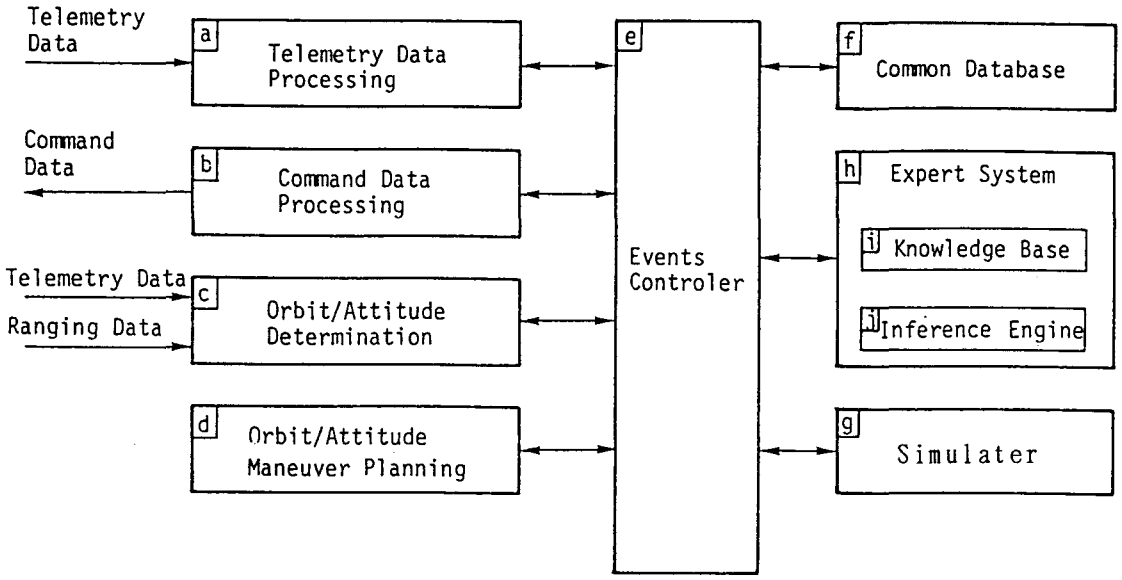
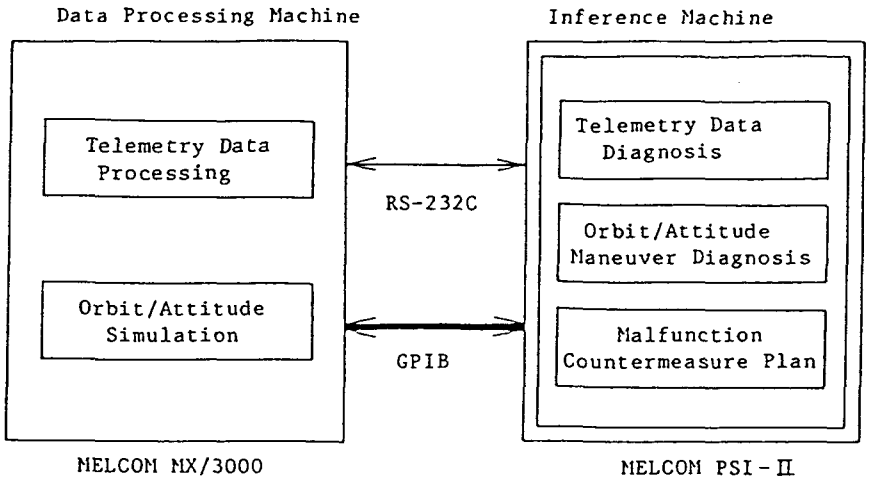
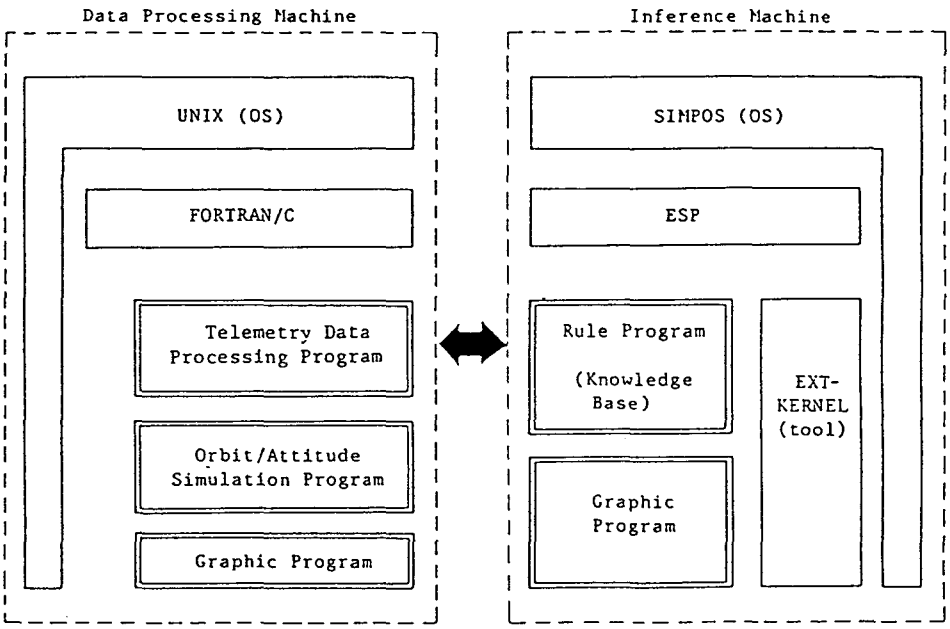


図２－４　提案した管制システム主要処理構成

Fig. 2-4 Data processing & diagnosis configuration of a proposed operation & control system for satellite.



(a) Hardware & functional block of prototype system.



Note: : User preparation program.

SIMPOS : Sequential Inference Machine Programming and Operating System.

ESP : Extended Self-contained PROLOG (object-oriented language).

(b) Software configuration of prototype system.

図２－５　プロトタイプ　システム

Fig. 2-5 Prototype system.

姿勢のシミュレーションを行う。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軌道・姿勢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。

このシステムの特徴を以下に示す。

・得意分野の処理を分担して行なうハイブリッド型。

・多種多量データの高速オンラインデータ処理と、高速データ診断が実現可能(迅速な推論が可能)。

・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が期待できる。

・自動化、省力化の促進が可能。

・従来型データ処理コンピュータの各種プログラム資産がそのまま有効活用できる。

従って、従来技術と競合するのではなく、得意分野の処理を分担して行い、互いに補完的な役割を果たすようなシステム構成になっている。

以下に示す手順を踏んで、システムを開発した。

(a) 現状調査、分析、整理

エキスパートシステム技術を付加する前の現状を調査、分析、整理し問題点を明確にする。必要に応じ、設計、試験現場の調査を行い、各部門の設計者や試験担当者と質疑応答を繰り返すとともに、専門知識やノウハウ類の収集を行う。さらに、設計書、図面、試験規格書／手順書／成績書などの関連ドキュメント類の入手を行う。

(b) 改良／改善の方策案の抽出

どの部分にエキスパートシステム技術を付加／融合させると効果的かなど、現状の問題点に基づきアイデアの抽出を行う。現場の設計者も含めたメンバー全員によるディスカッションも有効である。エキスパートシステム技術適用のコンセ

プト／アーキテクチャの構想作りなども、この段階で行う。

(c) プロトタイプシステムの開発

実験研究的アプローチに基づき、身近にある開発環境を使いエキスパートシステムの実験モデルを開発する。一通りシステム設計が完了すると、詳細な設計を待たず試作し、試作しながら設計を進める（ラピッドプロトタイピング手法）。

(d) 実験、評価

エキスパートシステムの開発では、理論面の追求ばかりでなく、実験モデルによる検討が必要である。フィールドデータ（現場の実データ）を使ったテストラン、評価が重要である。

以上の各手順を必要に応じて繰り返す。そして、これらの開発、評価結果に基づき、システムの確立を図る。

主な開発内容と考察結果を以下に記述する。

（1） 知識の獲得と整理

エキスパートシステムを開発する場合に、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、人工衛星の設計、試験、管制などに関する専門家の持っている知識）の取扱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。ここでの開発では、図２－６に示すような「エキスパートシステム知識情報」カードに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。

現状は上述のような専門家からのインタビュー方式であるが、今後さらに2.4.4 項で提案しているマネージメントプログラムの学習機能や、５章で示すような設計と試験および運用を統合的に支援する機能を導入して、知識獲得と整理の自

EXPERT SYSTEM			A-1
Expert Knowledge Information	belonging	name	date

Title : Satellite housekeeping monitor
(after transfer orbit injection)

(1) If the sun angle is within ± 30 deg,
the injection attitude is near nominal.

(2) If the sun angle is without ± 30 deg,
the emergency attitude maneuver shall be performed to realize within ± 30 deg of the sun angele.
- Prepare command data for the emergency attitude maneuver.
- Carry out simulation for the attitude maneuver.
- Display the procedure for the emergency attitude maneuver.

EXPERT SYSTEM			A-2
Expert Knowledge Information	belonging	name	date

Title : Satellite housekeeping monitor

(1) If the sun angle difference with nominal is within 5 deg,
the injection attitude is near nominal.

(2) If the sun angle difference with nominal is within 5 deg,
the injection attitude is off nominal.
- Waite attitude determination results, and confirm it.

RULES

図２－６　エキスパートシステム知識情報カード例

Fig. 2-6 Expert system knowledge information cards (example).

動化を図る。

（２）　知識表現

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を使い、ルールプログラムに変換して知識ベースを構築する。図２－７に示すように、知識ベース中のルールプログラムは、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。

知識ベースには、データ診断用の判定基準が規則（ルール）化されており、この判定基準は人工衛星の設計時の設計値を基準値としている。例えば、衛星設計時の衛星内部温度範囲が15度Cから30度Cで設計されているとすると、この知識ベースの診断用ルールの一例としては、「もし温度が15度Cから30度C以外ならば衛星内部温度は異常であり、原因を究明して対策用コマンド送信準備をすること」となる。

（３）　ユーザインタフェース

衛星からのテレメトリデータより不具合診断、対策案作成および操作ガイダンスを適確に行ない、ユーザへ提示する。

テレメトリデータ処理結果や、軌道／姿勢シミュレーションの様子をミニコンのグラフィックディスプレイ上に表示し、不具合診断／推論処理過程と結果、操作ガイド内容等を推論マシンのビットマップディスプレイ上に表示する。

（４）　システム系統図

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有効である。このシステムでは、人工衛星のシステム／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示されるように工夫した。マルチウイ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ため有効である。図２－８に示すよ

```
rule010::
        attitude1,
        window4 (Ws),
        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  *****
            :set_title (Wr, "  [  診断結果  ]  "),
            :set_title (Ws, "  [  対策  ]  "),
            :activate (Wr),
            :activate (Ws),
            :activate (Wq),
            :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_lines (Wq, "テレメトリーデータ ( MX3000  --> PS1 )  :  Sa="),
            :read (Data, "Sa", Sa)
            :get_floating_number_string (#symbolizer, Sa, 4, Sa_string),
            :write_line (Wq, Sa_string),
            :write_lines (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 (Ws, "姿勢の姿勢制御を実施し、太陽照射角を+-30度以内にして下さい")},
        {*, :demo_t1 (#demo_t1, Wg)},
        {*, :transfer (Wg, 900, 70, 900, 70, 100, 20, reverse)}.

rule020::
        attitude1,
        window4 (Ws),
        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 (Ws),
            :activate (Wr),
            :activate (Ws),
```

図２－７　ルールプログラム例

Fig. 2-7　Rules program (example).

```
    class graph has

        :graph (G, Wg) :-
            :create (#font, ">sys>font>kanji_16, font", Font),
            :create (#font, ">sys>font>kanji_28, font", Font1),
            :create (#essential_window, [position (0, 0), size (1200, 690)],

            :set_label_flag (Wg, off),
            :activate (Wg),
            :draw_rectangle (Wg, 0, 0, 1200, 690),

%       For Titles

            :draw_string (Wg,  360,  20, "人 工 衛 星 診 断", Font1),

            :draw_string (Wg,  900,  20, "三菱電機株式会社"),

%       For Injec-Att

            :draw_rectangle (Wg,  380,  70,  200, 20),
            :draw_string (Wg,  400,  70, "軌道投入姿勢診断中", Font),

%       For Nutation

            :draw_rectangle (Wg,  380, 100,  200, 20),
            :draw_string (Wg,  400, 100, "ガスジェット系診断中"),

%       For Tank-Temp

            :draw_rectangle (Wg,  380, 130,  200, 20),
            :draw_string (Wg,  400, 130, "姿勢軌道制御系診断中")

            :draw_rectangle (Wg,  170,  70,  170,
            :draw_string (Wg,  190,  70, "トランス

            :draw_rectangle (Wg,  170, 10
            :draw_string (Wg,  190, 10

            :draw_rectangl
```

図２－８　グラフィックプログラム例

Fig. 2-8　Graphic program (example).

うに、オブジェクト指向論理型言語ESPを使ったこれらのグラフィックプログラムは、クラス単位でモジュールの定義ができ、和文表現も可能であり、この種のシステム系統図作成およびルールプログラムとの結合も容易である。

（５）　システム実行

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及び編集処理されたテレメトリデータは、通信回線（ＲＳ232Ｃ又は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２－９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。

推論マシン側の診断画面例を図２－１０に示す。この図で、右側のウインドウにデータ処理マシン側から送信されたテレメトリデータの内容の一部が表示されており、下側のウインドウは診断結果や対策などを表示して、専門家との対話を行う画面となっている。診断トレースも可能であり、ルールの照合状況や、ワーキングメモリ内の各要素名なども図２－１１に示すようにウインドウ表示が可能であり、診断根拠などを調べるときに役立つ機能である。

（６）　知識ベースの管理

システム開発中は、知識ベースの管理を完全に実施することは困難であるが、以下に示す方針でエキスパートシステムの保守と管理の問題に対処すべく検討を重ねた。

ａ．保守と管理

エキスパートシステムの試運転が一段落し、実運用の中に組み込まれ、運用段階で十分その機能や役割を発揮するようになると、その役割を継続させるために保守の問題がクローズアップされてくる。保守と言えどもエキスパートシステム

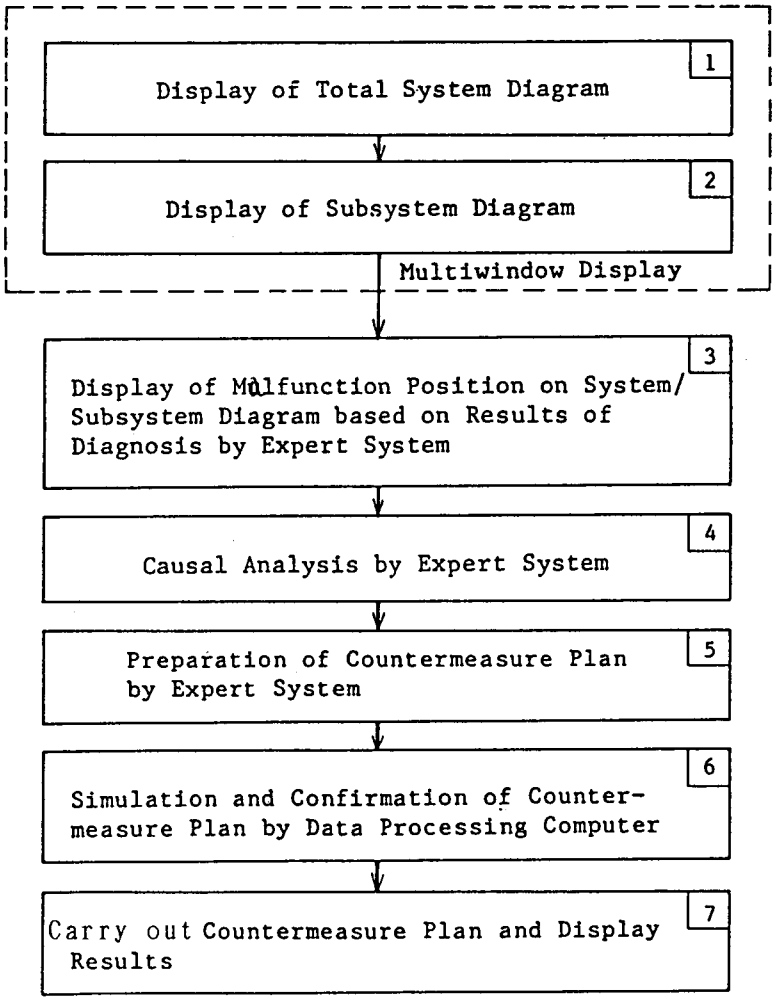


図２－９　診断／対策フロー

Fig. 2-9 Diagnosis / countermeasure plan flow.

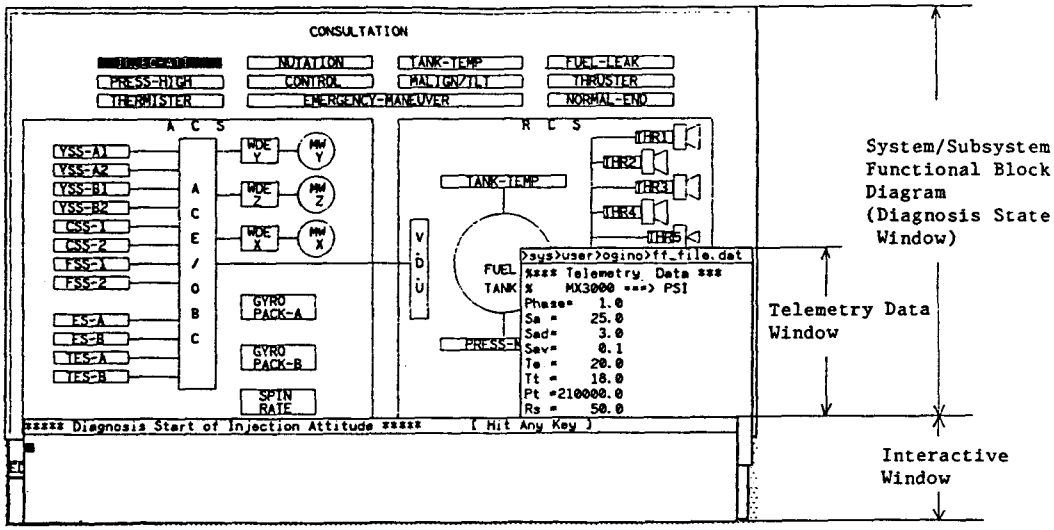
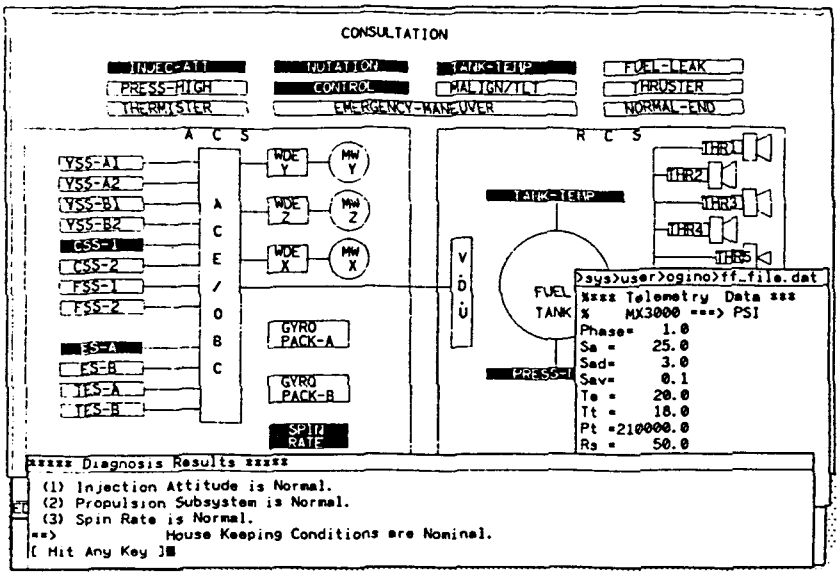
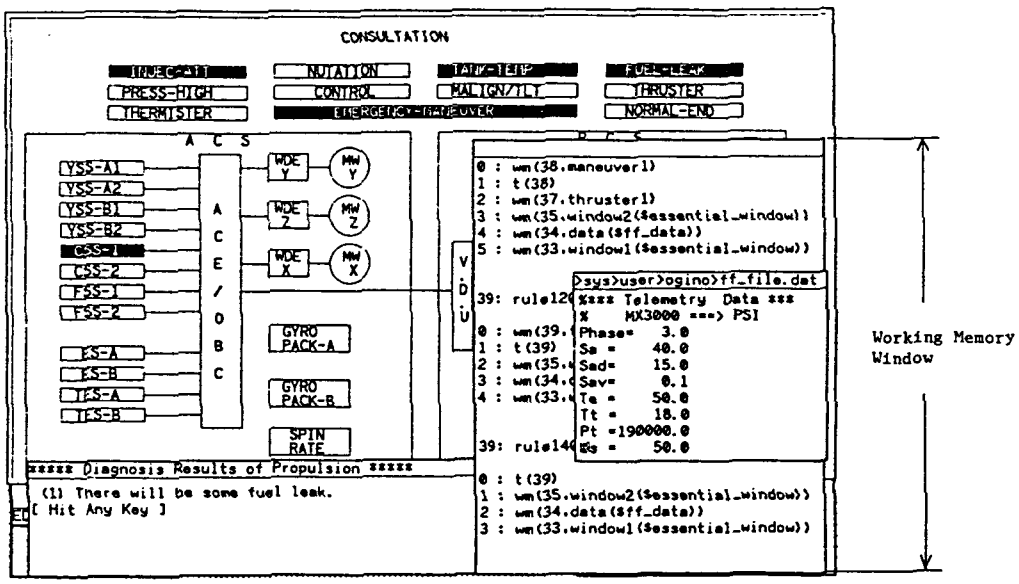


図２－１０　診断表示例

Fig. 2-10　Diagnosis display example.



(a) Normal



(b) Contingency

図２－１１　診断結果表示例

Fig. 2-11 Display examples of diagnosis results.

の場合は、知識ベースそのものの成長、発展は引き続き行われる必要があり、運用上の管理も含めて重要な問題となる。

エキスパートシステムと従来のソフトウェアシステムとの大きな相違点の一つとして、「エキスパートシステムの開発段階と運用段階とが、従来のソフトウェアシステムのように明確に区別できない。」ことを指摘することができる。図２－１２に示すように、従来のソフトウェアシステムでは、ある程度開発が完了すると切り離して、運用面や保守面を考えればよい場合が多い。ところが、専門家の知識をいかに上手にコンピュータの中に取り込み、成長・発展させていくかがエキスパートシステムのキーポイントであり、開発が完了すれば実用に耐えうるものが完成するとの認識は危険である。プロトタイピング手法等で開発されたエキスパートシステムは、実運用／保守を通してフィードバックをかけ、開発時の不足を補いつつ評価し成長させていく必要がある。

ｂ．コンフィギュレーション管理手法の適用

コンフィギュレーション管理[35]とは、一般に開発当初の要求仕様の設定から運用に至る間のライフサイクル全般において、システムレベルから各モジュールレベルまでの、各段階での機能的および物理的特性を明確に把握し管理する業務である。ここでは運用段階でのコンフィギュレーション管理の考え方を、エキスパートシステムの運用面に適用する場合について検討した。

開発の完了したエキスパートシステムにとって、コンフィギュレーション管理上重要な要素としては、前述した知識ベースの修正、改訂の問題がある。段階を追ってベースラインを設定し、必要な修正を合理的に行なうこともコンフィギュレーション管理の一環であり、エキスパートシステムの知識ベースの修正問題にコンフィギュレーション管理の考え方、手法が応用できることがわかる。具体的には、知識ベースの修正に当り、マニュアル類を含む関連ドキュメントの維持改訂問題がまず挙げられる。開発段階ならまだしも、実運用に入っているエキスパ

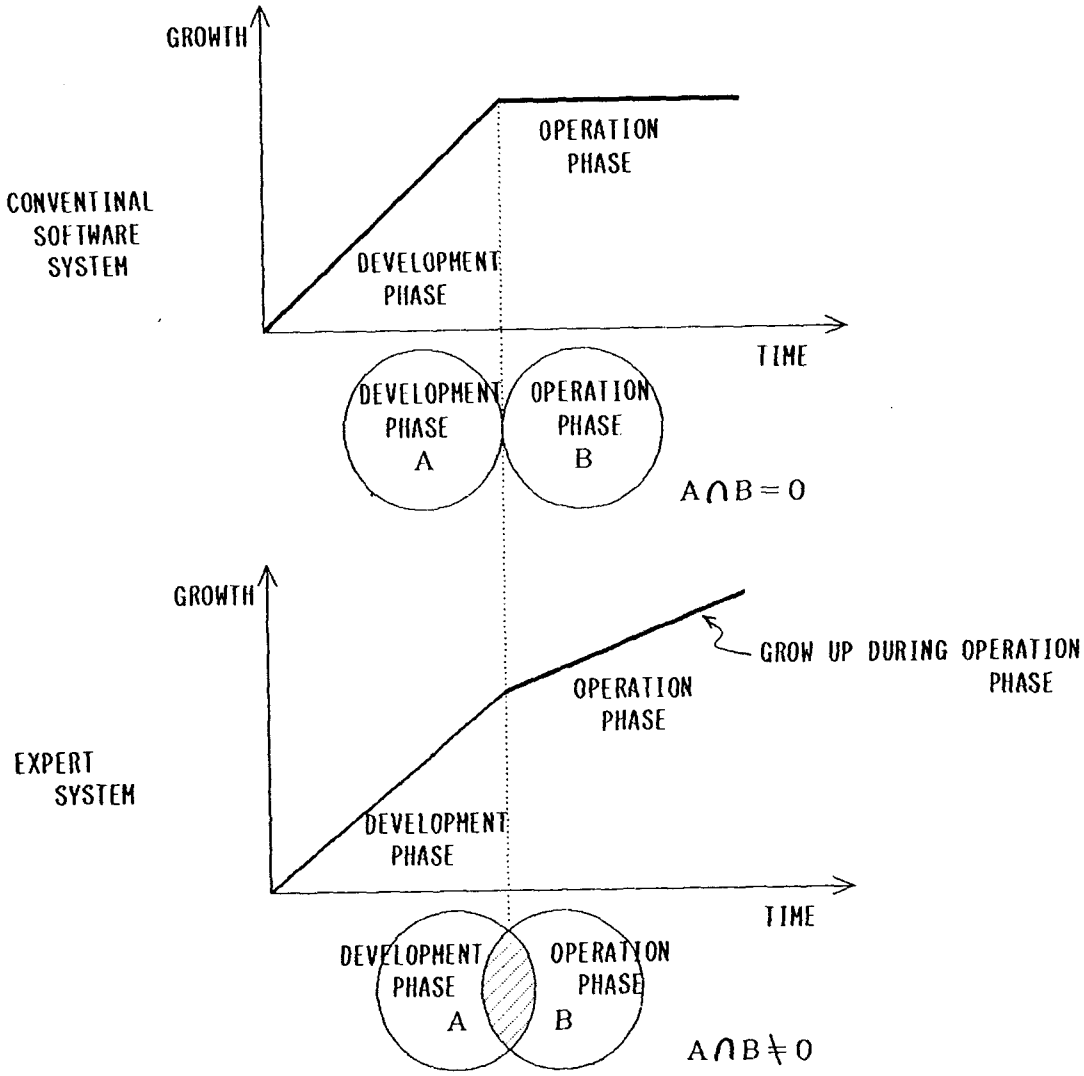


図２－１２　従来のソフトウェアとエキスパートシステムの相違
（開発と運用の比較）

Fig. 2-12 Difference between conventional software and expert system

ートシステムの知識ベースの修正を思いついた人が勝手に行なうことは混乱を招くのみで許されない。文書による変更管理と修正記録等が残る体制を作っておくことが重要になる。

（７）　エキスパートシステムの評価基準

エキスパートシステムの内容そのものの評価に関しては、現時点では人間の専門家と比較して、どのレベルまで同等なことができるかのような大ざっぱな評価が普通である。エキスパートシステムのルール／フレーム数や処理速度などでは、ある程度の規模や性能の比較にはなるが、エキスパートシステムの内容の評価にはならない。今後定量的な評価基準作りが必要であり、ＴＱＣ手法等で使われている評価方法、例えば品質の評価、予測、管理法などもエキスパートシステムの評価に応用できるものと考える。ここでは現時点で、評価基準として考慮しておくべき項目とその内容について検討した結果を以下に記述する。

（ア）専門家とエキスパートシステムの役割分担

エキスパートシステムは万能ではなく、全ての専門家に取って代われるものではなく、あくまで専門家の知的活動の支援を行うことが主目的の一つである。従って、専門家とエキスパートシステムの役割分担が妥当なものであるかどうかは、評価基準の根本的問題である。エキスパートシステム側の担当する分担に無理はないか、過大な期待からもともと無理な仕事をエキスパートシステムにやらせようとしてはいないかなど、人間とエキスパートシステムの担当する作業分担に調和がとれているかどうかの評価が必要である。

（イ）エキスパートシステムが対応できる範囲

設計時に、エキスパートシステムに処理させようと意図した守備範囲に対して、実際に運用してみて、エキスパートシステムが対応している範囲の割合を具体的に調べてみることは、評価として重要である。

例えば、故障診断エキスパートシステムにおいて、実際に発生する故障事例に

対してエキスパートシステムが対応できた事例の割合を調べてみることなどが、ここで言う評価になる。この割合は知識ベースの修正、追加による成長などとも関連しており、これらの関係を評価結果として具体的にまとめる。

（ウ）専門家との比較

専門家が実際に行う判断プロセスや結果に対して、エキスパートシステムの場合はどうであるかを、ケースバイケースで比較して評価を行う。従って当然、エキスパートシステム側に判断プロセスを順に説明できる機能が必要となる。この場合重要なことは、使用データは実データ（フィールド・データ）を使うことである。コンピュータ・シミュレーションにより発生させたシミュレーションデータだけでは正当な評価はできない。

（エ）成長の可能性

上述した専門家との比較において、現時点でのエキスパートシステムの能力は、専門家と比べて幼稚であり劣っているとの評価結果が出された場合でも、エキスパートシステムの成長の可能性の評価を試みることは必要である。今後知識を追加、修正し増大させていくことにより、エキスパートシステムの判断能力などの機能を成長、発展させることができる見込みがあるかどうかは、評価基準の一つとして加えておく必要がある。ただし、この見込みをつけることは人間側の仕事であり、一種の「先見の明」があるかどうかにも関係してくる予測のむずかしい問題である。

上述した（ア）～（エ）は主として、エキスパートシステムの内容そのものの評価項目に相当している。その他に、エキスパートシステムを適用した結果として、それを取り巻く環境も含めて、適用前と比較してどうなったかを評価の対象にすることも重要である。即ち、使い勝手なども含む、適用により得られた利点や弊害、および適用に要するコストや期間なども評価項目にいれておく必要がある。エキスパートシステム自身の信頼性や安全性を含む品質保証の観点からの評

価も重要である。

以上のようなプロトタイプを開発して検討した結果、以下に示す管制システムの自動化を実現するための見通しが得られ、技術課題とともに記述する。

（a）エキスパートシステムのプロトタイプや、デモンストレーション用の場合は、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。さらに知識ベースの形態も、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、後述のマネージメントプログラム（2.4.4 項）における知識表現など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。

（b）推論マシン側の診断用知識ベースを、今後更に拡張、充実させていくことで、実用に耐え得るシステムに成長させることが可能である。

（c）実際の運用時に緊急事態が発生した場合など、原因分析とそれに基づく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ことが期待できる。

（d）今後の技術課題として、知識ベースの成長と管理方法の問題がある。開発の完了したエキスパートシステムの知識ベースは、運用段階で改修し、成長・発展させることが重要である。実際の運用に役立つエキスパートシステムでは、その知識ベースの規模が、数千ルール／フレームの大規模なものになることが予想される。大規模な知識ベースの中で、原理や原則的な知識をルールやフレーム化した部分の改修は頻繁ではないにしても、日進月歩の情報を扱っている知識部分は、常に頻繁に改修されるべき運命にある。この改修を怠ると、そのエキスパートシステムは陳腐化して使いものにならない恐れがある。このことは人間の専門家にも当てはまる問題である。常に新しい情報を入手し、学習することを怠ると、

専門家として時代の要求についていけない面が出てくるのと似ている。特に新しい技術分野では顕著である。

以上のことから判断して、エキスパートシステムの開発段階から、知識ベースは頻繁に改修されるべきものとの前提に立って設計を進め、改修や成長に十分耐え得る柔軟性のある知識ベースを構築するとともに、実運用での改修の実施体制の確立と手順等をはっきりと定め、マニュアル化しておくことが必要である。莫大な知識ベースの改修を全て人手で行うには限度があり、知識ベース改修用ツールをメインテナンスツールの一環として整備しておくことも重要である。

（ｅ）エキスパートシステムのセキュリティ対策も今後の技術課題である。従来のコンピュータシステムにおいても、情報のセキュリティ問題が表面化しており、データの消失，漏洩などによる事故の発生も報告されており、今後益々重要な問題に発展しつつある。実運用段階でのエキスパートシステムも同様な問題を抱えている。専門家の知識を扱うエキスパートシステムの場合は、従来とは比べものにならない程のセキュリティ問題が発生し対策が必要になると予想される。特に知識ベースへのアクセス権や所有権に対する対策、ネットワーク上のデータ伝送路での対策などが重要な課題である。

２．４　管制のための軌道解析

２．３では、従来の管制システムにエキスパートシステム技術を適用したシステムを提案し、このシステムのプロトタイプを開発し、実現への見通しについて述べた。この見通しのもとに、人工衛星の管制システムの自動化を促進するためには、管制用のシステム解析が重要な役割を持っている。２．４ではこのシステム解析の中で特に、管制システムの自動化に重要な解析要素となっている軌道解析に重点を置き、トランスファ軌道の選定と最適化のための解析手法を与える。そしてこの解析手法のアルゴリズムを求めるとともに、このアルゴリズムを使っ

た解析結果を示す。これらの解析手法やアルゴリズムは、２．３で提案した管制システムの中の軌道・姿勢制御計画やシミュレーション手段などにも応用され、システム開発時および実運用時に必要不可欠な要素である。

２．４．１　解析手法の提案

静止衛星の場合、ロケットから分離された衛星はトランスファ軌道へ投入され、数周回飛行の後、アポジ・キックモーター(AKM)を噴射してドリフト軌道に入り、静止化が行われる。一般に、トランスファ軌道はロケットの打上げ能力の許す範囲内で、衛星を設計し管制する側で自由に設定することが可能である。従って、静止化後の衛星重量が最大となるようにトランスファ軌道要素を設定し、最適化を図ることは衛星設計上、および管制する上で重要な要素となる。ここではスピン型と三軸型衛星の特殊性を考慮し、かつ、AKMが固体の場合と液体（二液式）推薬の場合に分けて、トランスファ軌道要素の設定と、それに伴うAKMの推薬量見積（AKMサイジング）の最適化について議論する。

２．４．１．１　アポジ・バイアスの設定とAKMサイジング

図２－１３に示すように、トランスファ軌道のアポジ半径とノミナル静止半径との差をアポジ・バイアスと定義する。トランスファ軌道要素の中で、このアポジ・バイアスが一番大きく静止化後の衛星重量に影響を与える。アポジ・バイアスの最適設計はAKMサイジング手法と密接な関係があり、スピン型と三軸型衛星によっても、また固体と液体AKMによってもそれらの特殊性から異なる。

AKMサイジング手法には様々の方法が考えられるが、ここでは大別して次の三種類の設定手法を提案する。

Ａ手法　：　ロケット投入軌道がノミナル(0σ)な場合を仮定し、このときのAKM噴射(AMF)後の一方のアプシス（アポジ点またはペリジ点）がノミナル静止半径となるように、AKM の増速量を設定する。

Ｂ手法　：　ロケット投入軌道誤差が$\pm 3\sigma$の範囲内で、ステーション・アクイジシ

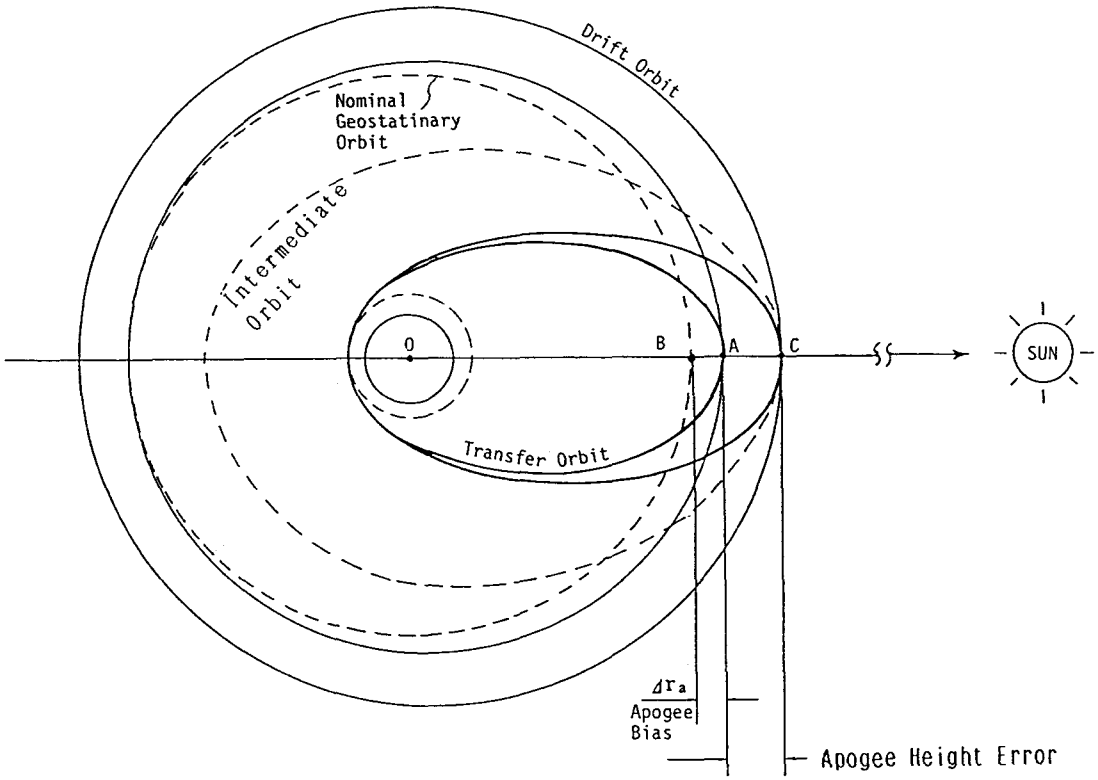


図２－１３　トランスファ軌道とアポジ・バイアス

Fig. 2-13　Transfer orbit & apogee bias.

ョン用増速量を最小とし、静止化後の衛星重量を最大とするようにAKM増速量を設定する。

C手法 ： ロケット投入軌道誤差に応じて、AKM増速量を可変とし、±3σの範囲内で、静止化後の衛星重量が最大となるようにAKM増速量を設定する。

これらの設定手法にはそれぞれ特徴があり、A手法はノミナル軌道(0σ)付近に投入された場合、ステーション・アクイジション用推薬量は最小で済み、衛星寿命延長に寄与する。B手法は投入誤差±3σの全範囲を考慮した場合、A手法に比べ衛星重量を増大させることができる。C手法は打上げ後AKM増速量を可変にできるAKMにのみ適用できる手法である。

2．4．2 解析アルゴリズム

簡易方式として、二体問題の解析式を求める。トランスファ軌道のアポジ点での速度V_Tは

$$V_T = \left\{ 2\mu \left(\frac{1}{r_{at}} - \frac{1}{r_{pt} + r_{at}} \right) \right\}^{\frac{1}{2}} \cdots\cdots\cdots\cdots (2\text{-}1)$$

ここで $\mu = 398600.9 \ \mathrm{km}^3 / \mathrm{sec}^2$

r_{pt}＝ペリジ半径

r_{at}＝アポジ半径

$= r_s + \Delta r_a$

ただし r_s ＝ノミナル静止半径

$= 42166 \ \mathrm{km}$

Δr_a ＝アポジバイアス

図2-14に示す球面三角形ＰＣＰ´において、

$$\cos\theta = \cos i_D \cos i_T + \sin i_D \sin i_T \cos \Delta\Omega \cdots\cdots (2\text{-}2)$$

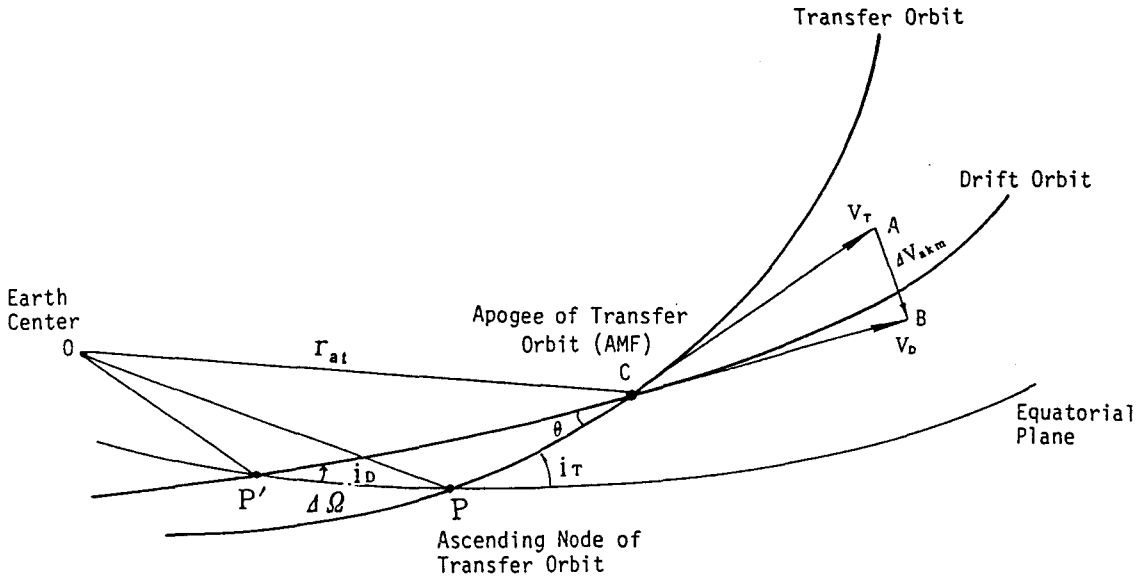


図２－１４　トランスファ軌道とＡＫＭ噴射（ＡＭＦ）

Fig. 2-14　Transfer orbit & apogee kick motor firing(AMF).

Δ ＡＢＣにおいて

$$(\Delta V_{akm})^2 = V_T^2 + V_D^2 - 2 V_T V_D \cos\theta \cdots\cdots\cdots (2\text{-}3)$$

(2-2)、(2-3) より V_D について解くと、

$$V_D = V_T (\cos i_D \cos i_T + \sin i_D \sin i_T \cos \Delta\Omega)$$

$$+ \{V_T^2 (\cos i_D \cos i_T + \sin i_D \sin i_T \cos \Delta\Omega)^2$$

$$- V_T^2 + \Delta V_{akm}^2\}^{\frac{1}{2}} \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots (2\text{-}4)$$

ここで

V_D ＝ドリフト軌道速度

ΔV_{akm} ＝ＡＫＭ増速量

次に図2-15より

$$r_{at} = \frac{a(1-e^2)}{1+e\cos\nu_2} \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots (2\text{-}5)$$

ここで

$\nu_2 = \nu_1 - \phi$

ϕ＝ＡＭＦによるアプシス・ローテーション角

$$a = \frac{r_{ad} + r_{pd}}{2}$$

$$e = \frac{r_{ad} - r_{pd}}{r_{ad} + r_{pd}}$$

ＡＭＦ点（Ｃ点）での V_D は

$$V_D^2 = \mu \left(\frac{2}{r_{at}} - \frac{1}{a}\right) \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots (2\text{-}6)$$

また

$$r_{ad} = a(1+e) \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots (2\text{-}7)$$

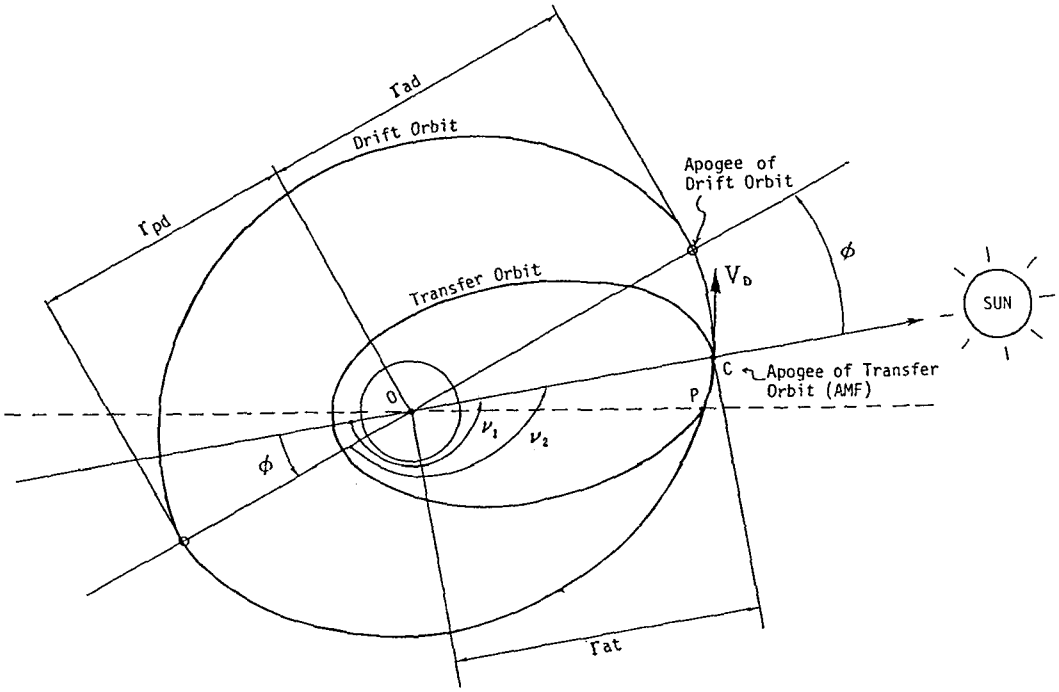


図２－１５　ＡＫＭ噴射によるアプシス・ローテーション

Fig. 2-15　Apsis rotation by apogee kick motor firing(AMF).

次に、ＡＭＦ後のオフ・アプシス・マヌーバも考慮して、ＡＭＦ後スラスタによるアプシス・ローテーションを行う場合は、以下に示す二式を追加する。

すなわち、図２－１６に示すQ_1、Q_2点において

$$\Delta V_1 = (V_1^2 + V_2^2 - 2V_1 V_2 \cos\psi)^{\frac{1}{2}} \cdots\cdots\cdots\cdots(2\text{-}8)$$

$$\Delta V_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_s}}\left\{1 - \sqrt{\frac{2}{1+\left(\frac{r_s}{r_1}\right)}}\right\} \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots(2\text{-}9)$$

ここで

$$V_1 = \sqrt{\mu\left(\frac{2}{r_1} - \frac{1}{a_1}\right)}$$

以上の各式を組み合わせて、ドリフト軌道のアポジ半径r_{ad}とペリジ半径r_{pd}を求め、ホーマントランスファにて静止化する場合のステーション・アクイジション用増速量$\triangle V_h$を計算する。

さらに実際の管制では、地上局の可視範囲の制限が加わるので、この制限による追加増速量を加算する。また、AMF 誤差による追加増速量も加算して経度方向のステーション・アクイジション増速量$\triangle V_t$を求める。そして2.4.1.1 で示したAKMサイジングのためのＡ手法、Ｂ手法およびＣ手法の各々に応じて、AKM増速量$\triangle V_{akm}$を計算する。そして各増速量から推薬量を計算し、静止軌道に投入できる衛星重量W_sを次式により求める。

$$W_s = W_o - W_a - W_{akm} - W_t \cdots\cdots(2\text{-}10)$$

ここで　W_o ＝トランスファ軌道投入衛星重量

W_a ＝トランスファ軌道での姿勢制御推薬量

W_{akm} ＝AKM推薬量

W_t ＝経度方向のステーション・アクイジション推薬量

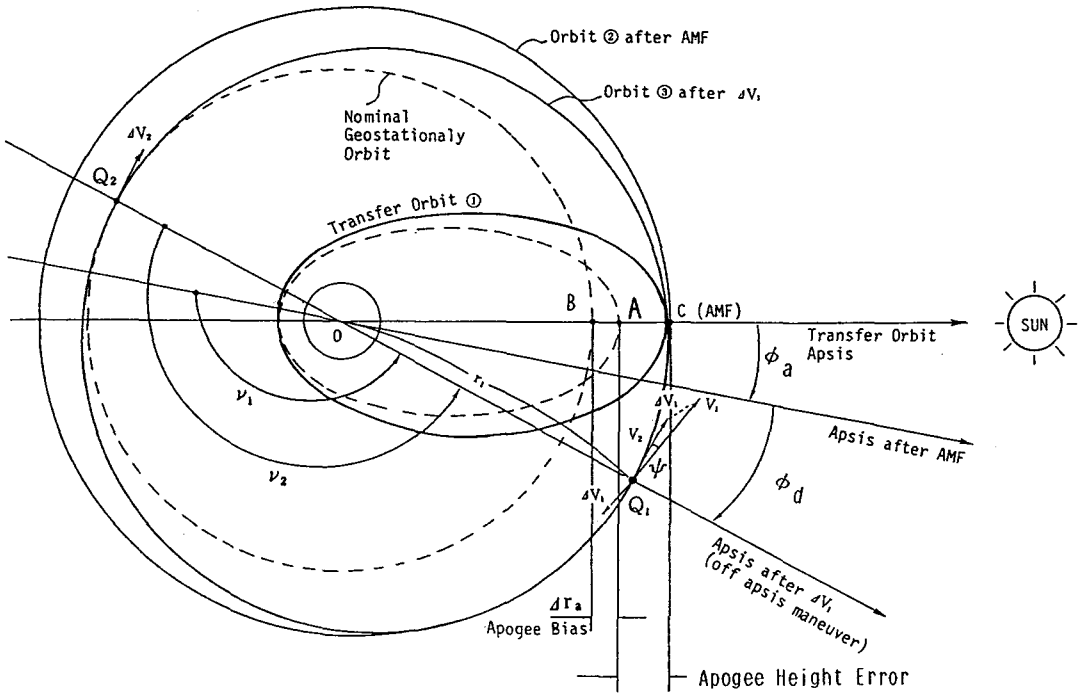


図２－１６　ＡＫＭ噴射とオフ・アプシス・マヌーバによる軌道変換

Fig. 2-16　Orbital transfer by apogee kick motor firing & off apsis maneuver.

２．４．３　解析結果

２．４．３．１　アポジ・バイアス

上述のアルゴリズムを使った解析の代表例として、二液式AKMを採用した三軸静止衛星を取り上げ、三軸衛星特有条件として、AKM噴射によりアプシス・ローテーション（軌道長軸回転）が必要な場合の解析結果を図２－１７に示す。そしてこの解析ケースで設定した具体的な数値パラメータを表２－１に示す。Ａ、Ｂ、Ｃの各手法での全体的な解析手順は以下の通りである。即ち、アポジ・バイアスを０～１５００Kmの範囲内で１００Km間隔でサンプリングして各アポジ・バイアス値でのAKM増速量$\triangle V_{akm}$ を2.4.2で示した解析アルゴリズムに基づき計算する。そして最終的に、静止軌道に投入できる衛星重量Ws を前記した(2-10)式により求めると図２－１７のグラフが得られる。

図２－１７から明らかなようにＡ手法の場合はアポジ・バイアスが０Kmのとき衛星重量が最大で586.6 Kgとなる。同様に、Ｂ手法の場合は500Km 付近が最大で588.9 Kgとなり、Ｃ手法の場合は900Kmが最大で592.3 Kgとなる。これらの結果を比較すると、Ｃ手法は中間のＢ手法と比べても3Kg以上の衛星重量を増加させることができることになり、二液式AKMの場合はＣ手法が有効であることがわかる。従来、AKM は固体ロケットが大部分であり、Ａ手法とＢ手法のような設定条件を考慮すれば十分であった。しかし今後 AKMにも液体ロケットが採用され二液式AKMが実用に供されるようになると二液式AKMの特徴、すなわち打ち上げ後AKM増速量を可変にできることを有効に生かしたＣ手法のようなAKMサイジング手法が必要となる。

２．４．３．２　軌道傾斜角

ロケットの打上げ能力データに基づきトランスファ軌道の最適軌道傾斜角を選定する。アポジバイアス選定で使用した解析式(2-1)～(2-10)式を同様に使い、軌

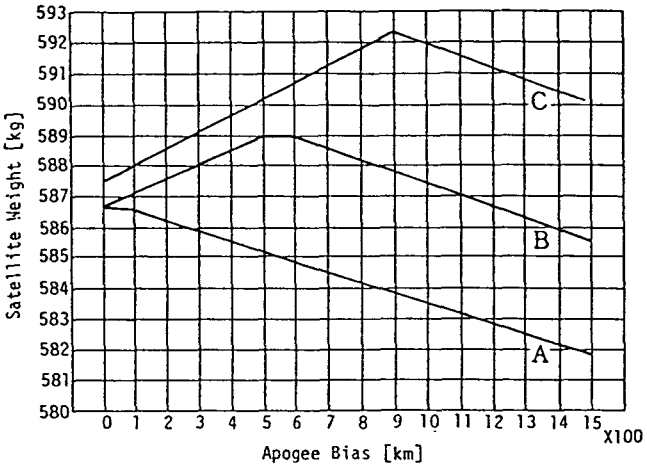


図２－１７　アポジ・バイアスと衛星重量

Fig. 2-17　Satellite weight vs apogee bias.

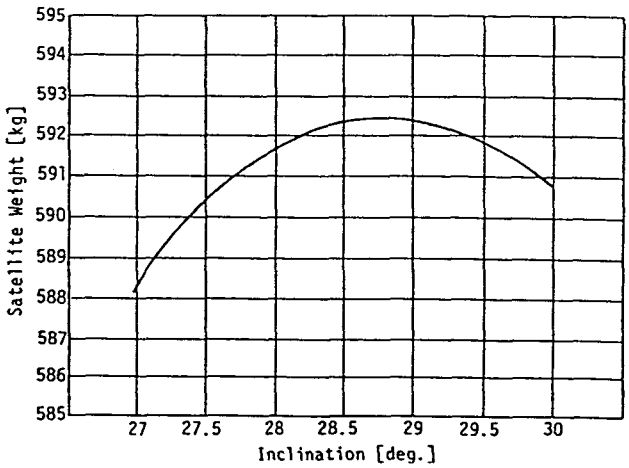


図２－１８　軌道傾斜角と衛星重量

Fig. 2-18　Satellite weight vs orbital inclination.

表２－１　数値パラメータ

トランスファ軌道ペリジ高度　H_p	１８０km
トランスファ軌道傾斜角　i_T	２８．５deg
ドリフト軌道傾斜角　i_D	０．０５deg
ノード・ローテーション角　$\Delta\Omega$	９０deg
ロケット投入軌道誤差（１σ）	３００km
アポジバイアスΔr_aの範囲	０～１５００km
トランスファ軌道投入衛星重量　W_0 （アポジバイアスの範囲に対応）	１０８７．５～１０７６kg
トランスファ軌道での姿勢制御推薬量　W_a	０．７kg
ＡＫＭの比推力　I_{sp}	３１２sec
ステーション・アクイジション用比推力　I_{sp}	２８８sec
AMF によるアプシス・ローテーション角　ϕ_a	－４５deg
スラスタによるアプシス・ローテーション角　ϕ_d	０deg

道傾斜角 i_T をパラメータとして、ステーション・アクイジション後の衛星重量 W_s が最大となる i_T を捜す。解析に使用した数値パラメータは上述の2.4.3.1で示したものと同様なものを使用した。

前述のアポジ・バイアスと同様に二液式AKMを採用しC手法を使った場合の解析結果を図２－１８に示す。全体的な解析手順としては、軌道傾斜角 i_T を27.0から30.0 degの範囲で0.1deg間隔でサンプリングして、各軌道傾斜角でのAKM増速量と衛星重量を前述のアポジ・バイアスの場合と同様にして求めると、図２－１８のグラフが得られる。この図には示されていないが軌道傾斜角を変化させた場合、いずれの軌道傾斜角でもアポジ・バイアスが900 kmのところで、衛星重量は最大となり、その中でも、i_T =28.8degのところの衛星重量が一番大きくなる。従って、この例では軌道傾斜角を28.8 deg付近に設定した場合が、衛星重量最大となり最適値であることを示している。

以上二液式AKMを採用した衛星のアポジ・バイアスと軌道傾斜角の解析結果を示した。これらの結果からも明らかなように、従来の固体AKM用のA手法やB手法に加えて二液式AKMの特徴を生かしたC手法の有効性が明確となった。

２．４．４　管制エキスパートシステムへの適用

前述したように管制のための軌道解析は、管制システム開発時および実運用時に、軌道・姿勢制御計画やシミュレーション手段として有用であるため、自動化を目指した管制エキスパートシステムを開発する場合に不可欠である。特に、ここで提案した解析手法とアルゴリズムは、軌道制御計画を支援するエキスパートシステムを開発する上で必要である。多くの拘束条件のもとで、最適な軌道制御計画を臨機応変に作成することの自動化は難しく、従来（現状）のシステムでは衛星専門家に全て任されている。この軌道制御計画を支援するエキスパートシステムでは、拘束条件問題を解くためのアルゴリズムに相当する知識を知識ベース

として蓄え、数値処理できる部分は前述した解析アルゴリズムを使い連動処理して、最適解の探索を行う。さらに得られた解の妥当性の検証には、種々の方法が考えられるが、解析アルゴリズムを使ったシミュレーションによる検証が有力である。

以上説明した機能とともに学習機能なども備えたマネージメントプログラムの構想を、新しい手法／枠組みの一端として提案[54]し、以下に記述する。

マネージメントプログラムは、学習部、知識ベース部および推論部とから成っており、図２－１９に示すように、前述の2.3.1項で提案したイベントコントローラに接続される。

このプログラムは次に示す三種類ａ，ｂ，ｃの機能を備える。

ａ．スケジューリング機能

様々な拘束条件のもとで評価基準を満たす最適解または実用解の探索を行う機能である。拘束条件問題を解くためのアルゴリズムに相当する知識を知識ベースとして蓄えるとともに、数値処理できる部分は解析アルゴリズムを使い、知識ベースと連動させて評価基準を満たす解を見つける。得られた解の妥当性の検証に解析アルゴリズムによるシミュレーションを行う。この解析アルゴリズムやシミュレーション用に、前述の管制のための軌道解析が必要不可欠な要素となる。

実際の使用例としては、衛星の打ち上げ前に決めておいた処理手順に対して、打ち上げ後の軌道に応じて処理手順の変更が必要となる場合、例えば、予想された目標軌道から実際の軌道が外れた場合は軌道修正のための処理手順を追加したりして、前もって決めておいた処理手順を臨機応変に変更することが要求される。このような場合は、このスケジューリング機能に基づき、軌道・姿勢決定や軌道・姿勢制御を実施するために必要な各処理の組合せや時間配分を、各種拘束条件のもとで最適解を探索することにより、最適なスケジューリングを実施する。このスケジューリング機能は、１個の衛星の管制のためのスケジューリングに必要

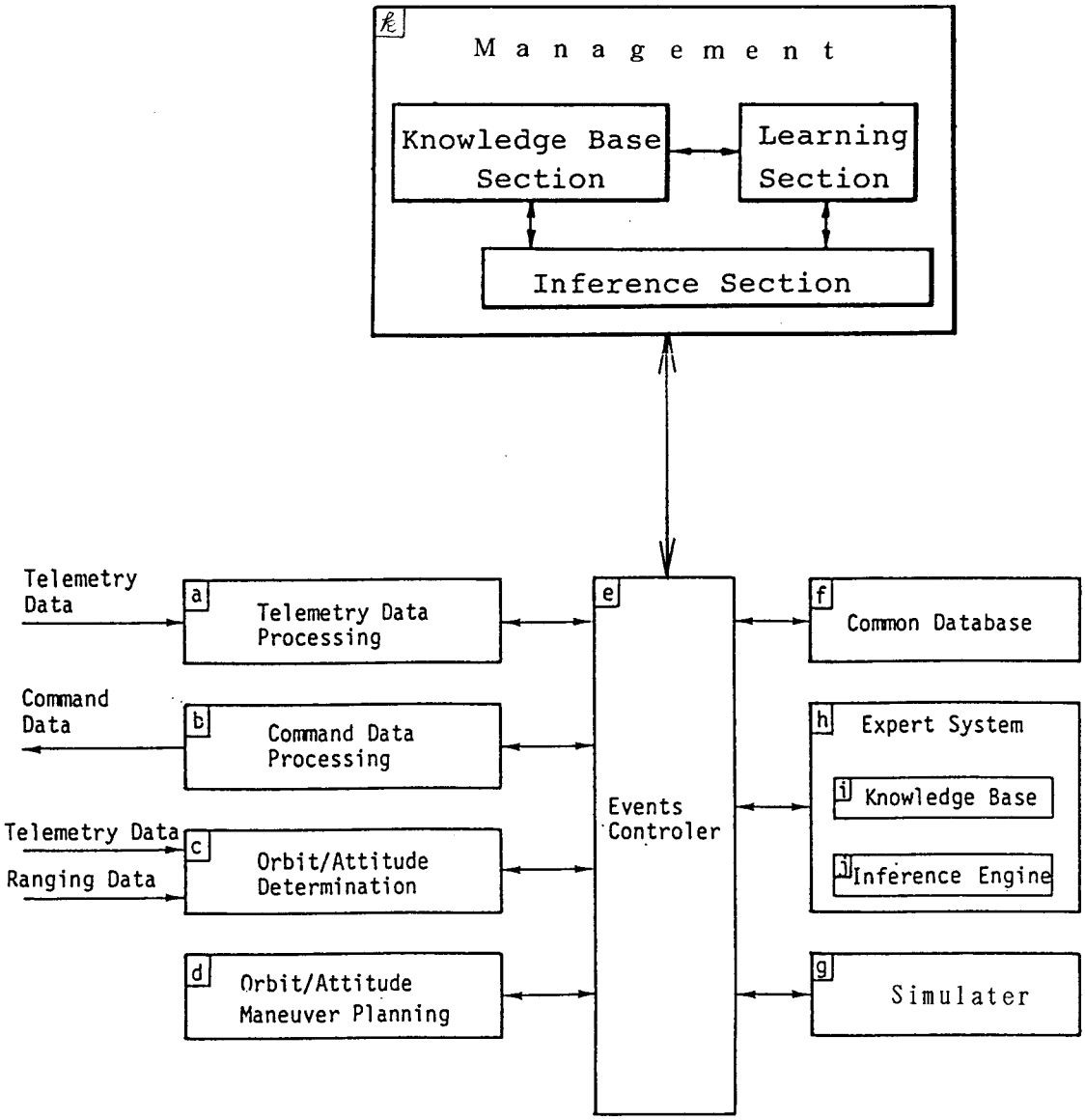


図２－１９　マネージメント機能を追加した管制システム主要処理構成

Fig. 2-19 Data processing & diagnosis configuration of an operation & control system attached management function for satellite.

であるばかりでなく、複数の衛星の同時管制のためにも有用であり、各種処理の最適な組合せ、時間配分などのスケジューリング作業の自動化、時間短縮化に寄与する。

b．学習機能

図2－19に示すように、各プログラムによる処理は、イベントコントローラ(e)を経由してマネージメントプログラム(k)に接続されており、これらの各プログラムの処理過程や結果は全てマネージメントプログラムに入力され、この入力データから管制に必要な知識を抽出、分類、整理して知識ベース部に蓄える機能である。

c．コンサルタント機能

管制を担当するオペレータや専門家からの問い合わせに応じて、知識ベース部を知的に検索して、管制に必要な各種情報を提供する機能である。

以上三つの機能a，b，cはマネージメントプログラムを構成する学習部、知識ベース部、および推論部の連携動作により発揮することができる。これらの各部の説明を以下に行う。

（イ）　学習部

学習部は主として知識獲得と学習を司る役目をしており、知識ベース部と推論部を使って知的な処理を行う。

ここで「知的」とは、「知識ベースと推論機能に基づき何らかの推論をする能力を備えている」ことを指している。「何らかの推論」とは、知識情報処理分野で一般に定義されている推論を指しており、例えば演繹推論、帰納推論、類似推論などである。

従って、学習部は、これらの推論機能と知識ベースを使って最適解の探索を行ったり、獲得した知識から帰納推論による学習により管制用の知識を自動生成する。さらに、断片的に獲得された知識もそれらを分類、整理し、体系／構造化し

て知識ベースへ蓄えるとともに、知識不備を指摘し補う役目も備える。

学習部の重要な役割の一つは、管制用の知識獲得であるが、この自動化は難しく、現状の技術では実現しておらず、研究の段階である。自動化へのアプローチは種々あるが、まず第一歩として、実際の管制業務がどのように行われているかを逐一モニターする機能をコンピュータ（マシン）側に持たせることが重要と考えている。すなわち、コンピュータに管制業務の見習いの役目をさせることが必要である。そのためには、管制の専門家とコンピュータとが自然言語による対話を可能にして、対話の内容をコンピュータ内部で記録するとともに、分類、整理する機能を備える。管制の専門家はコンピュータと対話しながら、管制業務に専念し、コンピュータ側で自動的に管制用知識を収集して、分類、整理し、構造化して蓄積できることが目標である。このような学習部の機能を実現するアルゴリズムに、論理プログラミングの技術は有効であるが、特に論理処理に限定せず、後述の問題解決方法（５．２節）でも触れているように、ニューラルネットワークなどのパターン処理の機能も有効であれば併用／融合して、問題解決を図ることも必要である。

（ロ）知識ベース部

色々な知識を整理、編集して格納し蓄積したものが知識ベース部である。

ここで「知識」とは次の四種類を指している。

（１）過去の設計・製造・試験情報と管制情報

今までに打ち上げられた衛星の設計、製造、試験データに関して、数値、図形、画像などで表される全ての情報とともに、過去に実施された管制のイベントシーケンス、スケジューリング結果、不具合情報、チェックリストなどを含む実際の管制情報。

（２）現在の情報

上述の（１）に関する情報で、今回の管制中に獲得されつつある現在の情報。

（３）学習成果情報

上述の（２）の現在の情報から推論機能を使って学習した結果得られた管制用知識。

（４）設計モデル情報

「対象モデル」とも呼ばれている設計対象そのものを表わした情報（例えば、与えられた要求仕様に基づき設計されたもの自体を表わす情報のことを指している）。

以上、四種類の知識が様々な形式で知識ベース部に蓄積されている。

ここで、「様々な形式」とは、例えば、プロダクションシステム、フレーム、黒板モデル、意味ネットワーク、述語論理、オブジェクトなどを指している。

（ハ）推論部

推論部は学習部や知識ベース部から独立した機構になっており、知識ベース部に蓄えられた知識を使って推論を行う。

ここで、「推論」とは「既知の情報から意味的にはこれと同じかあるいはこれに含まれるが、少なくとも明示的な形としては、これと異なる表現の情報を導き出す機能」[42]をさしており、一般的に使われている三段論法などもこの推論に含まれる。ただし、この推論部は三段論法だけでなく、帰納推論、類似推論、デフォルト推論などの各種推論機能を備える。

人間に本来備わっている推論機能を大別すると、演繹、帰納、および発想であると言われている。これらの中で、演繹推論は、エキスパートシステム技術として、コンピュータでも実現可能である。次の目標は帰納推論であり、実現されると、例えば、上述の知識ベースに蓄積された各種知識を使用して、推論部の帰納推論機能により、管制のための判断基準のような、規則的な知識を導出することが可能になり、管制システムの知的処理の自動化に大いに寄与する。現状の技術では、このような帰納推論をコンピュータで実現することは難しく、研究段階で

はあるが、上述の学習部の場合と同様に、論理プログラムによる論理処理や、ニューラルネットワークによるパターン処理技術などを適用することにより、問題解決を図るための研究開発を行い、実現を目指すことが重要である。

以上の記述で明らかなように、学習部、知識ベース部、および推論部からなるマネージメントプログラムは、スケジューリング機能、学習機能、およびコンサルタント機能を兼ね備えており、マネージメントプログラムの構想に基づき開発を進めることにより、管制のための知的な処理の自動化、迅速化に寄与することができる。

2．5　結言

人工衛星を地上から管制するための従来の管制システムの問題点を明確にし、その解決方法として、エキスパートシステム技術を適用したモデルを提案した。この提案したモデルのプロトタイプを開発し検討して、自動化への見通しと技術課題を明らかにした。この見通しのもとに、管制システムの自動化に重要な解析要素の軌道解析を実施した。特に、管制システムの軌道・姿勢制御計画やシミュレーション手段などにも応用され、システム開発時および実運用時に不可欠な、トランスファ軌道の選定および最適化のための解析手法と、アルゴリズムを求めた。この解析手法を使って、近い将来実用化される二液式アポジ・キックモータを備えた三軸静止衛星の軌道解析を実施して、定量的に評価した結果、これらの解析手法とアルゴリズムが今後の人工衛星の設計、およびその管制システムの自動化に寄与できることが明らかとなった。

今後の課題としては、今回開発した管制エキスパートシステムのプロトタイプをさらに成長させ、自動化のための詳細な評価を実施しつつ、実際の運用に耐え得るシステムに発展させる必要がある。その実現のために、2.4.4 項で提案したマネージメントプログラムの構想に基づき開発を行うとともに、ここで求めた解

析手法とアルゴリズムの改良を重ね、その他の管制システム解析を含めて、定量的な解析を数多く実施する必要がある。

第　3　章

宇宙ステーション搭載用管制システム

第３章　宇宙ステーション搭載用管制システム

３．１　緒言

地上の管制システムと比較して、宇宙ステーションに搭載される管制システムの場合は、さらに人的にも制限を受け、人海戦術で対応することすら不可能になる。地上系からの支援はあるものの、宇宙ステーション内での自動化／自律化が地上よりもさらに必要であり、エキスパートシステム技術の適用が期待されている。

このような認識に基づき、３章では宇宙ステーションに搭載して使用する場合を想定した管制システム、宇宙実験、および試験装置にエキスパートシステム技術を適用する場合のモデルの提案とともに、地上実験モデル（プロトタイプ）を開発し検討した結果について示す。特に宇宙実験の場合は、システム開発に不可欠な実際の宇宙実験用軌道解析を実施して検討した結果を示す。

３．２　エキスパートシステム技術の適用と軌道解析

宇宙分野への知識情報処理の応用は、多岐にわたる様々なシステムが考えられるが、ここでは、宇宙ステーションに搭載して使用する場合におけるエキスパートシステム技術の適用と軌道解析について検討する。

３．２．１　宇宙ステーションとフリーフライヤーの管制システム

図３－１に示すように、宇宙ステーションを宇宙での中心基地として、この周囲を編隊飛行して、各種観測や実験ミッションを行うフリーフライヤー（大型の人工衛星の一種）が計画されている。

このように宇宙ステーションを母船として、この母船からフリーフライヤーを

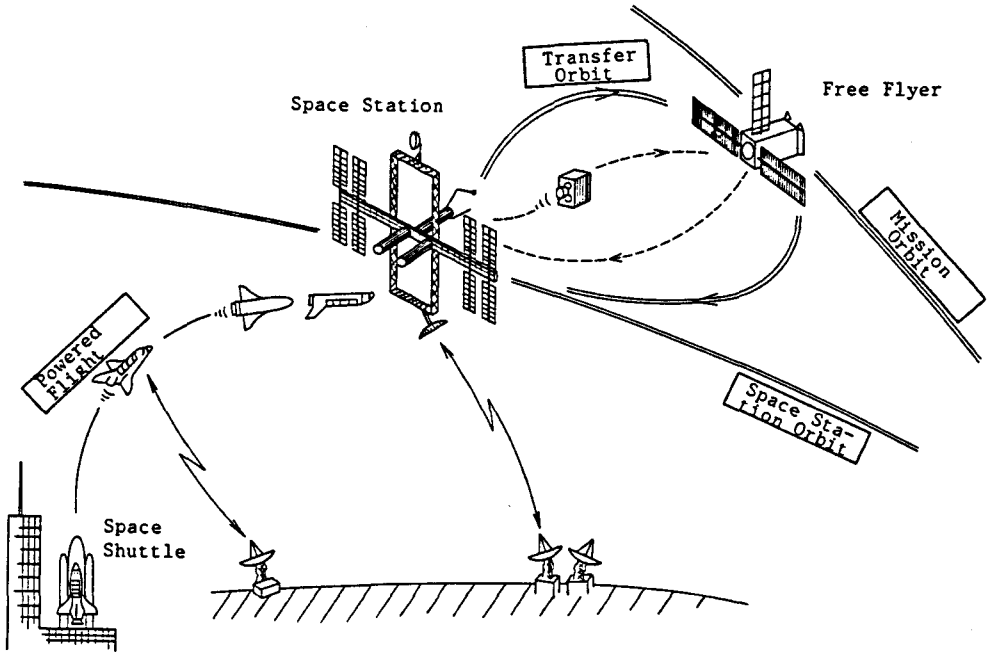


図３－１　宇宙ステーションの概念図

Fig. 3-1　Conceptual diagram of a space station.

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
- 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

上述の管制業務を宇宙ステーション内の限られた専門家で対処するには、おのずと限界があり、データ処理コンピュータによる従来の機械化の促進とともに、エキスパートシステム化を図る必要がある。

フリーフライヤーの管制システムにエキスパートシステム技術を適用して、宇宙ステーション内に設置した場合のシステム全体図を図３－２に示す。この図は提案するシステムの一例であり、ミニコンピュータなどのデータ処理マシンと推論マシンからなるハイブリット構成が特徴である。２章でも述べたように、これは宇宙分野特有の多種多量データに対する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、データ処理マシンと推論マシンとを用いて、得意分野の処理を分けて行う機能分担と協調処理を実現し、この必要性に応えることを意図したものである。

３．２．２　宇宙実験

技術開発のための宇宙実験には、材料、化学、生命科学、宇宙エネルギー、および環境などに関する実験や観測が含まれている。宇宙エネルギーおよび環境実

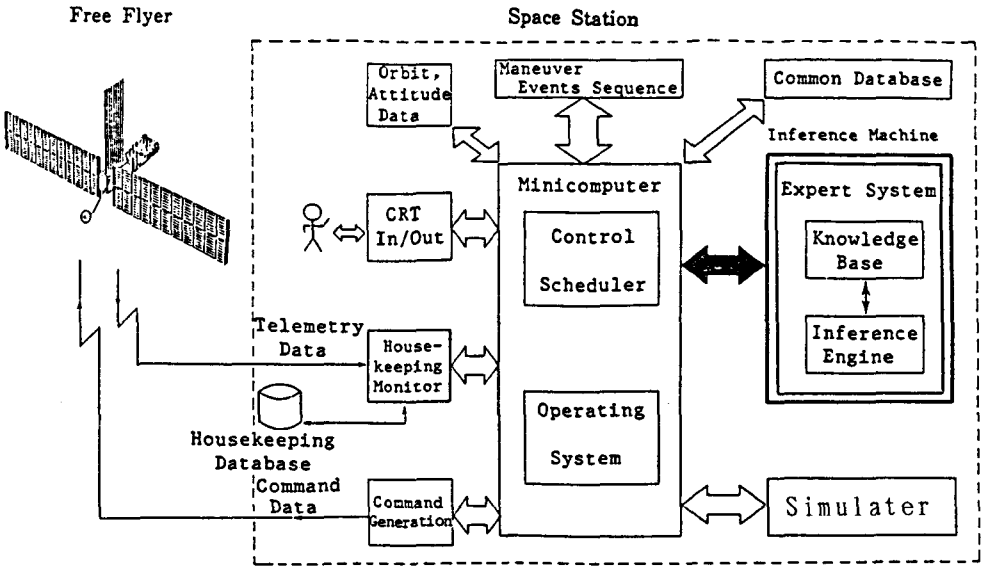


図３－２　宇宙ステーションとフリーフライヤーシステム

Fig. 3-2 Space station and free flyer total block diagram (onboard system).

験では、宇宙プラズマ、新推進ミッション、宇宙レーダ、マイクロ波エネルギー伝送、および宇宙レーザなどの実験や観測が予定されている。

これらの宇宙実験を宇宙ステーション内の限られた専門家で実施する場合、前述した管制の場合と同様に、専門家を支援するエキスパートシステムの必要性が考えられる。

宇宙実験にエキスパートシステム技術を適用する場合は、前述（2.4.4 項）の管制エキスパートシステムへの軌道解析適用の場合と同様に、宇宙実験用軌道解析が重要な役割を持ち、エキスパートシステム開発上不可欠な要素となるので、以下に解析内容と検討事項を記述する。

３．２．２．１　宇宙実験用軌道解析

宇宙実験や観測を行うミッション軌道では、フリーフライヤーによる様々な観測／実験ミッションが計画されている。前述した以外にも、例えば、天体観測、重力波検出、地球観測、大気圏観測、静止フリーフライヤー実験、重力安定アンテナ実験、微小重力実験等が計画されている。

これらの宇宙実験や観測に適した軌道を大別すると、次に示す三種類になる。

ａ．　編隊飛行軌道

ｂ．　極軌道

ｃ．　静止軌道

ここでは主として編隊飛行軌道を中心に取り上げ、これらの軌道形態ごとに、ミッション軌道フェーズでの解析項目／内容を以下に示す。

ａ．編隊飛行軌道

母船としての宇宙ステーションとフリーフライヤーとが編隊飛行するこのミッション軌道は、常時、宇宙ステーションと直接通信のできる範囲内にフリーフライヤーが飛行している軌道である。この軌道でのミッションとしては、天体観測や宇宙エネルギ実験等がある。

従って、このミッション軌道フェーズで必要となる主要解析項目は以下に示す通りである。

(1) 編隊飛行の基準軌道設定と最適化

(2) 軌道・姿勢　変動解析

(3) 軌道・姿勢　保持制御解析

(4) 飛行交通管制解析

(5) 自律管制機能の検討

(6) 可視時間帯、アーストレース解析

(7) 直接通信可能域の検討

(8) 太陽角変化、日陰率の解析

(9) スラスタおよびタンクのサイジングと推薬量見積

(10) 軌道決定・誤差解析

(11) 高精度姿勢制御・ポインティング精度解析

(12) ミッション機器運用計画

(13) 宇宙ステーションの実験モジュール内での管制機能の検討

以上の解析／検討内容の一例として、宇宙ステーション(母船)と編隊飛行するフリーフライヤーの軌道を、電気推進エンジンで制御する場合の検討結果を以下に示す。

［1］ 軌道の種類

電気推進に影響を与える日陰を考慮して、次に示す三種類（A、B、C）の軌道を設定する。

A．軌道傾斜角 $i=28.5^{\circ}$ で最大日陰の場合

軌道初期条件:

軌道長半径　$a_0=6865$ km　（ペリジ高度　h=480km）

軌道離心率　$e_0=0.001$

軌道傾斜角　i_0=28.5 deg

昇交点赤経　Ω_0=24 deg

近地点引数　ω_0=0 deg

平均近点離角　M_0=0 deg

EPOCH:（春分）

B．軌道傾斜角 i=55°で全日照軌道の場合

軌道初期条件:

軌道長半径　a_0=6865 km　（ペリジ高度　h=480km）

軌道離心率　e_0=0.001

軌道傾斜角　i_0=55 deg

昇交点赤経　Ω_0=195 deg

近地点引数　ω_0=0 deg

平均近点離角　M_0=0 deg

EPOCH:（夏至）

C．軌道傾斜角 i=55°で最大日陰軌道の場合

軌道初期条件:

軌道長半径　a_0=6865 km　（ペリジ高度　h=480km）

軌道離心率　e_0=0.001

軌道傾斜角　i_0=55 deg

昇交点赤経　Ω_0=15 deg

近地点引数　ω_0=0 deg

平均近点離角　M_0=0 deg

EPOCH:（春分）

[2] 電気推進ベクトル

軌道面と電気推進による推力ベクトルの関係を図３－３に示す。

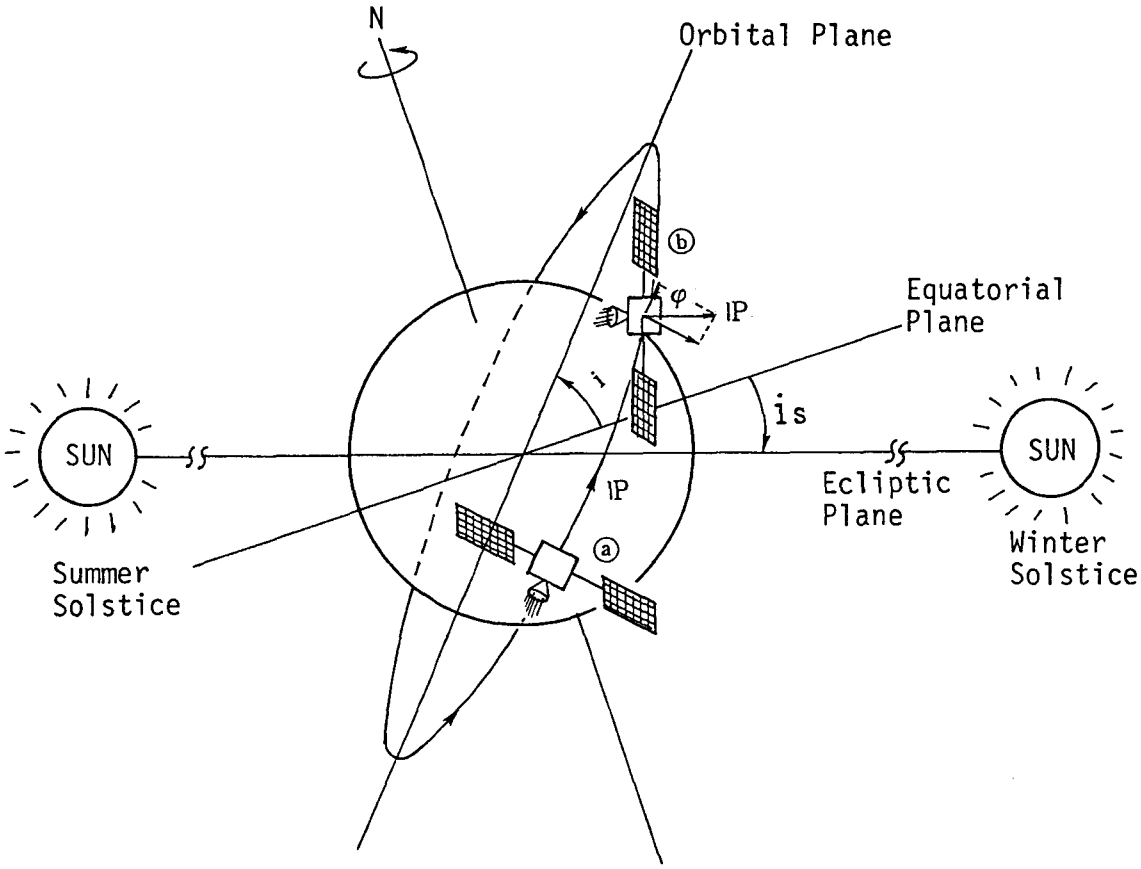


図３－３　軌道面と推力ベクトル（夏至と冬至）

Fig. 3-3　Orbital plane and thrust vector.

(1) 方向

A軌道：軌道接線方向

B軌道：黄道面に平行

C軌道：軌道接線方向

(2) 大きさP

次の三種類を仮定する

① P=0.1N

② P=0.2N

③ P=0.5N　　ここで、N=kg・m/sec^2

(3) 比推力　I_{sp}=2,000 sec

[3] その他の前提条件

(1) 大気密度

「Modified 1970 Jacchia Atmosphere Model」の2σモデル

(2) 衛星初期重量　W_0=10 t（日陰中噴射なし）、12 t（連続噴射）

(3) 衛星有効断面積　S=23 m×9 m×2=414 m^2

(4) 大気抵抗係数　C_D=2.5

[4] 計算結果

三種類の軌道（A、B、C）に基づき、次に示す推進の種類別に計算した結果を表3-1 に示す。これらの計算結果は、宇宙実験や観測に適したフリーフライヤーの軌道や電気推進エンジンによる制御方法を選定する場合に使用される。そしてこのような軌道解析は、前述した管制エキスパートシステムへの適用（2．4．4項）の場合と同様に、宇宙実験や観測を支援するエキスパートシステムの開発に適用される。

推進の種類：

1.　自由落下：電気推進力無しとして、大気中を自由飛行する。

表３－１　宇宙ステーション（母船）とフリーフライヤー軌道（１週間飛行）

計算項目 ＼ 軌道種類		A. i = 28.5° 最大日陰								B. i = 55° 全日照					C. i = 55° 最大日陰			
推進種類		1 自由落下	2 母船	3 0.1N	4 0.2N	5 0.5N	6 0.1N	7 0.2N	8 0.5N	1 自由落下	2 母船	6 0.1N	7 0.2N	8 0.5N	1 自由落下	2 母船	3 0.1N	6 0.1N
				連続噴射			日陰噴射なし										連続	
ペリジ高度 km	初期 h_0	480	480	480	480	480	480	480	480	480	480	480	480	480	480	480	480	480
	１週間 h_1	469	480	478	488	516	473	476	494	471	480	479	486	507	469	480	481	475
昇交点赤経 deg	Ω_0	24	24	24	24	24	24	24	24	195	195	195	195	195	15	15	15	15
	Ω_1	336	336	336	337	337	336	336	337	164	164	164	164	164	344	344	344	344
軌道傾斜 deg	i_0	28.5	28.5	28.5	28.5	28.5	28.5	28.5	28.5	55	55	55	55	55	55	55	55	55
	i_1	28.5	28.5	28.5	28.5	28.5	28.5	28.5	28.5	55	55	55	55	55	55	55	55	55
離心率	e_0	0.001	0.001	0.001	0.001	0.001	0.001	0.001	0.001	0.001	0.001	0.001	0.001	0.001	0.001	0.001	0.001	0.001
	e_1	0.002	0.001	0.001	0.002	0.001	0.001	0.002	0.004	0.0004	0.0012	0.001	0.001	0.001	0.0002	0.0012	0.001	0.002
周期 min	T_0	94.3	94.3	94.3	94.3	94.3	94.3	94.3	94.3	94.3	94.3	94.3	94.3	94.3	94.3	94.3	94.3	94.3
	T_1	94.1	94.3	94.3	94.6	95.2	94.2	94.4	94.9	94.1	94.3	94.4	94.5	94.9	94.0	94.3	94.4	94.3
１週間の日陰時間	Hr	62.9	62.7	62.4	62.6	62.6	63.7	64.0	63.4	0.8	0.8	0.8	0.6	0.3	63.8	63.8	63.8	63.7
１週間の日陰率	%	37.4	37.3	37.1	37.3	37.3	37.9	38.1	37.7	0.5	0.5	0.5	0.4	0.2	38.0	38.0	38.0	37.9
総増速量	m/s	0	---	5.0	10.1	25.2	3.8	7.5	18.8	0	---	5.0	10.0	25.0	0	---	5.0	3.8
総推薬量	Kg	0	---	3.1	6.2	15.4	1.9	3.8	9.6	0	---	2.6	5.2	12.8	0	---	3.1	1.9
母船との相対角度	θ deg	+28	---	-14	-53	-171	+2	-28	-119	+29	---	-4	-33	-120	+36	---	-141	+2
母船との直接通信	$\lvert\theta\rvert<43°$	可	---	可	不可	不可	可	可	不可	可	---	可	可	不可	可	---	可	可

2.　母船：初期軌道を維持する飛行をする。

（ここでは便宜上大気抗力無しの自由飛行と仮定した）

3.　0.1N：電気推進スラストレベルの大きさPを0.1Nとして連続噴射

（日陰中も噴射）

4.　0.2N：P=0.2N、連続噴射

5.　0.5N：P=0.5N、連続噴射

6.　0.1N：P=0.1N、日陰中は噴射なし

7.　0.2N：P=0.2N、日陰中は噴射なし

8.　0.5N：P=0.5N、日陰中は噴射なし

地球周回軌道での電気推進による飛行は、大気密度の変化と密接な関係があり、以下に軌道一周中の大気密度の変化と大気抗力についての解析結果を示す。

ア．前提条件

(1) 衛星重量 W_0=12 トン

(2) 大気抵抗係数 C_D=2.5

(3) 大気密度 ρ のモデル

「Modified 1970 Jacchia Atmosphere Model」を使用し、ノミナル（0σ）と2σの両方を計算する。

(4) 衛星有効断面積 S

$$S=(23\ m\times 9\ m)\times 2$$

$$=414\ m^2$$ を使用する。

(5) 初期軌道要素

軌道長半径　a=6865 km

軌道離心率　e=0.001

軌道傾斜角　i=28.5° and 55°

(6) 大気抗力

衛星が飛行中に大気より受ける大気抗力F_Dは

$$F_D = \frac{1}{2} C_D \cdot S \cdot \rho \cdot V^2 \qquad kg \cdot m/sec^2 \ (=N) \quad \text{------} \quad (3\text{-}1)$$

により計算する。

ここで

C_D=大気抵抗係数

S =有効断面積 m^2

ρ =大気密度 Kg/m^3

V =軌道速度 m/sec

=7628 m/sec (h=480 km)

イ．解析結果

軌道一周中の大気密度の変化と大気抗力F_Dを図3-4に示した。この図から明らかなように、F_Dの値は大気密度の値に依存し、

(1) ノミナルな大気密度の軌道一周分の平均値$\bar{\rho}_{0\sigma}$は

$\bar{\rho}_{0\sigma}=3.81\times10^{-13}$ Kg/m^3

このときのF_Dは

F_D=11.5 mN

となる。

(2) 2σの大気密度の軌道一周分の平均値$\bar{\rho}_{2\sigma}$は

$\bar{\rho}_{2\sigma}=2.79\times10^{-12}$ Kg/m^3

このとき

F_D=84.0 mN

となる。

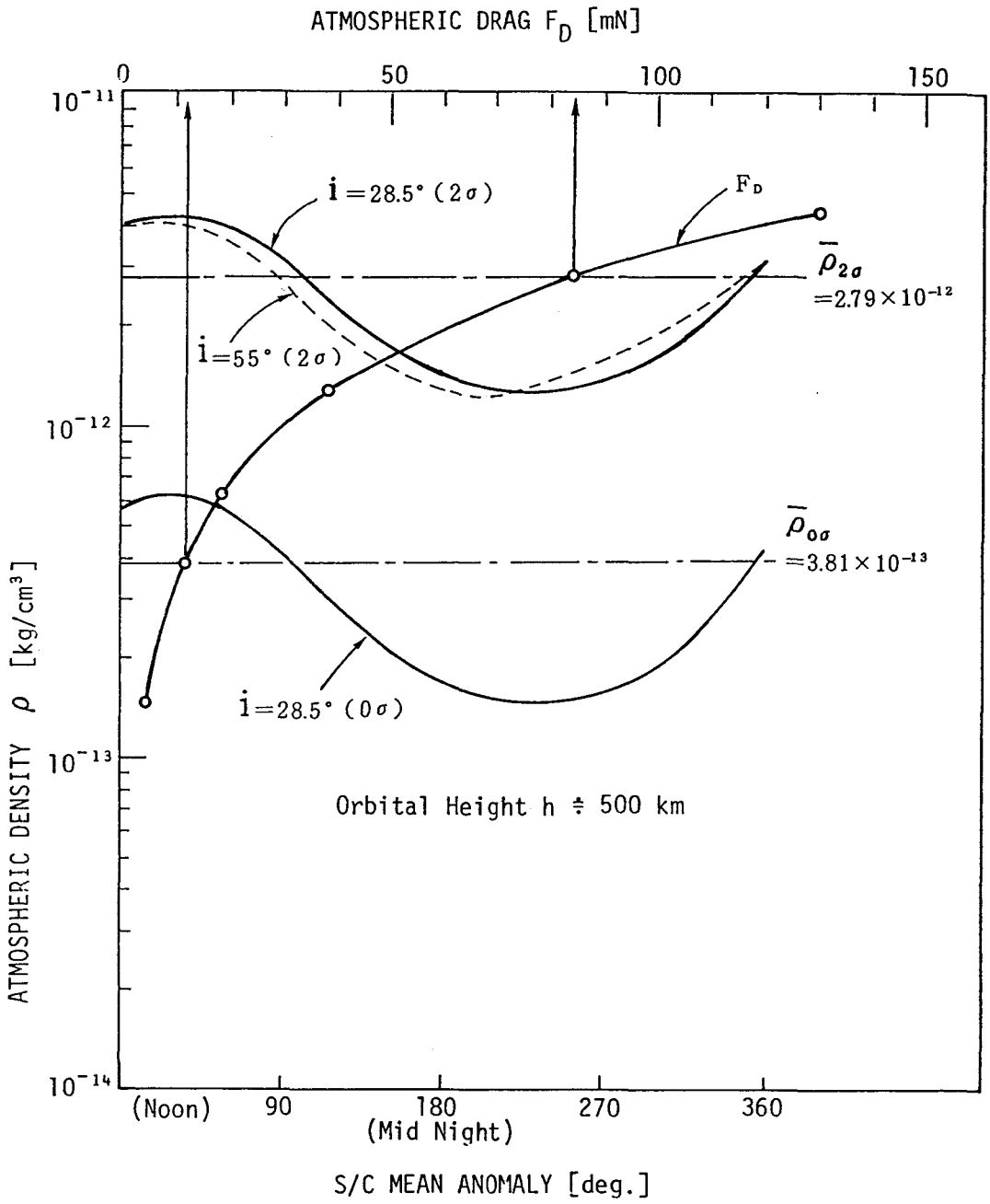


図３－４　軌道一周中の大気密度の変化と大気抗力

Fig. 3-4　Atmospheric density and drag.

前述の宇宙ステーションとフリーフライヤーの軌道解析では、誤差を見込んで２σの大気密度の場合を採用した。

更に、地球観測ミッション等では、軌道一周中のフリーフライヤーの高度変動解析が観測画像への影響等で重要となる。解析内容を以下に示す。

衛星高度の短期変動として、軌道一周中の衛星高度の変動の様子を解析する。衛星高度変動の要因として、次の事を考慮する。

・地球は真円の球ではなく偏平である。

・軌道は地心を中心とする真円軌道ではなく、離心率があり地球の偏平の影響で摂動を受ける。

これらの要因により、衛星高度は一定ではなく軌道一周中に変化する。これらの関係を図3-5 に示す。図3-5 の中で、偏平率fの地表面Aと特別摂動軌道E（実線）の間隔が実際の衛星高度hであり、偏平率f=0と仮定した地表面Bと、離心率e=0のノミナル軌道C（点線）との間隔のノミナル高度h_0と比較すると、実際の衛星高度hは軌道一周中に変化していることが分かる。

同様に衛星の昇交点離角(ω+M)の変化による衛星高度の変化の様子を図3-6 に示す。

図3-5と図3-6から明らかなように、ノミナル高度h_0を基準とした実際の衛星高度hの変動範囲は

上限値：$\triangle h_f+\triangle h_e+\alpha_1$

下限値：$r_p-r_0-\alpha_1$

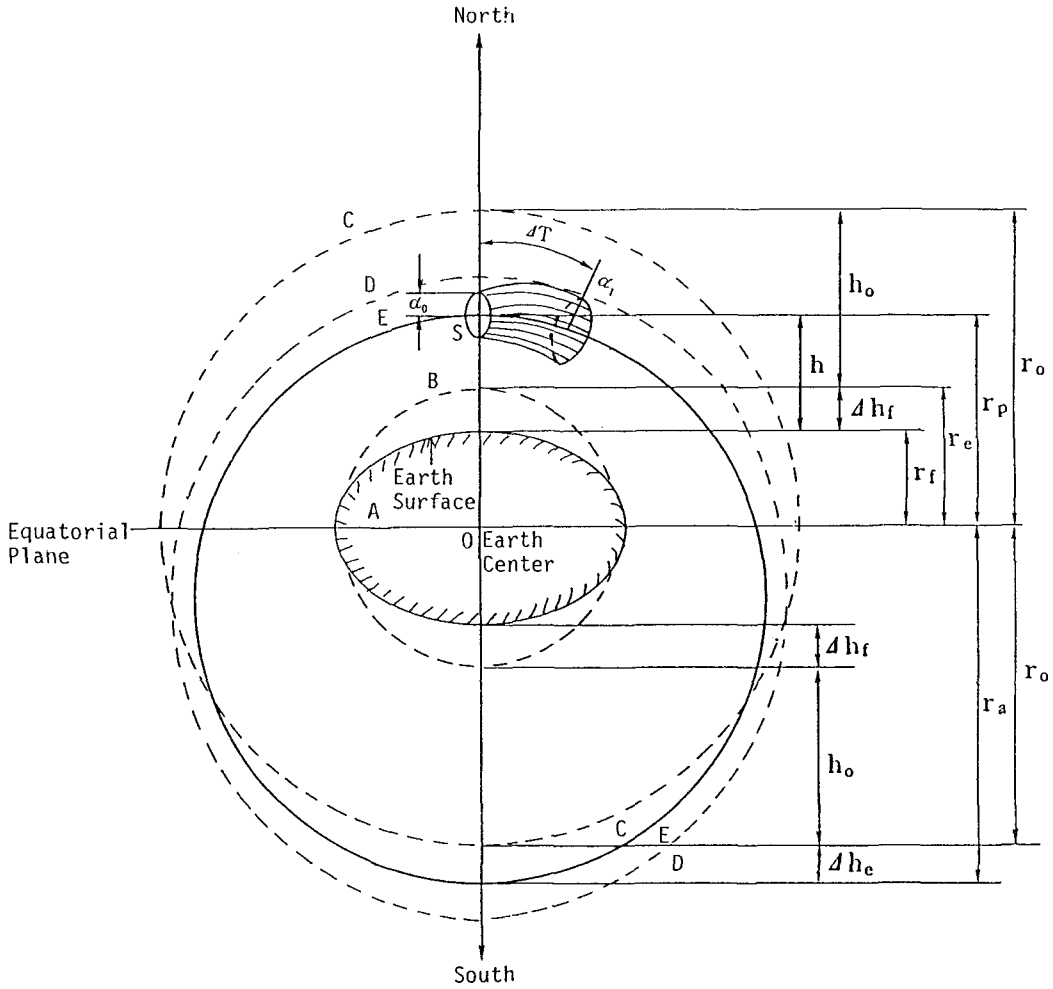
となる。

これらの各値を具体的なノミナル軌道要素で計算した結果を表3-2 に示す。

表3-2 に示すように、衛星高度の総合変動範囲は

上限値：+30.5 km

下限値：-21.7 km



A : earth surface of flat ratio f

B : earth surface of f=0

C : nominal orbit of eccentricity e=0

D : orbit of two body problem

E : orbit of special perturbation

S : satellite position at perigee

α_0 : satellite position error at orbit determination

α_1 : satellite position error after orbital generation

ΔT : orbital generation period

図３－５　衛星高度変動（短期変動）

Fig. 3-5 A satellite orbital variation(short period).

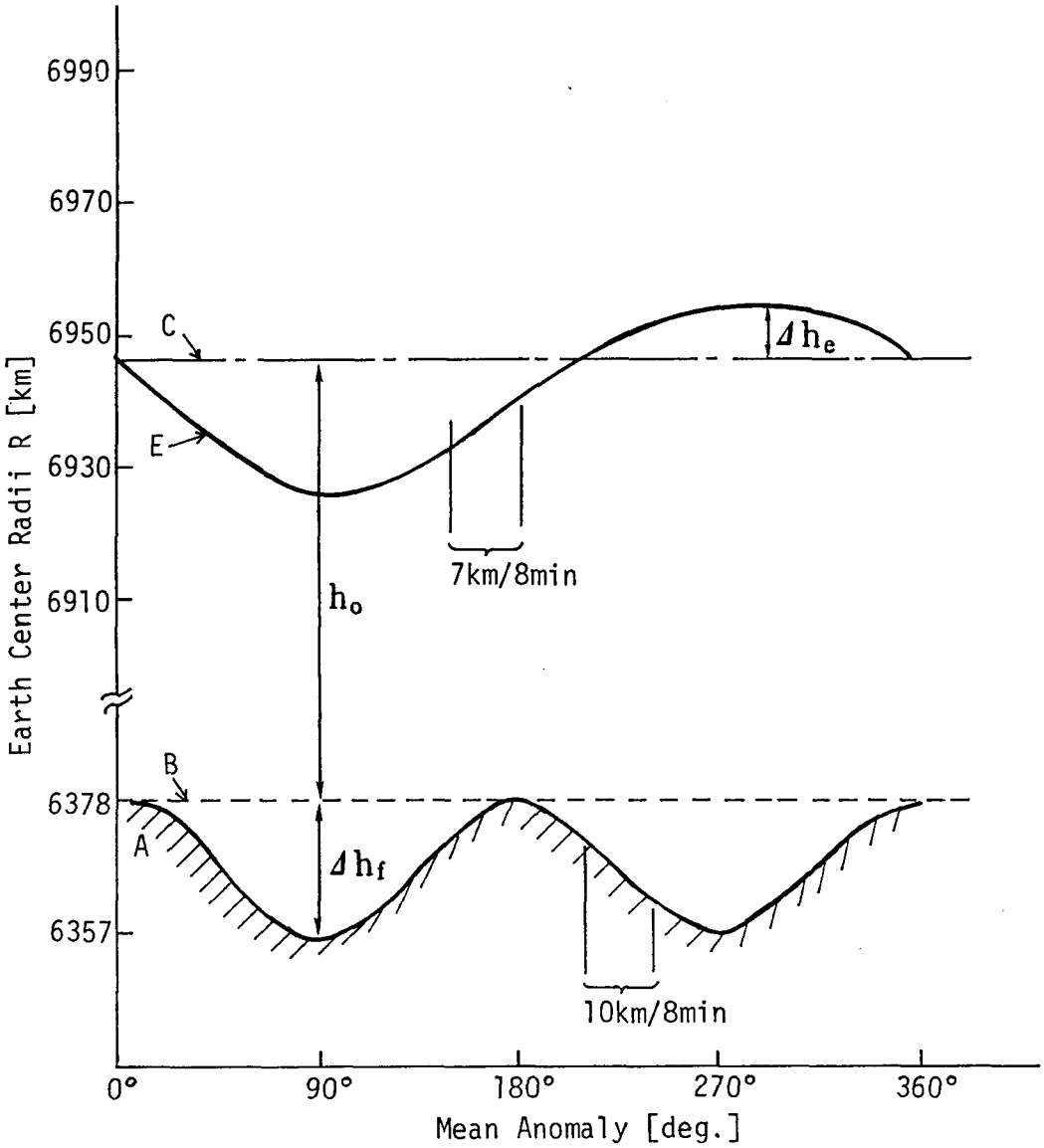


図３－６　軌道一周中の衛星高度変動

Fig. 3-6 Height variation of a satellite orbit.

表3-2　衛星高度変動

			初期離心率 e =0.002		e=0.002
			二体問題	特別摂動	特別摂動
ノミナル地心半径		r_0 Km	6946.679	同左	同左
ノミナル赤道半径		r_e Km	6378.142	同左	同左
ノミナル極半径		r_f Km	6356.757	同左	同左
アポジ半径		r_a Km	6960.572	6954.748	6954.901
ペリジ半径		r_p Km	6932.786	6925.953	6926.097
ノミナル高度（$r_0 - r_e$）		h_0 Km	568.537	同左	同左
$r_e - r_f$		Δh_f Km	21.385	同左	同左
$r_a - r_0$		Δh_e Km	13.893	8.069	8.222
$r_p - r_0$		Km	-13.893	-20.726	-20.582
ノミナル高度 h_0 の変動範囲	上限	$\Delta h_f + \Delta h_c$	+35.278	+29.454	+29.607
	下限	$r_p - r_0$	-13.893	-20.726	-20.582
軌道決定時の位置誤差		α_0 Km	0.1	同左	同左
軌道伝播後の位置誤差		α_1 Km	1.0	同左	同左
ノミナル高度 h_0 の総合変動範囲	上限	$\Delta h_f + \Delta h_e + \alpha_1$	+36.278	+30.454	+30.607
	下限	$r_p - r_0 - \alpha_1$	-14.893	-21.726	-21.582
ノミナル高度h_0の変動速度(最大)		Km/min	～ ±2	～ ±2	～ ±2
				Ω=107.32°（昇交点地方時が10:30のとき）	Ω=287.32°（降交点地方時が10:30のとき）

となる。

従って実際の衛星高度hは

$$h=h_0 \begin{matrix} +30.5 \\ -21.7 \end{matrix} \ \mathrm{km}$$

の範囲で変動すると予測される。そしてこの高度変動速度の最大値は、図3-6 より、アプシスの位置が移動して地球の偏平による地表面Aとの相対位置が最悪の場所で、約±2 km/minになると予測される。

したがって地球周回軌道上の衛星から地表面の観測を行う場合等では、このような高度変動の影響を考慮した観測計画の立案や、高度変動誤差の修正等を行う必要があるとともに、自動化や自律化を進める上では、前述（２．４節）の管制のための軌道解析の場合と同様に、観測ミッションを支援するエキスパートシステムへこれらの解析の適用が不可欠であることがわかる。

ｂ．極軌道

図3-7 に示す太陽同期軌道等の極軌道でのミッションとしては、地球観測や大気圏観測用のプラットフォーム／フリーフライヤーが計画されている。

このミッション軌道フェーズで必要となる解析／検討項目／内容は、前述の編隊飛行軌道の場合とほぼ同様であるが、宇宙ステーションとの直接通信が不可能な領域が発生する為、データ中継衛星の利用等の検討が必要となる。

ｃ．静止軌道

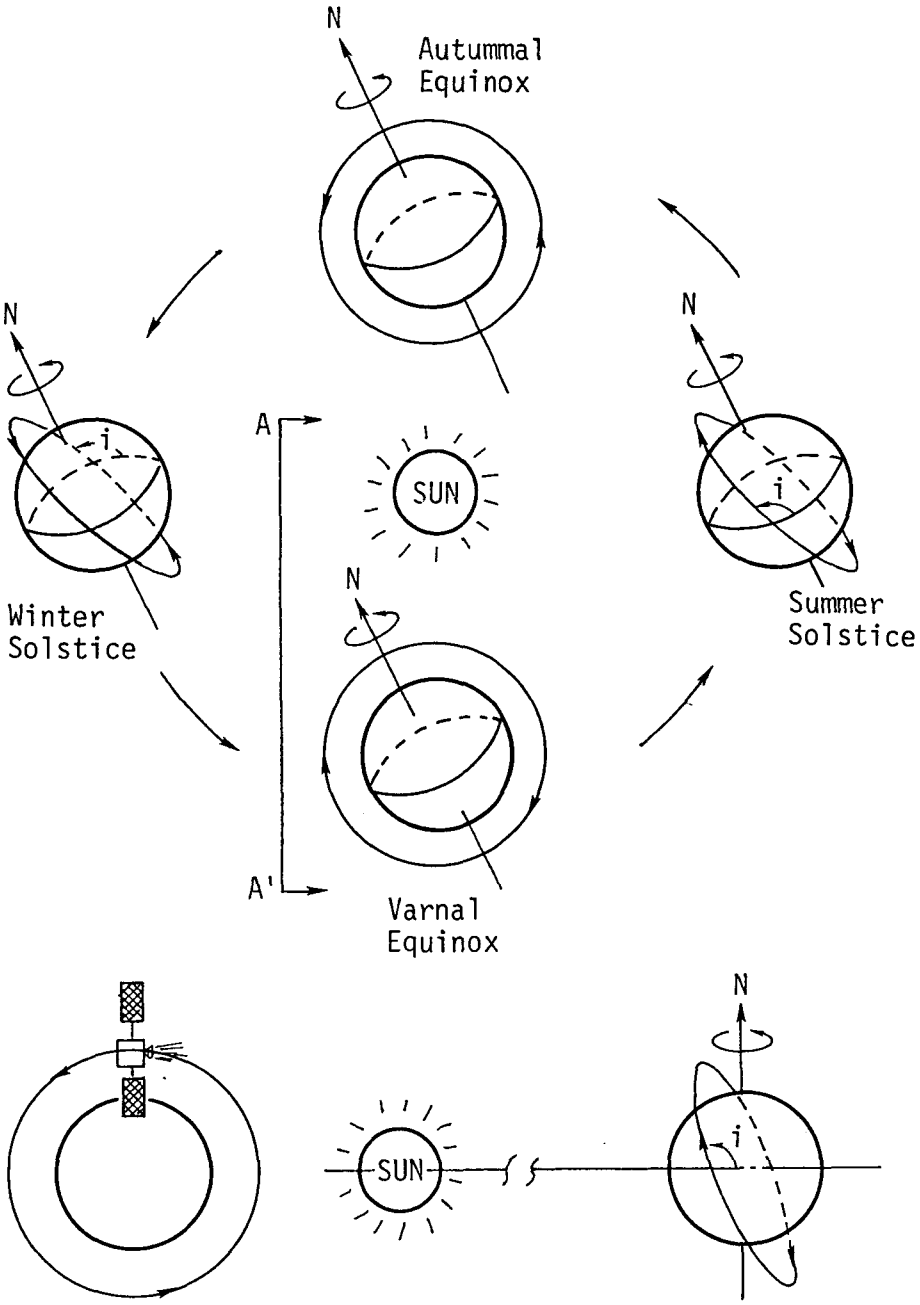
一般的な静止衛星のミッション解析と同様な解析が必要となり、主要な解析項目を以下に示す。

(1) 経度方向ステーション・キーピング解析

(2) 緯度方向ステーション・キーピング解析

(3) 姿勢保持解析

(4) スラスタ／タンクのサイジングと推薬量見積



(a) View towards Earth from SUN (Vernal Equinox)

(b) View from above A-A'

図３－７　太陽同期軌道

Fig. 3-7 Sun synchronous orbit.

(5) 宇宙ステーションとの通信可能域の検討

(6) 自律管制機能の検討

以上ミッション軌道フェーズでは、宇宙ステーションとの編隊飛行軌道、極軌道、および静止軌道ごとに検討した。これらのミッション軌道と宇宙ステーション間を往復する宇宙作業機についても管制システムの立場からの検討が必要である。宇宙作業機は宇宙ステーションとプラットフォーム／フリーフライヤー間を往復して、各機器の修理、交換、推薬／電力の補給等を行う。

宇宙作業機に関する検討項目／内容に関しては、最接近するまでは、前述のトランスファー軌道フェーズと同様な解析が必要となる。最接近後は、ランデブー／ドッキング技術の検討が必要となる。

さらに、宇宙ステーション内の実験モジュールとフリーフライヤーとのインタフェースに関して、管制上の検討が重要となる。例えば、ミッション／バス機器のモニタ機能、チェックアウト機能、コマンド機能等は、役割分担も含めて、詳細に検討すべき事項である。

3．2．3　試験装置

従来の人工衛星の試験装置には、ミニコンピュータレベルの汎用データ処理コンピュータが導入され、試験データ処理に関しては機械化されている。しかし膨大な試験データの診断に関しては、人手に頼っているのが現状であり、多数の人工衛星専門家を必要とする。各専門家が設計時の図面や設計データと比較して、試験データの良否の判定を行ったり不具合箇所の推定を行う作業は、膨大な時間と手間を要する。そこで、従来のデータ処理マシンにデータ診断用推論マシンを接続して、試験データの診断を自動化・省力化するとともに、試験期間の短縮を図り、信頼性を向上させる目的で、試験用エキスパートシステムの構成を検討した。地上の試験装置も同様な問題を抱えているが、より自動化／自律化を必要と

する宇宙ステーション搭載用の試験装置について以下に示す。

宇宙ステーション内での人工衛星の試験装置にエキスパートシステム技術を適用する提案を行い、この構成を図３－８に示す。この図に示すように、試験装置は、フリーフライヤー（大型の人工衛星）の各サブシステムごとに試験するサブシステム試験装置と、このサブシステム試験装置からのデータを処理するデータ処理マシンと、データを診断する推論マシンと、人間とこれらの装置とのインタフェースの役目をするオペレーションコンソール装置から構成されている。

サブシステム試験装置は、人工衛星のサブシステム、すなわち、電源系サブシステム、テレメトリ／コマンド系サブシステム、姿勢・軌道制御系サブシステム、推進系サブシステム、および熱制御系サブシステムの機能と性能が設計通りであるかどうかの試験を行う。例えば、姿勢・軌道制御系サブシステムの機能試験では、設計通りの姿勢制御を行う上で、姿勢検出センサ、姿勢制御電気回路、姿勢制御用駆動機構部品等が正常に動作するかどうかを試験する。性能試験では、姿勢制御精度や制御速度が設計値の範囲内に入つているかどうかを試験する。

上述の各サブシステムごとの試験の出力データは全てデータ処理マシンへ送られる。データ処理マシンでは、試験データのデータ処理／編集を行う。例えば姿勢・軌道制御サブシステム試験の出力データとしては、姿勢検出センサの検出感度を示す電圧値、電気回路の各所の電流値、電圧値等のアナログデータとともに、各スイッチのON／OFF状態を示す２進数のディジタルデータ、制御速度を表す回転数等の２進数のディジタルデータ等が上述のデータ処理マシンに入力され、データ処理／編集が行われる。

データ処理マシンでのデータ処理／編集の内容は、主として、２進数データを１０進数に変換し、工学値単位に変換する処理と、各時刻ごとに集められた各種データを分類して表にまとめたり、数値データの変化する様子をグラフにまとめる編集処理が主体である。推論マシン側では、これらの処理結果に基づき、試験

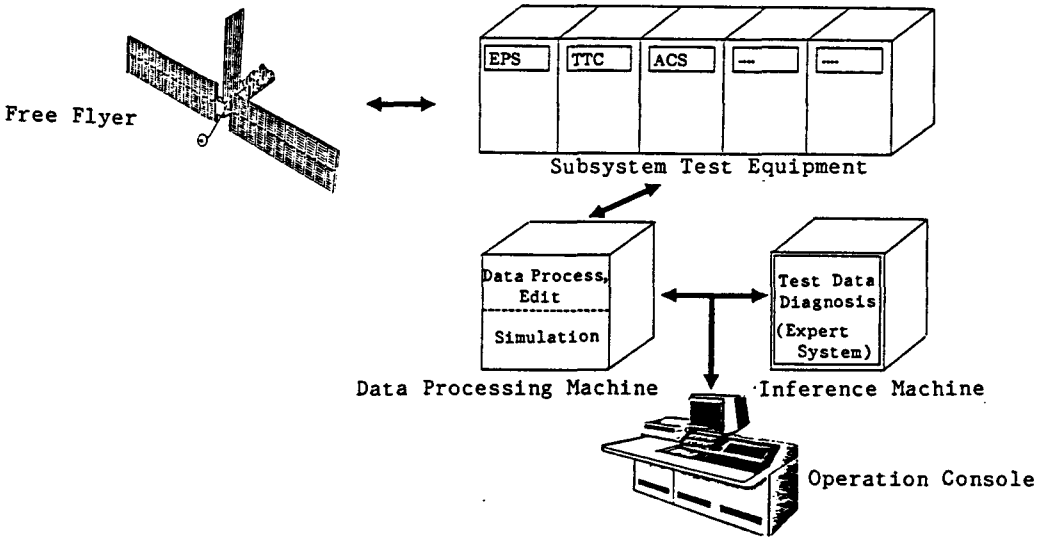


図３－８　試験装置

Fig. 3-8　Test equipment.

データの診断を実施する。試験データの診断では、人工衛星の各サブシステムの機能と性能が設計通りに出ているかどうかの良否の判定を行う。さらに、設計値を満足しない試験データから、サブシステムのどこが故障しているか等の不具合箇所の推定を行う。

この試験装置のデータ処理と診断部分は、上述したように、従来のデータ処理マシンと推論マシンとを組み合わせたものであり、その特徴を以下にまとめて示す。

（１）試験の自動化／自律化と試験期間の短縮

試験データの診断用エキスパートシステムの導入により、搭乗要員の負荷の軽減や判断の支援を行い、試験の自動化／自律化を促進し、試験期間の短縮を可能にする。

（２）高速オンラインデータ処理／診断の実現

データ処理マシンと推論マシンの機能分担と協調処理により、オンラインデータ処理／診断の高速化を実現する。

（３）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

知識ベースと推論機構の分離により、診断用プログラムの開発や改修が容易になるとともに信頼性の向上が期待できる。

以上のような試験装置を宇宙ステーションに搭載するためには、軽量化や低消費電力化などの搭載機器特有の問題を今後解決する必要はあるが、宇宙ステーション内に設置が可能になれば、限られた搭乗要員の支援システムとして有用である。

３．３　地上実験モデルの開発

前述のところで提案し、図３－２や図３－８で示したシステムの機能を検討するために、地上実験モデル（プロトタイプ）を開発した。このシステムのハード

ウエア構成は、2章で示したものと同様であり、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。このシステムに基づき検討した結果、宇宙ステーションに搭載して使用する場合は、軽量化などの搭載機器特有の問題はあるものの、エキスパートシステム化を図る上では、2章で示した地上の場合と同様な考察結果が得られ、管制システムの自動化へ向けての見通しを得た。

宇宙ステーション内の限られた専門家とコンピュータとのヒューマンインタフェースの向上を図るためには、自然言語による音声対話機能が有効であり、図3－8で示したオペレーションコンソール装置に音声対話機能を付加したモデルの開発も今後必要である。音声対話機能の有効性について検討した結果、以下に示すような事態を想定した場合に、ヒューマンインタフェース向上による有効性が期待できる。

軌道上の人工衛星を管制する場合、人工衛星から送られてくる温度や圧力など人工衛星の状態を示す膨大な量のテレメトリデータを受信して、データ処理マシンでオンラインリアルタイム処理が行われる。データ処理マシン側で処理されたテレメトリデータは、推論マシンへ送られ、テレメトリデータ値に基づく人工衛星の状態の各種診断が実行される。モニタ画面の表示が全てグリーンの時、人工衛星状態は正常である。

突然、モニタ画面の表示が赤に変わり、推論マシンからのメッセージがモニタ画面に表示されるとともに、音声合成機能により「ガスジェット系に異常が発生しました」と指摘がある。専門家からの音声による問い合わせに対して、その異常を推論マシンがエキスパートシステムを使って診断した結果、「燃料タンクの圧力が低下しているので燃料漏れの可能性が強く、放置しておくと危険です」と警告する。そして、推論マシンはすべてのガスジェット系を即座に診断して、燃料漏れを起こしているガスジェットをつきとめ、緊急処置として、「指定のガス

ジェットを数パルス噴射して、ガスジェット弁の機能の確認を行ってください」と指示を出す。

このような緊急事態の発生を想定した場合、音声対話機能を備えたエキスパートシステムは、宇宙ステーション内の限られた専門家の支援に有用である。

3．4　結言

宇宙ステーションに搭載して、フリーフライヤーの管制、宇宙実験、および試験を支援するシステムに、エキスパートシステム技術を適用する場合について、モデルの提案を行うとともに、システム開発上不可欠な軌道解析を実施した。地上実験モデルを開発して検討した結果、宇宙ステーション内の限定された専門家の支援システムとして、有用であることが明らかとなった。今後の管制システムの自動化を促進するための技術課題としては、今回開発した地上実験モデルに、2章で提案したマネージメントプログラム（2.4.4 項）のようなスケジューリングや学習機能、および自然言語による音声対話機能を付加して、より知的な支援システムを開発することと、軽量化や低消費電力化などの搭載機器特有の問題解決の必要性が挙げられる。

第　4　章

電気推進飛行用管制システムとシステム解析

第４章　電気推進飛行用管制システムとシステム解析

４．１　緒言

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飛行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飛行専用の管制システムが必要になる。例えば、宇宙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飛行計画を達成させるには、宇宙ステーション内に、軌道・姿勢制御計画や実行モニタ機能などを含む電気推進飛行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、宇宙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自動化および信頼性向上を図るために、ＡＩ技術の応用を考慮する必要が生じる。

以上の認識および考察に基づき、４．２において、人工衛星の電気推進飛行を

遂行するための管制システムに、エキスパートシステム技術を適用したシステムのモデルを提案するとともに、プロトタイプを開発し考察した結果について述べる。管制システムの自動化を実現する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。４．３では、この目的のために提案し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。

４．２　電気推進飛行用管制システム

地球を周回する宇宙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。

このような電気推進飛行計画での管制業務を、宇宙ステーション内の限られた専門家で対処するには、おのずと限界があり、データ処理コンピュータによる機械化の促進とともに、エキスパートシステム化を図る必要がある。

４．２．１　モデルの開発と考察

機能を確認し検討するためのモデル（プロトタイプ）を開発した。

（１）　プロトタイプシステムの構成

このシステムのハードウェア構成は、２章で示したものと同様に、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、４．３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制御計画作成および不具合対策立案を行うシステムである。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。

データ処理マシン側で行う飛行軌道のシミュレーションでは、後述するように、電気推進系エンジンを連続噴射する場合と、地球の陰に入る日陰中は、噴射停止する場合に分けて飛行軌道を計算するシミュレーションプログラムを開発した。日陰中は太陽電池パネルによる発生電力が期待できないため、連続噴射のためには、電気推進専用の電池が余分に必要となり、衛星搭載重量に影響する。したがって、目標軌道に到達するまでの期間に、どのような電気推進エンジンの噴射を実施するかは、飛行軌道制御計画を立案する上で重要である。

推論マシン側で行う飛行軌道制御計画作成に関しては、上述の飛行軌道シミュレーション機能と、２章で提案したマネージメントプログラムのスケジューリング機能を連携させることにより、今後、最適な飛行軌道制御計画作成の自動化を図る。スケジューリング機能により得られた解の妥当性の検証にも、飛行軌道シミュレーション機能は有用である。

テレメトリデータの診断に関しては、２章で記述した地上でのテレメトリデータの診断と同様な内容の診断型エキスパートシステムであるが、電気推進エンジン噴射中でのテレメトリデータ診断の場合は、以下に示す問題がある。

電気推進エンジン噴射は、後述するように、半年から１年の長期間連続して実施される。この期間中、電気推進系エンジンの動作状態を示すテレメトリデータに基づき、オンラインデータ処理、診断が続行される。現状の推論マシンでは、ガーベッジコレクション（ＧＣ）処理が周期的に発生し、診断処理の中断を余儀なくされる場合が起こる。このガーベッジコレクションによる診断中断を避ける

ためには、推論マシンを２台用意して、１台を並列冗長系にして切り替える対策が必要である。ただし、地上の場合と比較して、宇宙ステーションなどの搭載型の場合は、搭載重量に制限があり、ガーベッジコレクション対策だけのために２台用意することは不可能な場合もある。当然、推論マシン自体の小型軽量化も期待でき、冗長系が用意できたとしても、診断途中での冗長系に切り替えるためのソフトウェアが新たに必要となる。今後このようなガーベッジコレクション対策を含むオンラインリアルタイム処理、診断の問題に対処することが重要である。

（２）　考察

プロトタイプを開発して検討した結果、以下に示す考察結果と自動化への見通しが得られ、技術課題とともに記述する。

ａ）　このプロトタイプでは、知識獲得やルールの検証・改良に関しては、２章で述べたように、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。したがってプロトタイプの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）　電気推進飛行の特殊性から、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、４．３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問わず実施される。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、宇宙ステーション内の限られた専門家だけでは限界がある。そこで解決方法として、専門家の知的業務を支援するために、エキスパートシステム技術の適用の重要性が、このプロトタイプを使った検討の結果再認識でき、管制システムの自動化に寄与することが明らかとなった。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、実用に耐え得るものに成長する見通しを得た。

４．３　システム解析と評価

４．２では、エキスパートシステム技術を適用した電気推進管制システムについて提案し、このシステムに盛り込むべく機能を確認するために、プロトタイプを開発して考察した結果について示した。管制システムの自動化を進め、システム実現のためには、専用の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。４．３では以上の認識のもとに、提案し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記述する。

４．３．１　システム解析用ツールの提案と開発

ここで提案したシステム解析用ツール（プログラム）は、前述（2.4.4 項）の管制エキスパートシステムへの軌道解析適用の場合と同様に、実運用時には３章で示した図３－２の中のシミュレーター機能ブロック用のプログラムや、電気推進飛行計画エキスパートシステム用として利用することを考慮に入れて開発した。このプログラムは図４－１に示すように、電気推進系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

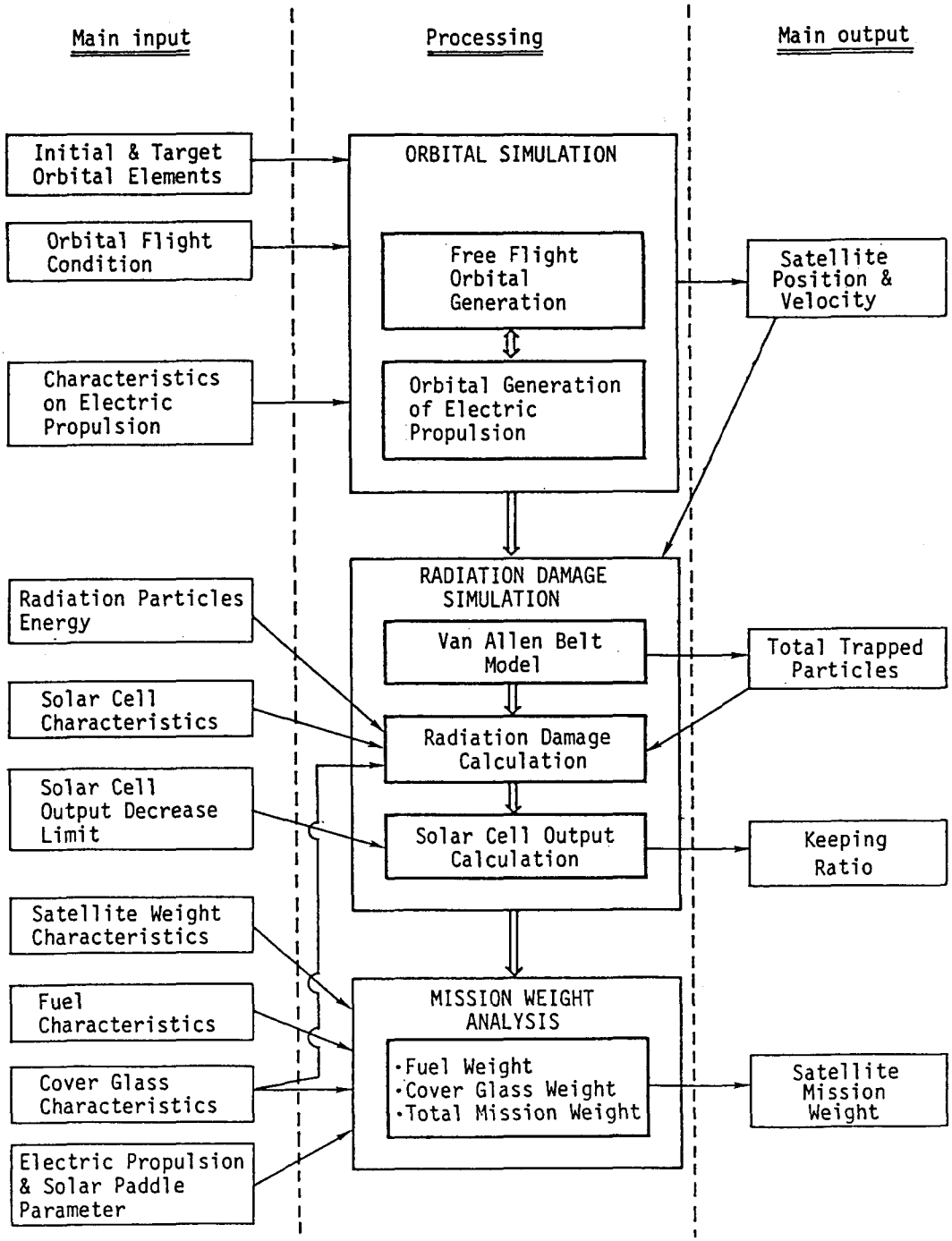


図４－１　システム解析用ツール（プログラム）

Fig. 4-1 System analysis tool(program).

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記述する。

4．3．1．1　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。

4．3．1．2　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。

4．3．1．3　衛星ミッション機器重量計算部

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薬量を、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重量を計算する。

4．3．2　解析内容と評価

４．３．１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。

４．３．２．１　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500km)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結果を示す。

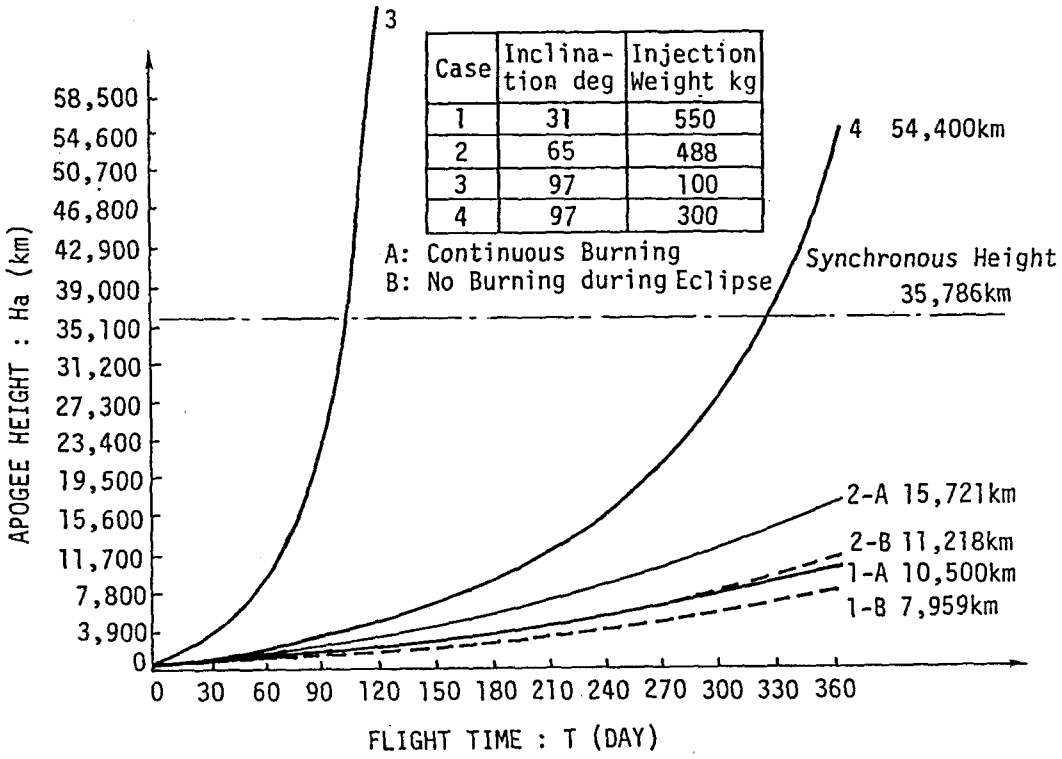
ａ　解析前提条件

(1) 初期軌道

電気推進飛行開始の初期軌道として、図４－２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円軌道への投入能力に基づき設定した値である。初期高度はいずれのケースも500kmとしている。

(2) 電気推進性能

平均推力を48ｍＮとし、比推力を5,000秒とする。



Case	Inclination deg	Injection Weight kg
1	31	550
2	65	488
3	97	100
4	97	300

図４－２　電気推進飛行軌道

Fig. 4-2 Electric propulsion orbits (spiral orbits).

(3) 空力特性

衛星断面積を27m^2 、空力係数を1として、大気モデルは高度1,000km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4－2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10,000km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2,500km(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量が軽くなるため、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。

4．3．2．2　被曝放射線粒子数

4．3．2．1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の被曝放射線粒子数の予測解析結果について以下に示す。

a．　陽子（プロトン）被曝量

各エネルギ単位別に計算した被曝陽子線量を、10MeV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4－3に示す。1年間飛行でスパイラル軌道は高度500kmから約10,000km上昇してプロトン・マップのほぼ外縁に達し、この場合の被曝陽子数はカバーガラス厚さ3ミル(0.076mm)のとき10^{13} 個／Cm^{2}のオーダになる。

b．　電子（エレクトロン）被曝量

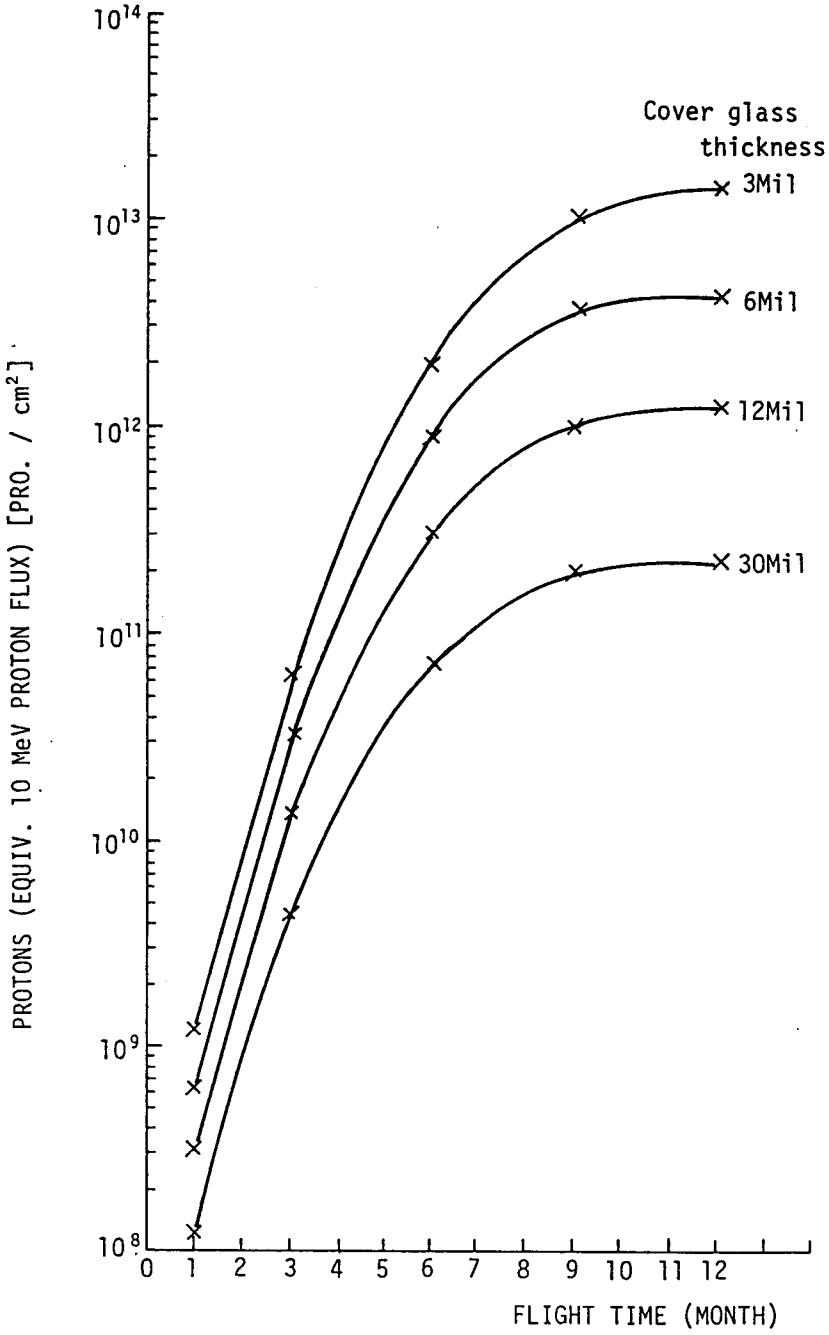


図４－３　被爆放射線粒子（プロトン）総数

Fig. 4-3 Trapped protons (spiral orbit).

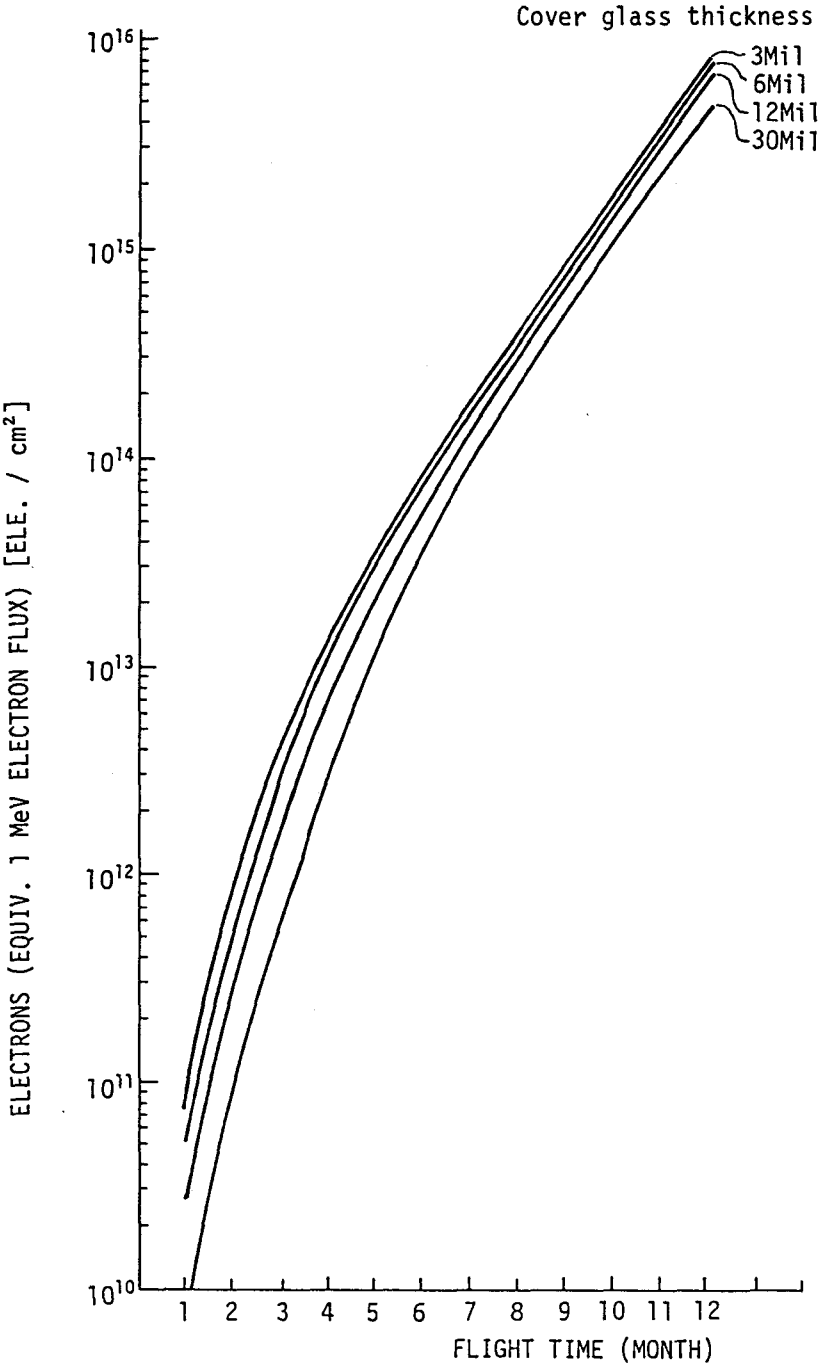


図４－４　被爆放射線粒子（エレクトロン）総数

Fig. 4-4 Trapped electrons (spiral orbit).

各エネルギ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4－4に示す。1年間の飛行で、ほぼ10^{16}個／Cm^2 のオーダ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合ほど顕著に現れないことがわかる。

4．3．2．3　等価電子線量

前述の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4－5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4－5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／Cm^2 のオーダ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4－6に示す。図4－6からも明らかなように、電子に比べて陽子の場合は、カバーガラス厚さの増加による阻止効果が大きいことがわかる。

4．3．2．4　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4－7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。

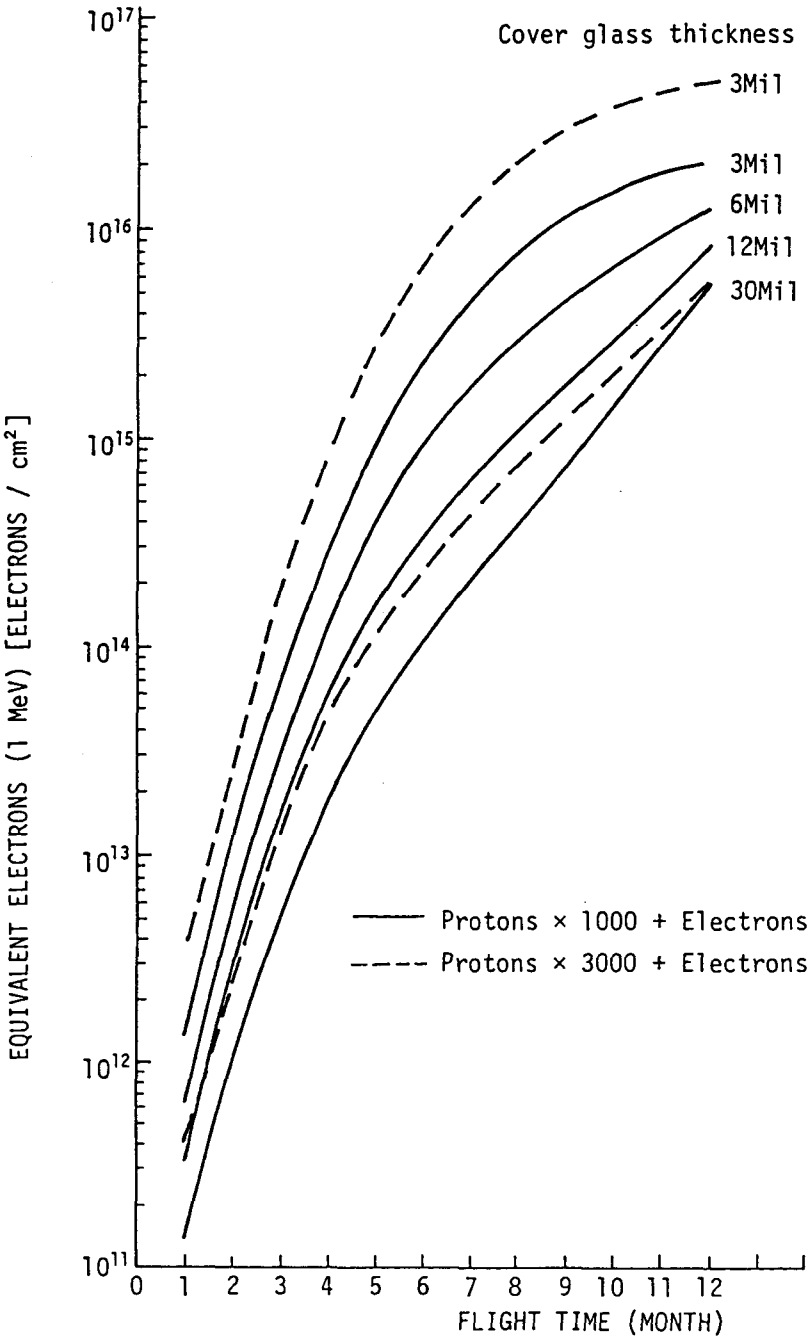


図４－５　等価電子線量

Fig. 4-5 Equivalent electrons (spiral orbit).

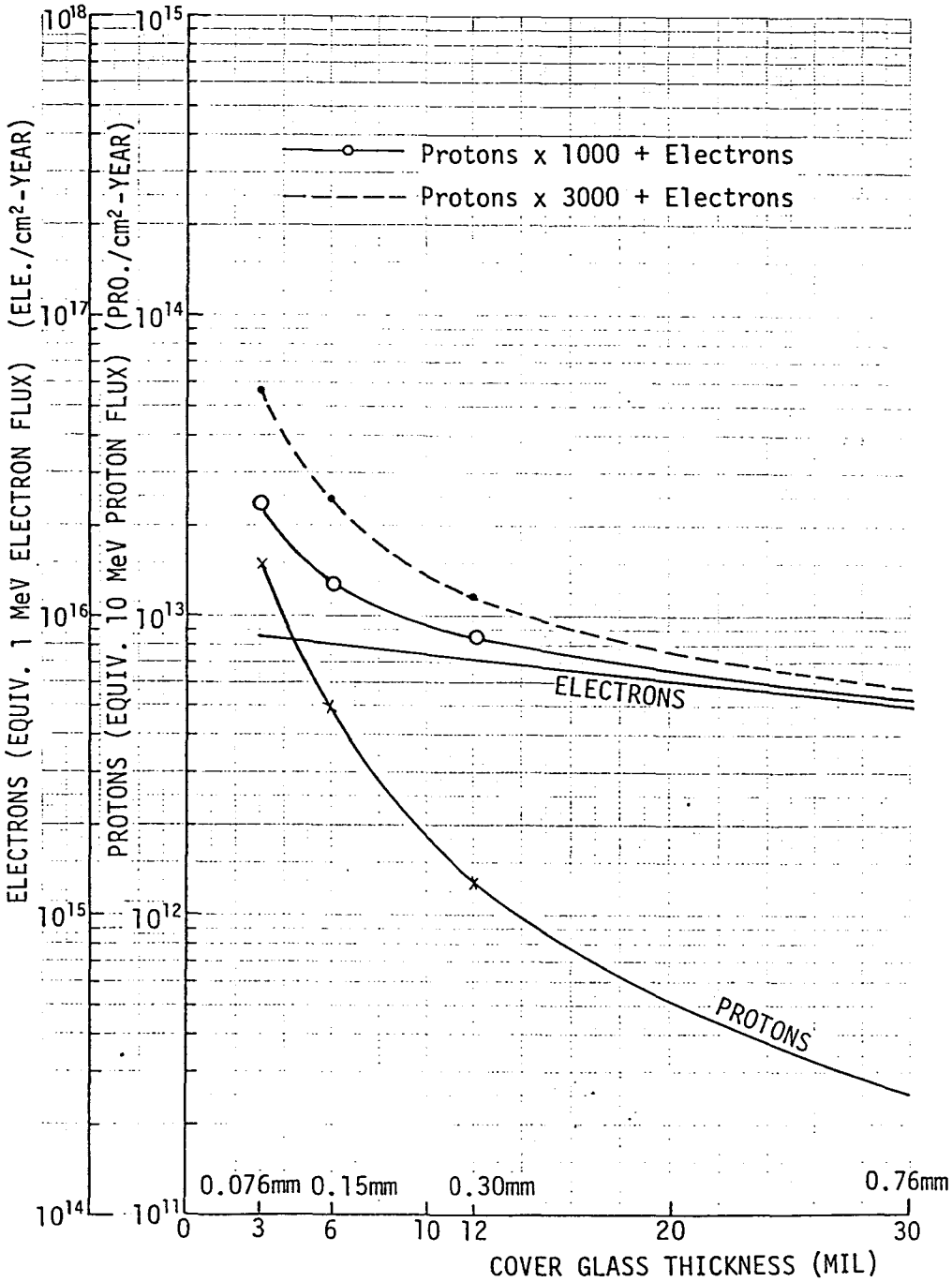


図４－６　等価被爆放射線粒子総数

Fig. 4-6 Total equivalent trapped perticles (one year flight).

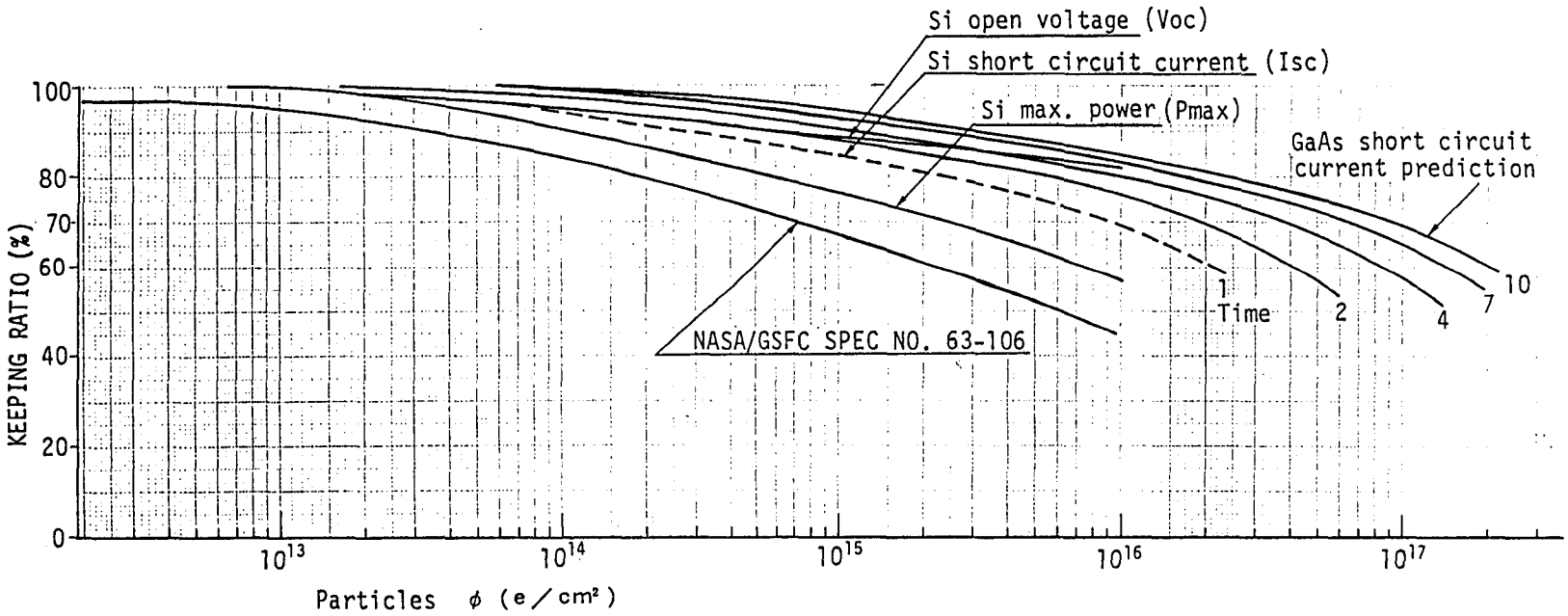


図４－７　耐放射線性

Fig. 4-7　Durability on radiation damage.

図４－７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４－８に示す。図４－８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とき、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。

４．３．２．５　衛星ミッション機器重量の最適化

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４－９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４KWとした。この場合カバーガラスを貼っていないベアセルの重量比較では、GaAsが45kgとなりSiより１kg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、ベ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。

次にこれらのベアセルに、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４－９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ミル厚さのカバーガラスを必要とし、約70kg（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53kg（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17kgが発生することになり、GaAs使用の場合Siに比べて

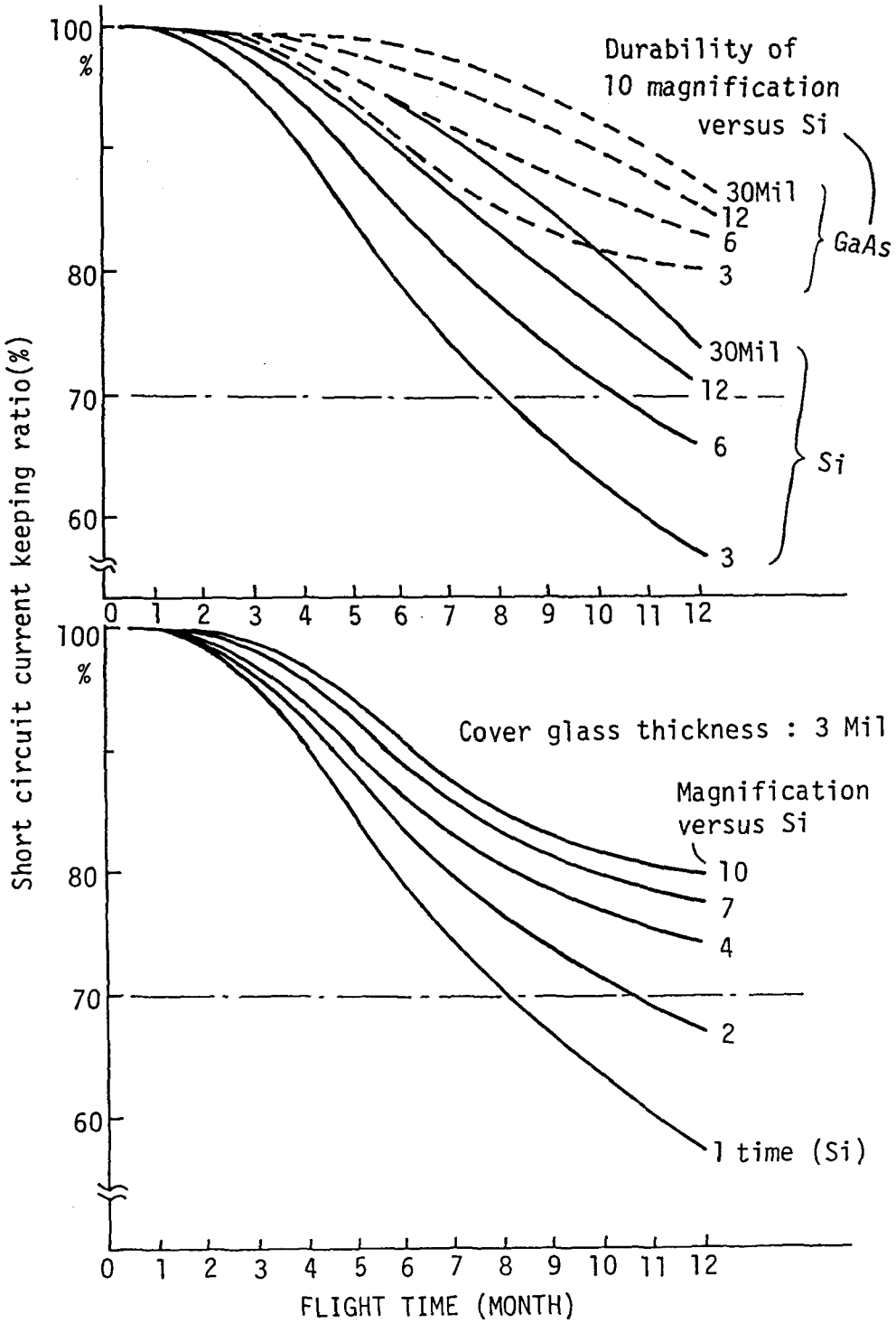


図４－８　短絡電流保存率の変化

Fig. 4-8　Short circuit current keeping ratio.

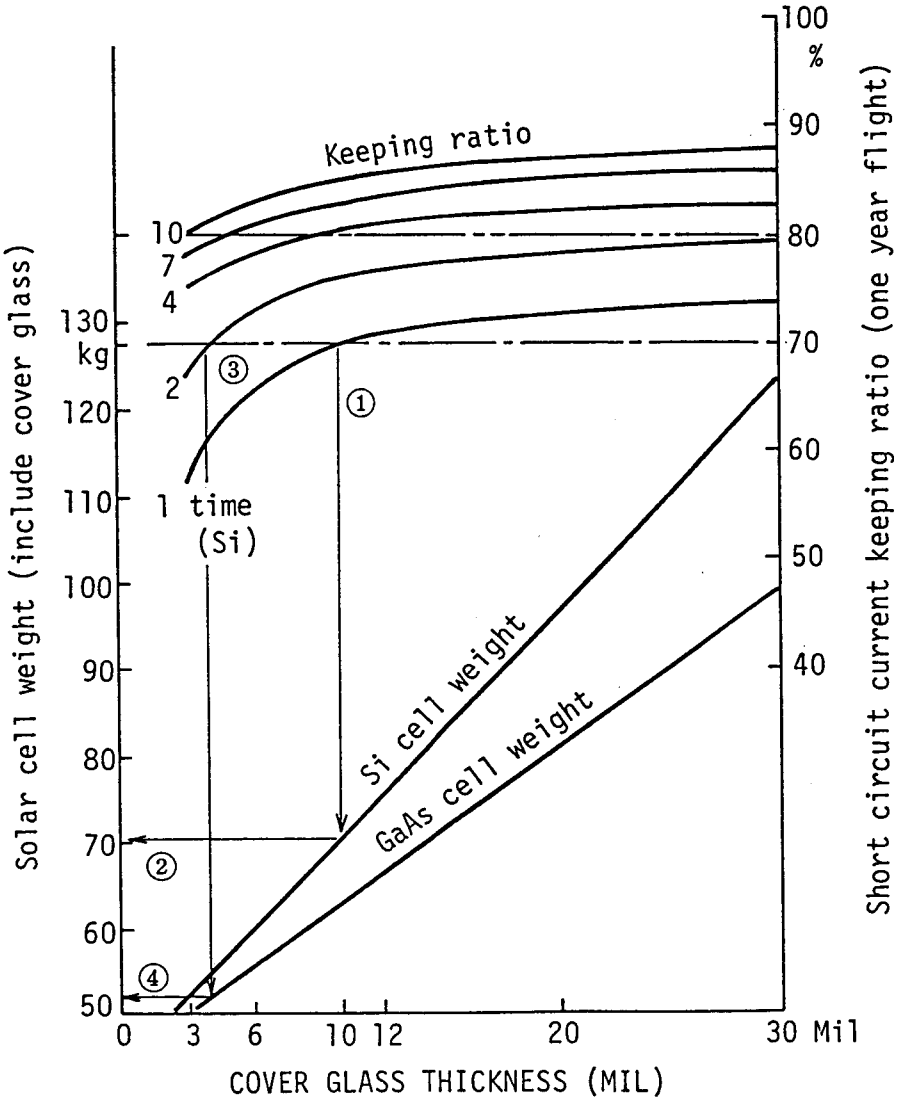


図４－９　太陽電池セル重量比較

Fig. 4-9　Solar cell weight comparison.

17kgの重量軽減が図れることになり、この重量をミッション機器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62kg（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機器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機器重量に関しては、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、衛星ミッション機器重量を増加できることが定量的に把握できた。更に、電気推進によるスパイラル軌道遷移の有用性についても確認できた。

4．3．3　管制エキスパートシステムへの適用

前述（2．4節）の管制のための軌道解析の場合と同様に、管制システム解析とツールの開発は、管制エキスパートシステムを開発するために同様な理由で必要になる。特に、ここで開発したシステム解析用ツールは、電気推進飛行計画を支援するエキスパートシステムの開発に寄与することが明らかになった。最適な飛行計画を多くの制約条件のもとで作成するために、知識ベースとともに数値処理できる部分にはシステム解析用ツールを使い、最適解の探索を行う。そして得られた解の検証に、システム解析に基づくシミュレーションを実施して確認を行うなど、管制エキスパートシステムへの適用を考慮したシステム解析は必要不可

欠の要素であり、今後更に、管制システムの自動化を促進するために、解析機能の追加などの充実化を図る必要がある。

4．4　結言

人工衛星の電気推進飛行を遂行する管制システムの自動化を目指して、エキスパートシステム技術を適用した管制システムについて提案した。プロトタイプ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。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、衛星ミッション機器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、電気推進の管制システムの有用性を確認した。このツールを使ったシステム解析が管制システムの自動化に寄与できることが明らかとなった。

今後の課題としては、この管制システムのプロトタイプ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。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解決方法を見出し、管制システムの自動化を促進することが重要である。

第 5 章

設計と試験および運用を支援するエキスパートシステム

第５章　設計と試験および運用を支援するエキスパートシステム

５．１　緒言

２章から４章までに記述した特徴ある３種類の管制システムの研究開発を通して、設計や試験フェーズでの専門知識やデータが、実際の管制を行う運用フェーズでも不可欠であることが明らかとなり、これらの知識やデータを各フェーズで共有化するとともに、全てのフェーズを支援できるエキスパートシステムの必要性が明らかとなった。５章では、設計から運用までの全てのフェーズを支援できるエキスパートシステムの実現を目指して、ここでは、人工衛星の管制を行う運用フェーズへの適用を考慮して、人工衛星の設計と試験および運用を支援する場合について議論する。

一般的に現状の設計や試験・運用業務においては、比較的定性的な、あいまいなデータを扱い、かつ知的な処理能力を必要とする業務の自動化が遅れている。例えば、現状のＣＡＤ(Computer Aided Design)においては、製図的要素が強く、設計そのものの創造的活動を支援するような、知的な処理能力に欠けていることが挙げられる。また、現状のＣＡＴ(Computer Aided Testing)においても、試験に関するデータ処理や編集などは、自動化が進んでいるけれども、試験データの診断などの知的な処理能力は、劣っていると言える。さらに、これらのＣＡＤとＣＡＴの有機的な結合不足もある。すなわち設計結果を試験や運用時に有効活用したり、試験や運用時の結果を設計へフィードバックするための自動化なども遅れている。全体的には、ヒューマン・インタフェースが悪く、マシン側がもっと知的になり、人間に歩み寄る必要がある。

これらの問題点に対する解決方法として、ＡＩ技術の応用が考えられる。すなわちＡＩ技術を応用することにより、設計と試験および運用のための知的な支援

環境を開発して、知的業務分野における自動化を達成する。

人工衛星の分野では、ＡＩ技術を応用して設計から運用までの、全てのフェーズを統合化したシステムの実現例は皆無である。そこで特に、設計と試験および運用支援システム用に、ＡＩ技術とともに、故障モード影響解析（FMEA : Failure Mode and Effects Analysis）手法を適用する方式を提案[52][53]して、問題解決に役立てる。この提案した方式による設計と試験および運用を支援するエキスパートシステムに関する研究は、他にみうけられない。

以上の認識に基づき、５．２において、これらの問題解決方法として、従来技術と組み合わせ、融合させたエキスパートシステム開発手法について示す。そして５．３において、設計と試験および運用を支援するエキスパートシステム（以下、知的ＣＡＤ／ＣＡＴシステムと呼ぶ）のモデルを提案するとともに、プロトタイプを開発し検討した内容について記述する。

５．２　問題解決方法

ＡＩ技術を応用して問題解決を図るためには、理論研究だけでなく、実験研究的アプローチが不可欠である。すなわち色々なアイディアに基づき、具体的なモデル（実験モデル）を作り、コンピュータによる実験研究を進め実証・評価を行う。さらにＡＩ技術のみでなく従来技術との付加・融合も重要である。

この様な認識に基づき、エキスパートシステムを中心とするＡＩ技術と従来技術とを結合して、実験研究的アプローチにより問題解決を図る場合の概念図を図５－１に示し、実験研究的アプローチに基づく、エキスパートシステム開発フローを図５－２に示した。図５－１に示すように、エキスパートシステムを開発する場合、従来技術や過去の経験やノウハウ等のしっかりとした蓄積の上に構築していくことが重要である。そして特に、専門知識獲得用にシステム工学的手法、問題分析・解決用にＴＱＣ手法、そして、より人間の思考法に近づくために、あ

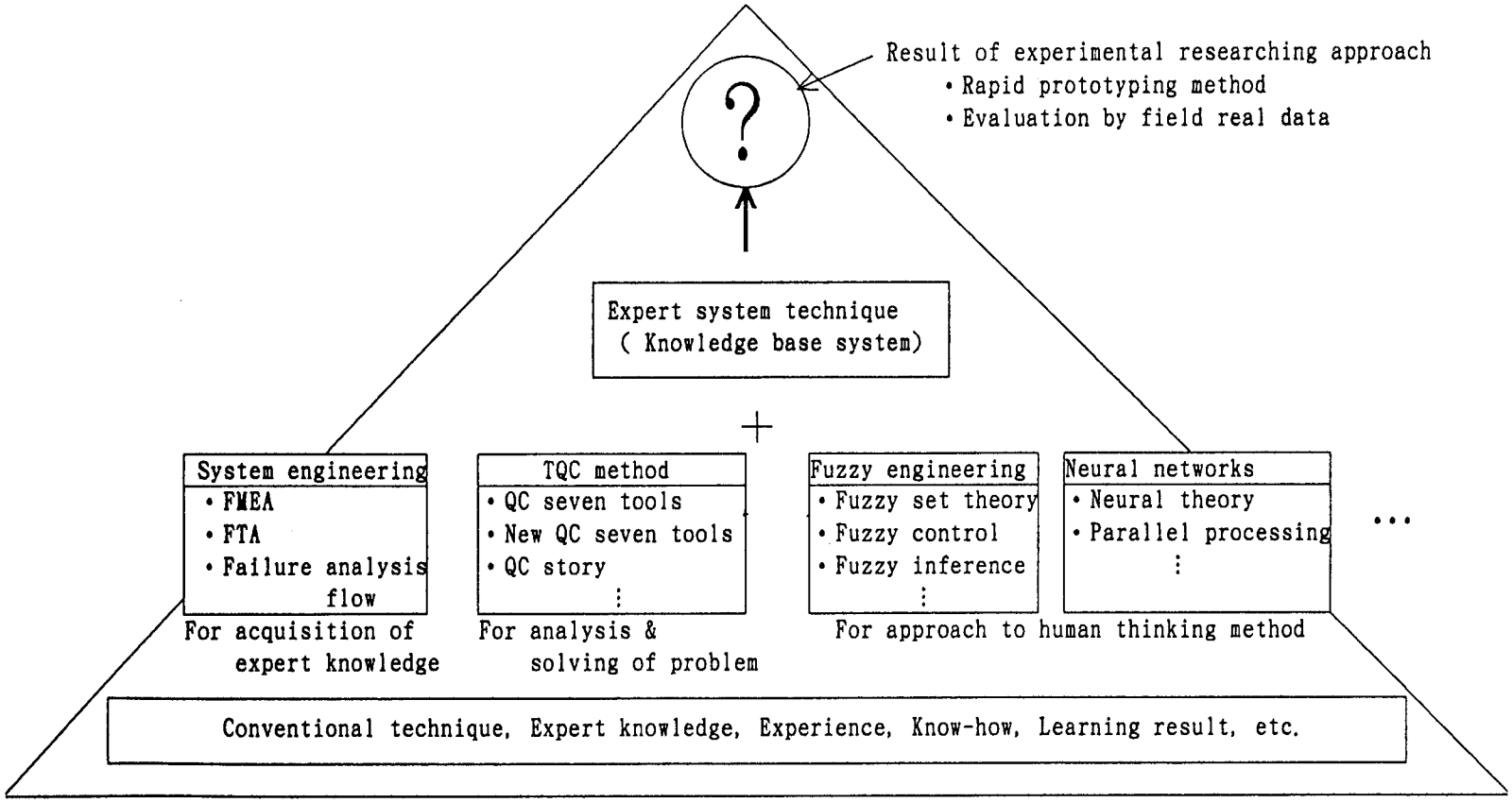


図５－１　エキスパートシステム開発ピラミッド（概念図）

Fig. 5-1 Pyramidal configuration for development of expert system (conceptual diagram).

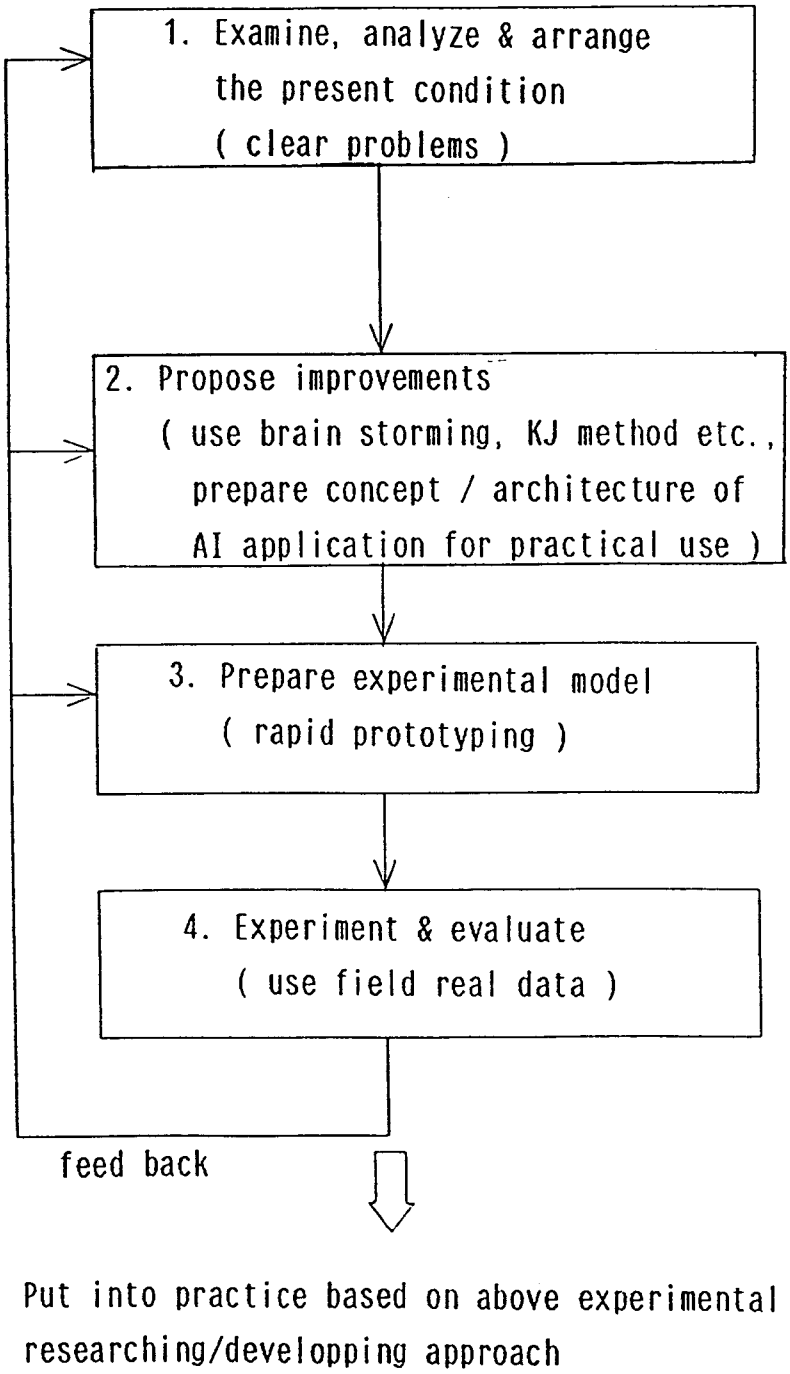


図５－２　エキスパートシステム開発フロー

Fig. 5-2 Task flow for development of expert system.

いまい工学やニューラルネットワーク技術などに注目し、これらとエキスパートシステム技術との組合せ・融合を図る。そしていろいろなアイディアに基づきモデルを作り、図５－２に示すような現状調査・分析からフィールドデータを使った実証・評価までのフローに従って実験研究的アプローチを進めると、独創的な成果を得ることができると考える。

５．３　モデルの提案と開発

高信頼性を必要とする電子機器の設計と試験および運用のための、知的な支援環境の実現を目指し、ＡＩ技術を応用したモデルを提案し開発した。このモデルは、設計と試験および運用を支援する知的ＣＡＤ／ＣＡＴシステムのプロトタイプである。モデルのシステム構成と主要な技術要素、すなわち、類似検索、使用部品選定、故障モード影響解析支援および試験データの診断について以下に記述する。

５．３．１　システム構成

このシステムでは、図５－３に示すように、従来型の汎用データ処理マシシ(ワークステーションSUN-4) に専用推論マシン(MELCOM PSI-II)を結合して、得意分野の処理を分けて行う機能分担と、協調処理により、開発効率や実行処理速度を上げるなどの工夫をしている。使用言語は、データ処理マシン側がFORTRANとＣ言語であり、推論マシン側は、オブジェクト指向論理型言語ＥＳＰを使用している。これらの両マシンはＴＣＰ／ＩＰプロトコルによるＬＡＮで接続されており、その他のコンピュータ(MELCOM ME200 等のワークステーション)からもＬＡＮ経由でアクセス可能である。このシステムの詳細な処理フローを図５－４に示す。図５－４の右側の処理がＡＩ技術を応用した知的対話検索、最適化などを含む知的処理内容であり、従来は全て人手による作業であった。このシステムには、従来

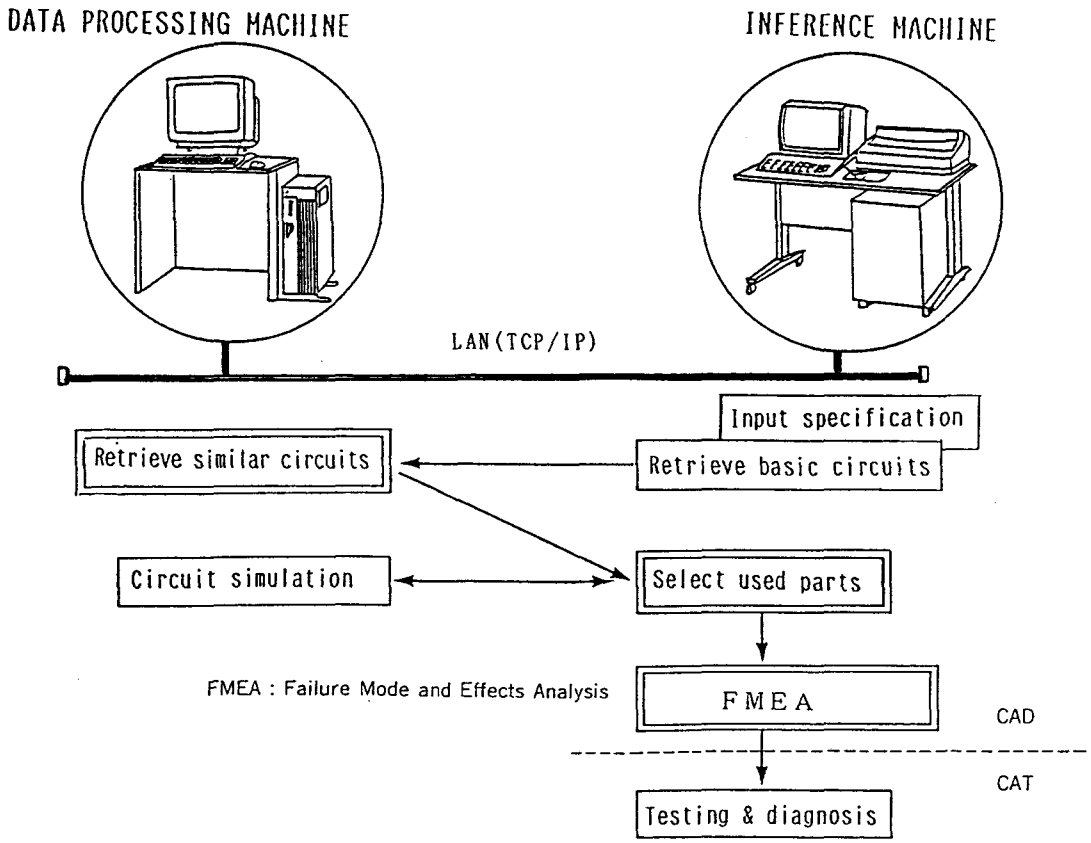


図５－３　知的ＣＡＤ／ＣＡＴシステム主要処理フロー

Fig. 5-3 Main functional blocks & processing flow of intelligent CAD/CAT system (prototype).

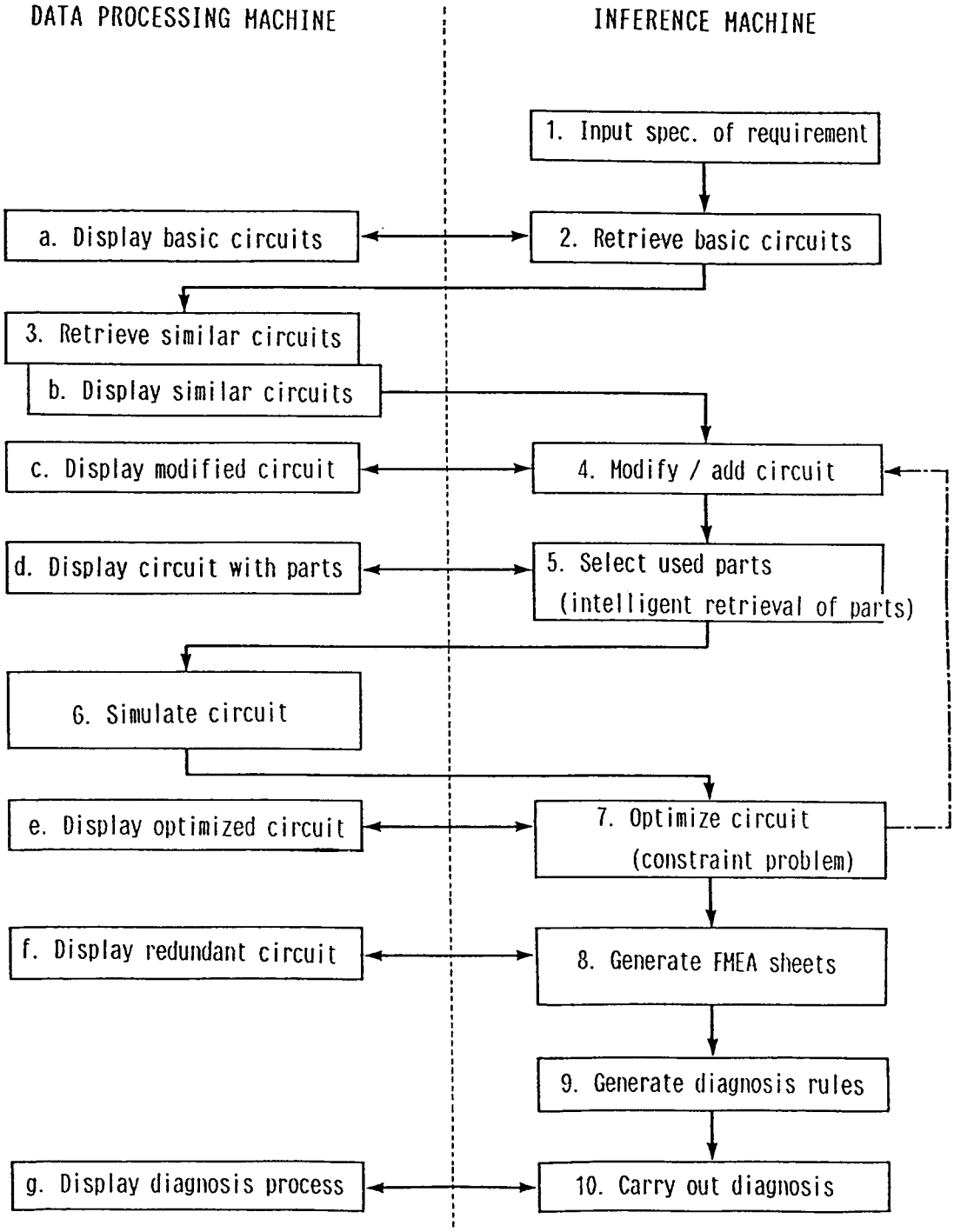


図5.－4　詳細処理フロー

Fig. 5-4 Detail processing flow of intelligent CAD/CAT system (prototype).

技術にＡＩ技術としての知的な処理、すなわち知識ベースと推論機構に基づき、様々な推論処理をする能力が付加され、知的対話、知的検索などの機能を備えている。

５．３．１．１　処理概要

人工衛星に搭載される電子機器のアナログ回路設計の例をもとに、図５－４の処理フローの概要を以下に示す。

ここでの設計業務では初めに要求仕様が与えられると、その仕様に合う基本回路の検索を行う。この基本回路は教科書的な回路例が登録されている回路データベースを基に検索される。基本回路の中で要求仕様に合う回路が見当たらない場合は、次の類似回路検索に進む。類似回路は、今までに実際に設計された回路が、設計事例として登録されている回路データベースを基に検索される。要求仕様に一番近い基本回路をキーとして使い、それに類似し、かつ要求仕様に合うものを検索する。次に必要に応じて、回路の追加／修正を行い、要求仕様に合致する回路を構築する。ここまでの処理で一応回路の形が決まり、次にこの回路で使用される部品の選定を行う。この部品の選定では、設計者が大まかな概念的な要求仕様を入力した場合でも、推論マシン側で適当な部品／コンポーネントを見繕って表示し、さらにその表示の中から設計者が選択して、次第に的を絞って行くような知的検索を可能にしている。

一通り、部品の選定が終了すると、次に回路動作のシミュレーションを実施して、設計した回路の動作確認を行う。このシミュレーションの結果に基づき回路の最適化を行い、必要に応じて回路の追加／修正を繰り返して、より最適な回路構成にする。この最適化処理には、制約充足問題として与えられた制約条件の範囲内で組み合わせを変えて、評価関数を最大（小）にする解を見出だす機能が含まれている。

次に高信頼性設計を実現するために回路の冗長系設計に移り、後述する故障モ

ード影響解析支援ツールを使い、ＦＭＥＡシートを作成する。そして最終的に、診断ルールを自動生成することにより、試験や運用での診断実施に役立てることができる。

５．３．２　類似検索

５．３．２．１　回路図の再利用支援とデータベース

ＣＡＤシステムの普及に伴い、設計オブジェクトが計算機内に蓄積されてきた。この蓄積された設計オブジェクトを再利用できたなら、設計の効率化とともに品質を高めることができると考えられる。今回インプリメントしたプロトタイプ・システムでは、回路図の再利用を支援するために、汎用的に作られた回路図エディタに類似検索機能を新たに付加した。この類似検索機能は、回路図を検索条件として回路図を検索するものであり、ユーザは特別な検索言語を習得することなく回路図データベースを利用することができる。また、従来の類似検索（例えばファジィ検索[40]が類似度のみに着目していたのに対し、本手法は相違度も扱っているという特徴がある。回路図エディタは、基本回路図を交換するだけでアナログ回路設計にもディジタル回路設計にも適用できるものである。今回のプロトタイプ・システムでは NPN/PNPトランジスタ、抵抗、ダイオードなどを基本回路図として登録している。これらの基本回路図を組み合わせて所望の回路図を作成する。作成された回路図は、さらに高次の回路図を作るときにモジュールとして使うこともできる。図５－５は回路図データベースの構成を図示したもので、回路図Ａが回路図Ｃ、Ｄ、Ｅから構成されていることを示している。このように、回路図は階層構造を作るが、この階層構造を利用して回路図の類似検索をすることができる。

５．３．２．２　類似度と相違度

類似する回路図の検索は、次の処理によって行われる。

Step1：検索条件として与えられた回路図を構成している回路図（要素回路図）を引用している回路図をデータベースから検索し、類似回路図候補とする。

Step2：要素回路図の引用個数に基づいて類似度と相違度を計算し、類似回路図候補の順序付けをする。例えば、回路図G、E、Fを要素回路図とする回路図Xに類似した回路図を図5－5のデータベースから検索するものとする。回路図Cは、Gを引用しているので類似回路図候補となる。同様に、A、Bも類似回路図候補となる。

回路図Yが要素回路図$y_1, \ldots, y_j, e_1, \ldots, e_n$から構成され、回路図Zが要素回路図$z_1, \ldots, z_k, e_1, \ldots, e_n$から構成されているとする。つまり、回路図YとZは要素$e_1, \ldots, e_n$を共通する要素として持っているとする。

このとき回路図YとZとの類似度を

$$\text{類似度}(Y, Z) = \sum_{i=1}^{n} |N(e_i) - M(e_i)|$$

と定義する。

同様に、相違度を

$$\text{相違度}(Y, Z) = \sum_{i=1}^{j} N(y_i) + \sum_{i=1}^{k} M(z_i)$$

と定義する。ここで、$N(e_i)$は、回路図Yに含まれる要素回路図e_iの個数、$M(e_i)$は回路図Zに含まれる要素回路図e_iの個数を示すものとする。

要素回路図の引用個数を図5－5のように仮定すると、回路図XとB、Cの類似度は、

$$\text{類似度}(X, B) = |N(E) - M(E)| + |N(F) - M(F)|$$
$$= 0$$

$$\text{類似度}(X, C) = |N(G) - M(G)| = 1$$

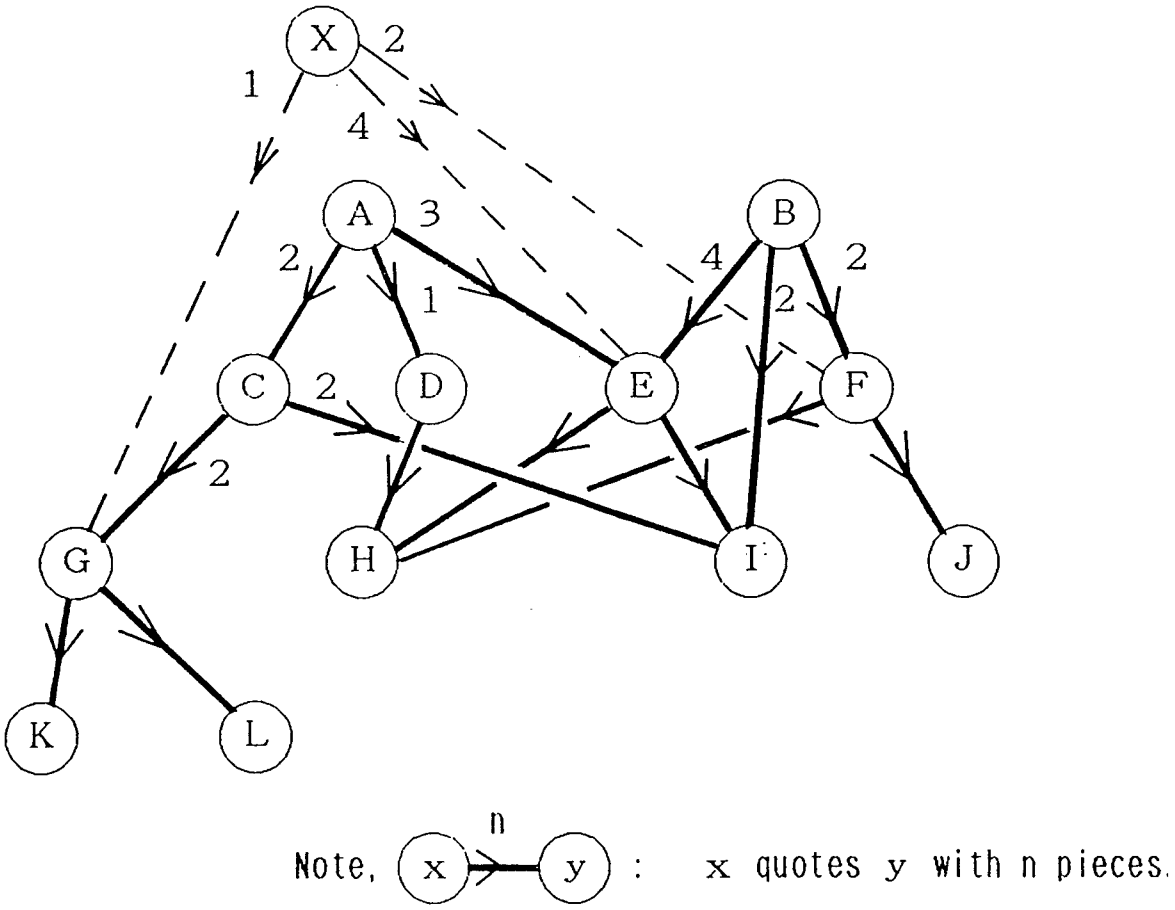


図５－５　回路図データベース例

Fig. 5-5 Example of a circuit database.

となる。

回路図ＡはＣを経由してＧを含んでいる。このような場合、Ｃの類似度を引用個数倍する。

すなわち、回路図ＸとＡの類似度は、

類似度（Ｘ，Ａ）＝｜N(E)－M(E)｜

＋２・類似度（Ｘ，Ｃ）

＝３

となる。

上述の定義によれば、共通要素回路図の引用個数の差の合計を類似度としているために、似ているものほど小さな値が算出される。例えば、回路図ＸとＢは、共にＥを４個、Ｆを２個引用しており、Ａ、Ｃよりも類似した回路図であるにもかかわらず、類似度は０である。この定義は人間の直感に反するので、類似候補どうしの相対類似度として計算し直すのが適当である。

すなわち、

相対類似度＝　FMAX＋１－類似度

によって相対類似度を定義する。FMAXは類似度の最大値で、上記の例では、

FMAX＝３である。

したがって、

相対類似度（Ｘ，Ｂ）＝４

相対類似度（Ｘ，Ｃ）＝３

相対類似度（Ｘ，Ａ）＝１

となる。

一方、相違度は、

相違度（Ｘ，Ｂ）＝N(G)＋M(I)　＝３

相違度（Ｘ，Ｃ）＝N(E)＋N(F)＋M(I)　＝８

相違度（Ｘ，Ａ）＝N(F)＋M(C)・相違度(X,C)＋M(D)

＝１９

となる。

５．３．２．３　類似候補の並べ換え

類似度、相違度の計算に続いて、類似候補回路図をユーザにとって役立ちそうな順序に並べ変える。この順序は、ユーザの嗜好にも依存するものであるから、一概には決まらないものであるが、実現が簡単でしかも効果的であるルールとして

(1)相違度の少ないものが良く

(2)同じ相違度ならば類似度が大きいものが良い

ということが経験的にわかった。今回の実現では、まず相違度の昇順でソートし、相違度が同じものについては類似度の降順でソートして候補回路図の順序を並べ換えている。

図５－６は、類似回路検索の概要を示している。“知識ベース”には類似度、相違度を計算するルール、類似回路図候補の並べ換えルールなどが格納されている。類似回路図候補は、類似度、相違度とともに図そのものも表示することができ、ユーザの判断をより確かなものにしている。

５．３．３　使用部品の選定

５．３．３．１　部品選定の支援機能とインタフェース

従来、使用部品の選定作業は、設計者の手作業（マニュアル引きやデータベース検索）を伴った繁雑な作業であった。今回インプリメントしたプロトタイプ・システムではこの作業を自動化・省力化するための環境として図５－４に示した「５」使用部品の選定ブロックに相当する部品選定モジュールを開発した。部品選定モジュールでは、使用部品の選定作業を支援する機能として、(a)部品の選定

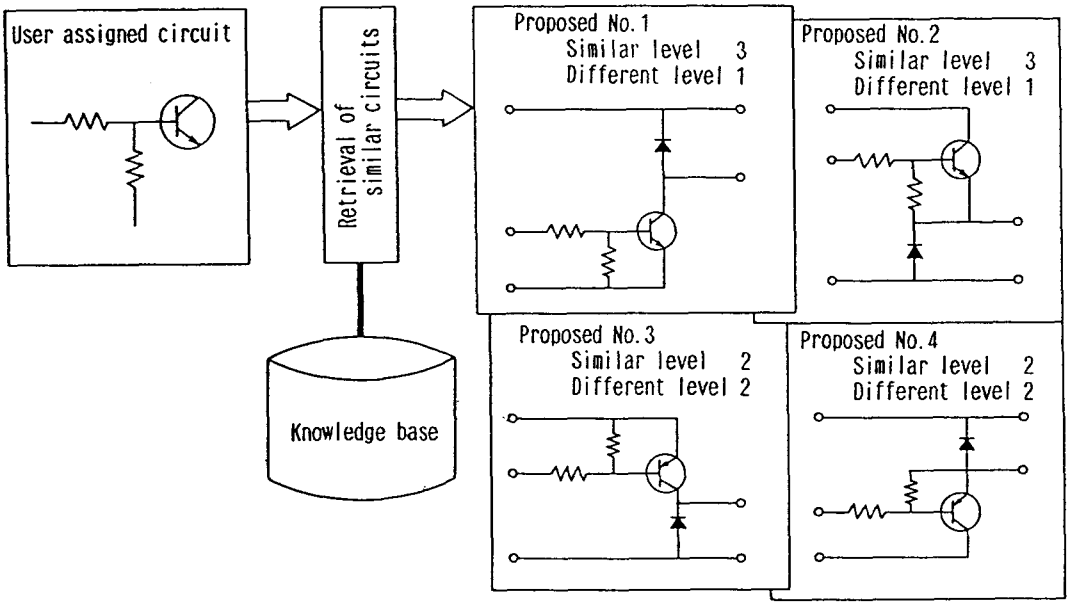


図５－６　類似検索機能

Fig. 5-6　Similar circuits retrieval function.

順序を指示して、初心者が陥りがちな試行錯誤の繰返しを防ぐガイダンス機能、(b)簡単な日本語文で入力された要求仕様から、部品データベースへの検索要求コマンドを自動的に生成する知的検索機能、(c)データベースから選び出した部品が回路の仕様（制約）を満足するかを判定するチェック機能を検討した。部品選定モジュールには、図５－４に示した「４」回路の追加・修正ブロックの処理結果、回路図データに対応した回路モデルが入力情報として送られてくる。回路モデルにはガイダンス情報と制約式とが含まれている。また、設計作業を設計者とシステム間でのインタラクティブな対話を通じて進行させるため１つの手段として、自然言語（日本語）インタフェースを検討した。日本語による入力の利点は、システムに詳しくないユーザにも容易に利用でき、曖昧な表現による入力にもある程度対処可能な点である。

部品選定モジュールは、図５－７に示すように、対話制御、知的検索、制約チェックの３つのサブ・モジュールから構成される。使用するデータは回路モデル、部品データベース、日本語解析用の辞書と文法、データベースのディレクトリ情報である。

５．３．３．２　自然言語による対話機能

部品選定モジュールにおいて、設計者とシステムの間で日本語による対話が交わされるのは、部品選定順序をシステムがガイドする場面と要求仕様を入力してデータベースを検索する場面である。

（１）部品選定順序のガイダンス

回路モデルに含まれるガイダンス情報と部品の選定状況から、次に選定すべき部品を決定し、それを促すガイド文を生成する。ガイダンス情報は選定順序を記述したシナリオの一種である。ガイド文生成ではあらかじめ用意した幾つかのテンプレートに部品名を埋め込む方式で文生成を行っている。従って、現状では定型的な文の生成のみを扱っている。この他、ガイダンス機能の一部として、選定

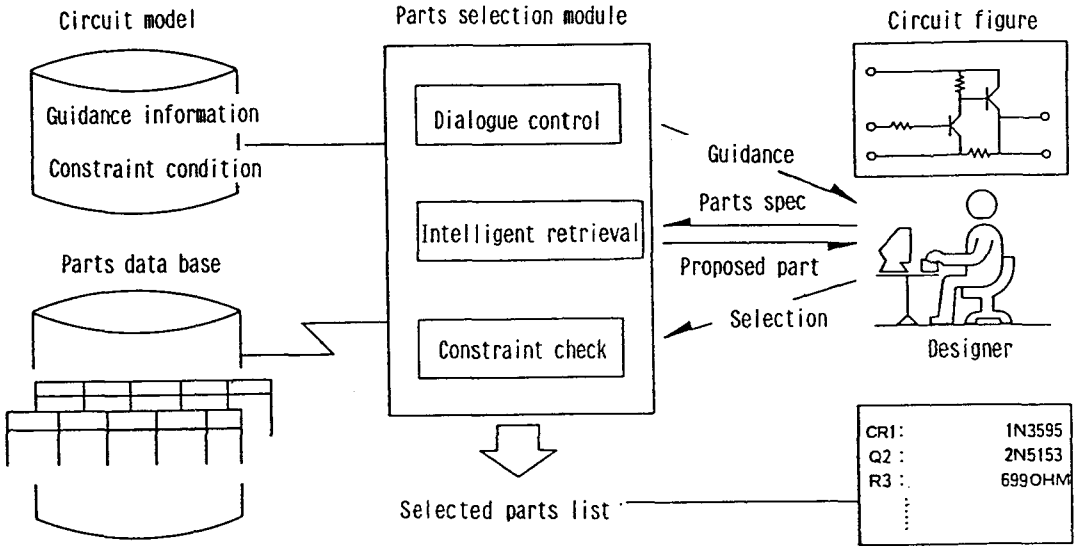


図５－７　使用部品選定機能

Fig. 5-7　Parts selection function.

部品に該当する箇所の回路画面上での変転表示など、設計者に注意を促す機能も備えている。

（２）日本語による部品の知的検索

ガイド文に合わせてユーザが日本語文で入力した要求仕様（検索条件）からデータベース検索コマンドを自動生成し、検索結果（部品候補）を表形式で表示する。構文解析にはＢＵＰシステム[28]を参考にしたパーザ（上昇型構文解析プログラム）を用いている。意味解析では構文解析結果の解析木と文型パターンとのマッチングにより動詞を中心とした格構造(case frame)を生成する。その際、文脈情報として保存している直前の入力文の解析結果を用いて、代名詞や曖昧語の同定、省略の補足等の文脈処理を施す。従って、以前の入力内容を継承した断片的な文の入力が可能で、ユーザは常に検索条件を全て盛り込んだ日本語文を入力する必要がない。意味解析結果として得た格構造は、更にディレクリ情報を用いてデータベース検索コマンドに変換される。このコマンドが既存の部品データベースに送られて、検索が実施される。検索結果は見易い形式（表形式）に編集してからユーザに提示される。ユーザはこうした条件入力を繰返して部品候補を絞り込む。部品選定モジュールで使用する文法、文型パターンはデータベース検索という対象分野に限定すれば汎用のものである。単語辞書（特に固有名詞や形容詞）は、類似した事例間では流用可能であるが、基本的には事例別に用意する。ディレクリ情報も個々のデータベース固有の情報であるため個別に用意する。

現在、データベースへのコマンドとしてＳＱＬ[29]を、部品データベースとして人工衛星の部品データを納めた関係データベースを想定している。従って、辞書データの入れ替えによって、部品選定モジュールをＳＱＬインタフェースを持つ既存データベースへの日本語インタフェースとして利用することも可能である。

５．３．３．３　選定部品と要求仕様とのチェック

選定された部品の型版をキーにして部品データベースから得た詳細仕様を基に、

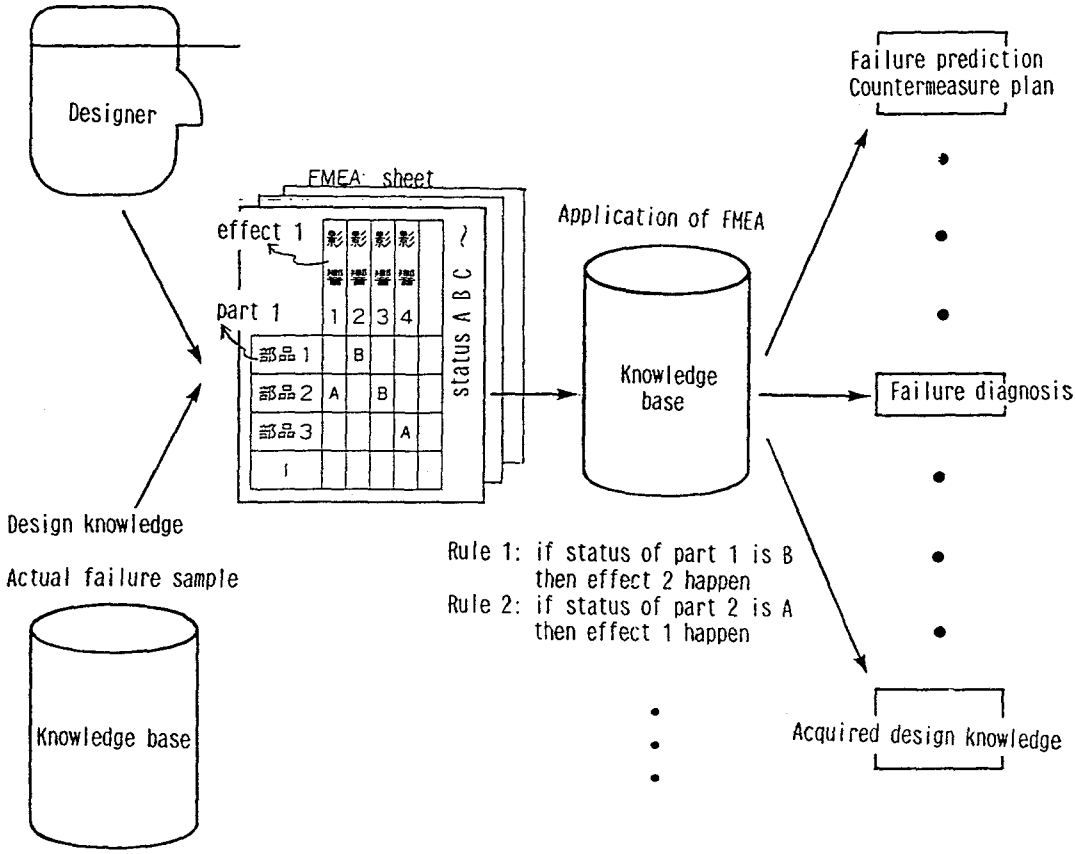
選定された部品が他部品との関係（制約）を満たすか否かを、制約式の評価（計算）を通じて判定する。制約を満たさない場合には、その原因をユーザに提示すると共に、他候補の選択をユーザに促す。更に、制約式計算の副作用として、他部品の仕様（例えば抵抗値）が得られる場合や型版が一意に決定する場合には、ガイダンス場面においてその決定値の確認を行い、部品検索は省略される。

現状では、アナログ回路における制約の分析が不十分であるのと制約解消の効率的なアルゴリズムが未開発であるため、部品選定モジュールではＣＬＰ[30]のような一般的制約解消機構を備えていない。このため、制約チェック方式として、各部品とその部品が決定すると計算可能となる制約式候補との対応表を用意し、部品選択の各時点で計算可能な制約式を全て計算する方式を用いている。各部品が選択された時点でそこまでに選択された部品の仕様から計算可能な制約式を選別し、計算を実行する。計算の結果、式中の等号／不等号を満足していれば制約が満足されたと判定する。しかし、各部品の選択時点で計算可能な制約式を全て計算する本方式では、回路の大規模化と共に計算量が増大し、実時間での制約チェックが困難となる。このため、対象をアナログ回路に限定した制約解消アルゴリズムの開発が今後必要である。

５．３．４　故障モード影響解析支援

図５－４に示した処理（８）ＦＭＥＡシート作成ブロックと、（９）診断ルール作成ブロックに関しては、特別に、ドメイン・シェルとしての役目をする故障モード影響解析（ＦＭＥＡ）支援ツールとしてまとめる。図５－８に基づき、このツールについて説明する。

高信頼性設計が要求される部門では、故障が起きにくいような設計をすることは無論のことであるが、これだけでは不十分である。そこで、故障は必ず起こるものとの前提に立って、仮に機器の一部に故障が発生した場合でも、致命的な故



FMEA : Failure Mode and Effects Analysis

図５－８　ＦＭＥＡ支援機能

Fig. 5-8 FMEA supporting function.

障に発展しないような設計をすることが重要となる。この様な高信頼性設計には、ＦＭＥＡは不可欠な要素の一つであるが、現在までのところ、実用に供するＦＭＥＡ支援ツール類は見当たらない。そこで、ＡＩ技術を応用したＦＭＥＡ支援ツールを提案[53]し、その開発内容を以下に記述する。

５．３．４．１　機能と処理概要

図５－８に示すように、設計ノウハウを含む様々な設計知識や過去の故障事例などを、知識ベースとして蓄えておく。設計者は、知的対話手段を通して、これらの知識ベースの知的検索を行い、ＦＭＥＡシートを推論マシン上に、スプレッド・シートを作る要領で作成する。これらのＦＭＥＡシートの内容は、診断用ルール等に変換され、ＦＭＥＡの応用のための知識ベースとして、推論マシン上に蓄えられていく。大規模なシステム程、ＦＭＥＡシートは膨大な枚数となり、故障の影響などの因果関係を漏れなく、逐一調べることは、人間の手作業では、自ずと限界がある。従って知識ベース化して、機械処理できることのメリットは計り知れない。

従来のＦＭＥＡシートは、ほとんどが設計者による設計の確認のために利用されるのみであり、手作りで行われていた。それに対して、ＦＭＥＡシートの内容が、知識ベース化されると、その応用範囲は従来考えられていたものより広がる。従来は、冗長系設計などの確認的色彩の強かったＦＭＥＡシートの利用が拡大することになる。例えば、故障予知／対策や試験での故障診断などに応用でき、設計と試験・運用を結び付けるだけでなく、設計ノウハウをも含む設計知識獲得等に利用できる。更に、次の設計へ新たな設計知識として活用したり、デザイン・レビュー等のフィードバックをかけるための知識としても利用できる。このように、従来から使われていたＦＭＥＡ手法を、ＡＩ技術を応用して知的に改良することにより、新たな知的ツールを誕生させるとともに、設計（ＣＡＤ）と試験（ＣＡＴ）および運用の統合化に寄与することができる。

５．３．４．２　ツールの構成

故障モード影響解析支援ツールは、（１）構成トレードオフプログラム、（２）ＦＭＥＡフォーマット作成プログラム、（３）質問発生処理プログラム、および（４）診断ルール作成プログラムから成っている。構成トレードオフプログラムはＦＭＥＡシートを作成する元になる機能ブロック図をトレードオフにより作成するプログラムで、単独でも設計の上流工程を支援するツールとして使用可能であるが、ここではＦＭＥＡ支援ツールの一環として含め、以下に記述する。

（１）構成トレードオフプログラム

ＦＭＥＡを実施する場合、上述したように機能ブロック図が必要である。この機能ブロック図を構成のトレードオフの結果作成するのが構成トレードオフプログラムである。実際の設計では、構成トレードオフ作業とＦＭＥＡ作業は密接な関係があり、以下に示す各データベースを共有できるため、これらの作業を連携して支援できるツールが有効である。

人工衛星は図５－９に示すように、部品と呼ばれる最小構成単位の集まりから成り、これらの部品がある程度集まり、ある機能単位にまとまったものをコンポーネントと呼び、そしてこれらのコンポーネントが集まり、あるまとまつた装置として働きをするものをサブシステムと呼び、これらのサブシステムが集まつてシステムとしての人工衛星全体が構成されている。従つて、ここでは人工衛星の構成単位を次に示す三種類に分類して以下の説明を行う。

- システム／サブシステム
- コンポーネント
- 部品

以上の分類を具体的に人工衛星の構成名称に当てはめると、システムとは人工衛星全体に相当し、サブシステムとは、電源系サブシステム、テレメトリ／コマンド系サブシシステム、姿勢・軌道制御系サブシステム、推進系（ガスジェット

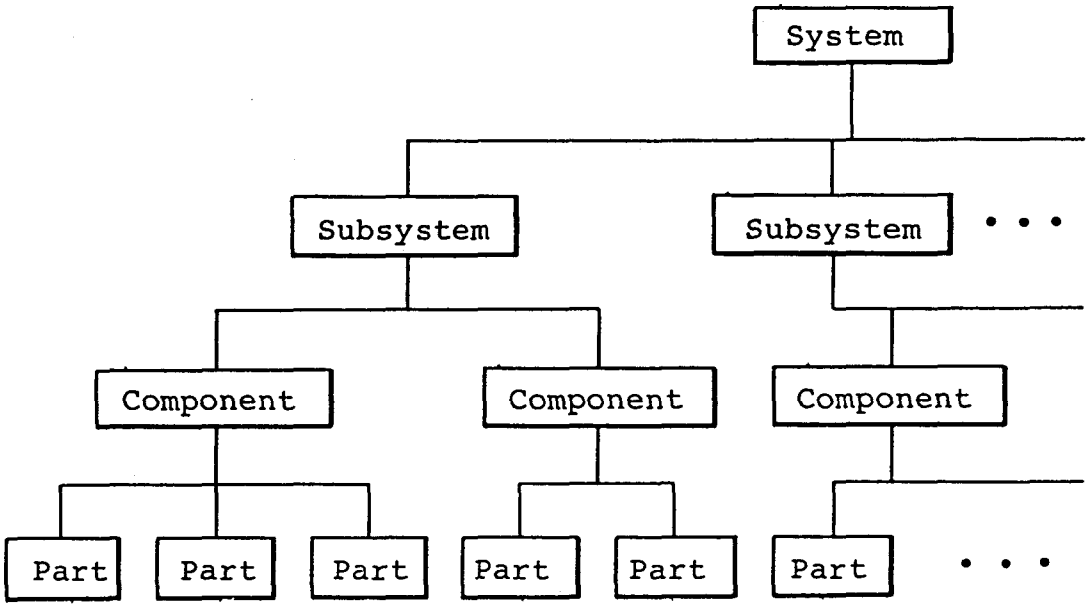


図５－９　人工衛星の構成単位

Fig. 5-9　Constructive unit of satellite.

系）サブシステム、熱制御系サブシステム等に相当する。コンポーネントは例えば、姿勢・軌道制御系サブシステムの中では、姿勢検出センサ、制御電子回路等に相当し、部品は、抵抗器、コンデンサー、ＩＣ等である。

人工衛星のシステム／サブシステムの設計を実施する場合、システム／サブシステムに要求される機能や性能の仕様と、実現可能な構成との間にトレードオフ（割付け分担）を行つて、要求仕様に合つた構成を評価基準に基づき決定する必要が生じる。このトレードオフを行う場合に、システム／サブシステムの構成の評価パラメータとして、重量、消費電力、信頼度およびコストが一般的に選択される。これらの評価パラメータの各値を比較検討することにより、要求仕様に合い、かつ実現可能なコンポーネントから成るシステム／サブシステムの構成が決定される。部品から成るコンポーネントの構成も同様に上記したトレードオフにより決定される。

構成トレードオフプログラムは、設計者との対話処理により以上説明したトレードオフができるソフトウエアであり、図５－１０に示すように、コンポーネントデータベース、部品データベース、対話処理プログラムおよび機能プログラム図作成プログラムから構成されている。このプログラムは前述の使用部品の選定プログラム（5.3.3 項）と同様な知的対話、検索機能を備えている。設計者が大まかな概念的な要求仕様を入力した場合でも、プログラム側で適当な部品／コンポーネントを見繕って表示し、さらにその表示の中から設計者が選択して次第に的を絞っていくような検索を可能としている。

コンポーネントデータベースと、部品データベースの中には、過去に設計され、飛行実績のある人工衛星のコンポーネントと部品データが蓄積されている。従つて上記対話処理プログラムは、システム／サブシステムに要求される機能や性能の仕様が設計者から入力されると、コンポーネントデータベースから要求仕様に合う、または類似のコンポーネントデータを選択し、組み合せてＣＲＴ画面上に

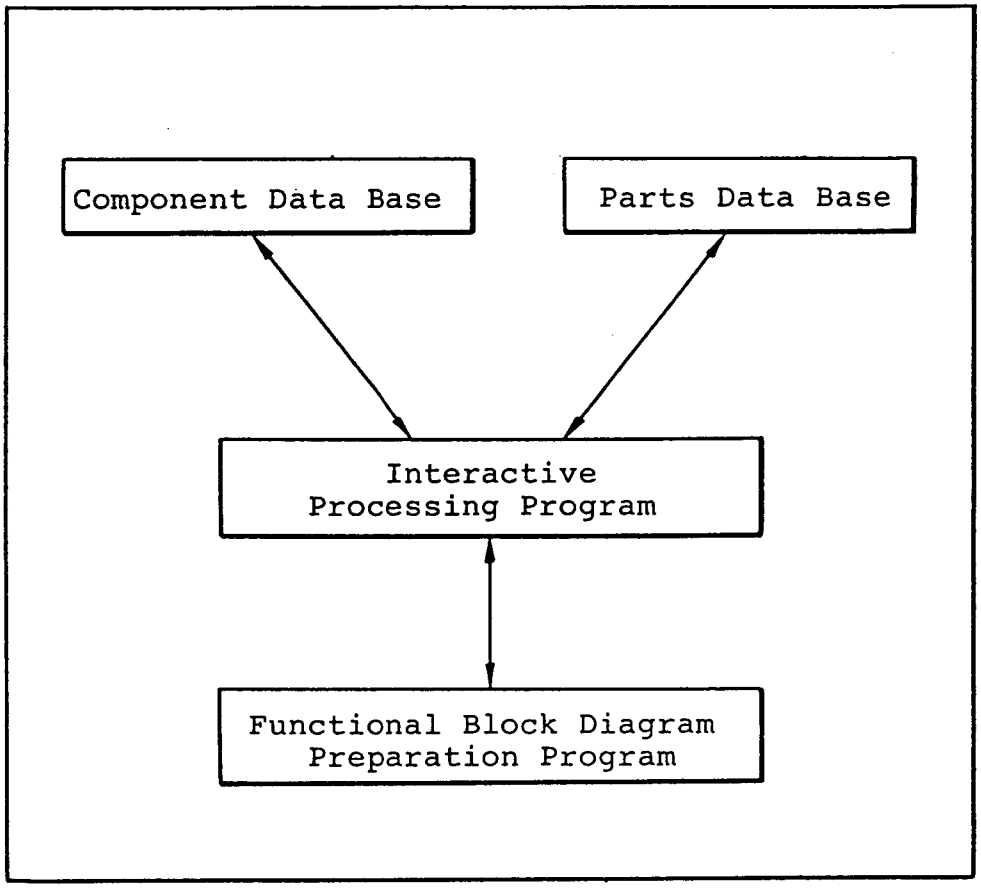


図５－１０　構成トレードオフプログラム

Fig. 5-10　Construction trade off program.

表示する。コンポーネントデータの中には評価パラメータとしての重量、消費電力、信頼度、コストの値が含まれている。設計者はこれらの評価パラメータの値を見ながら、コンポーネントの組み合せを必要に応じて変更して、最終的にシステム／サブシステムの構成を決定することができる。

現状のプログラムは設計者により最適組合せを見つける方法であるが、今後、評価パラメータに基づく最適組合せ設計の自動化を目指して、与えられた制約条件の範囲内で組み合わせを変えて、評価関数を最大（小）にする解を見いだし最適化する機能の付加を図る。

部品から成るコンポーネントの構成も、同様にして、部品データベースに基づき決定することができる。

以上のようにして決定された構成に基づき、機能ブロック図作成プログラムにより、設計図面としての機能ブロック図が作図されＣＲＴ画面上に表示される。この機能ブロック図作成プログラムは一般的なブロック図を作図するプログラムと同様な機能を持つており、一例として、推進系（ガスジェット系）サブシステムの機能ブロック図を図５－１１に示した。この図に示すように、各機能ブロックが上述のトレードオフの結果選ばれたコンポーネントに相当しており、トレードオフの後、このような機能ブロック図が作成される。

（２）ＦＭＥＡフォーマット作成プログラム

ＦＭＥＡ手法に基づくＦＭＥＡシートの枠組みを作図するプログラムであり、一般的な表の枠組みを作図するプログラムの処理の流れと同様な機能を持ち、図５－１２にこのプログラムで作図されるＦＭＥＡシートのフォーマット例を示す。

（３）質問発生処理プログラム

上述の構成トレードオフプログラムにより作成された機能ブロック図に基づき、ＦＭＥＡシートの各欄の空欄のところに、具体的な内容を埋めていくための質問文を発生させＣＲＴ画面上に表示する。そして、その質問文に対する専門家から

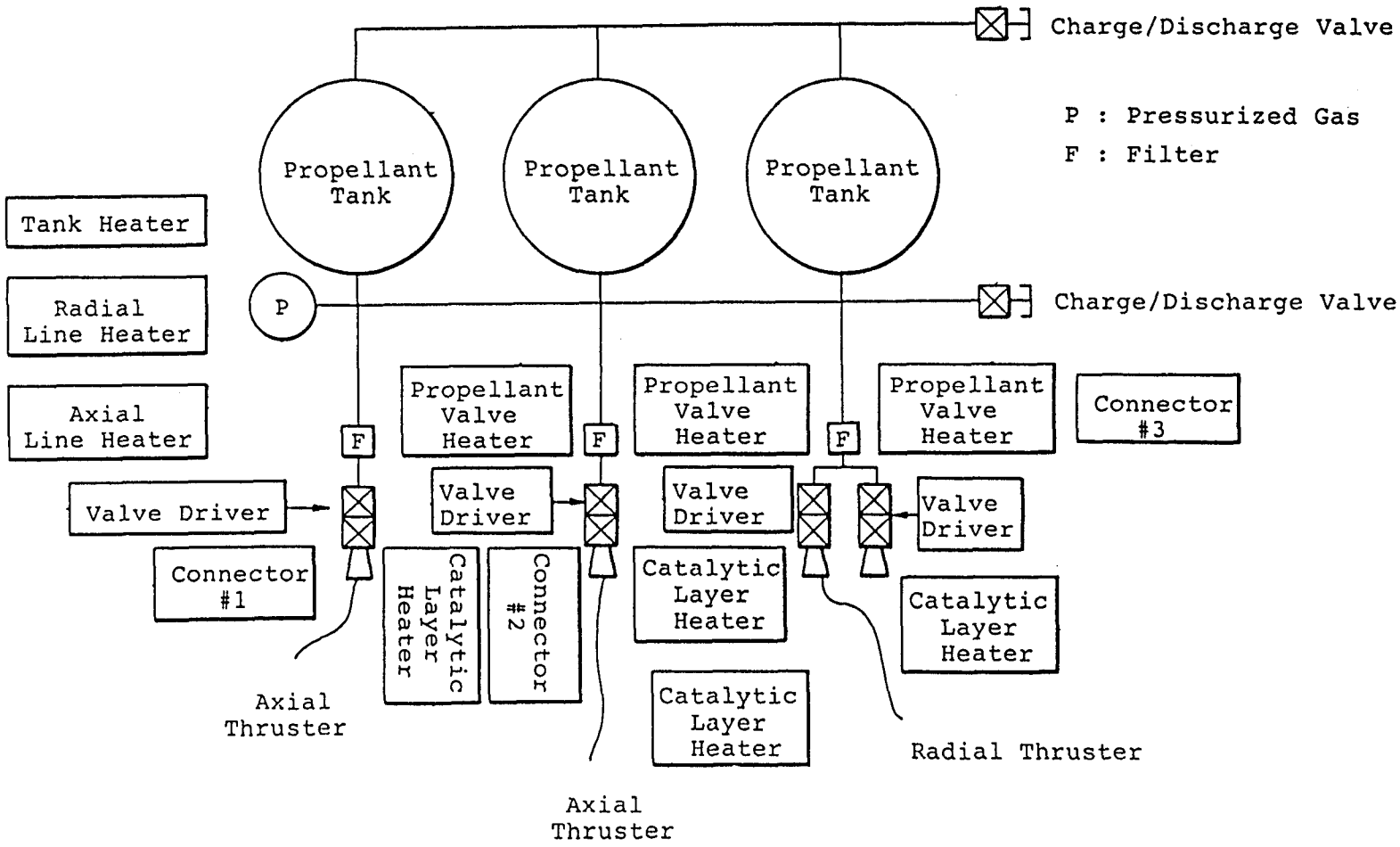


図５－１１　推進系サブシステム

Fig. 5-11 Propulsion subsystem.

A: Deg. of Influence
B: Prob. of Occurrence
C: Deg. of Significance

Item Code	Parts/ Com't Name	Function	S/N	Failure Mode	Cause of Failure Mode	Effect of Failure Mode	A	B	C	Countermeasure Advice

図５－１２　ＦＭＥＡシートフォーマット

Fig. 5-12 FMEA sheet format.

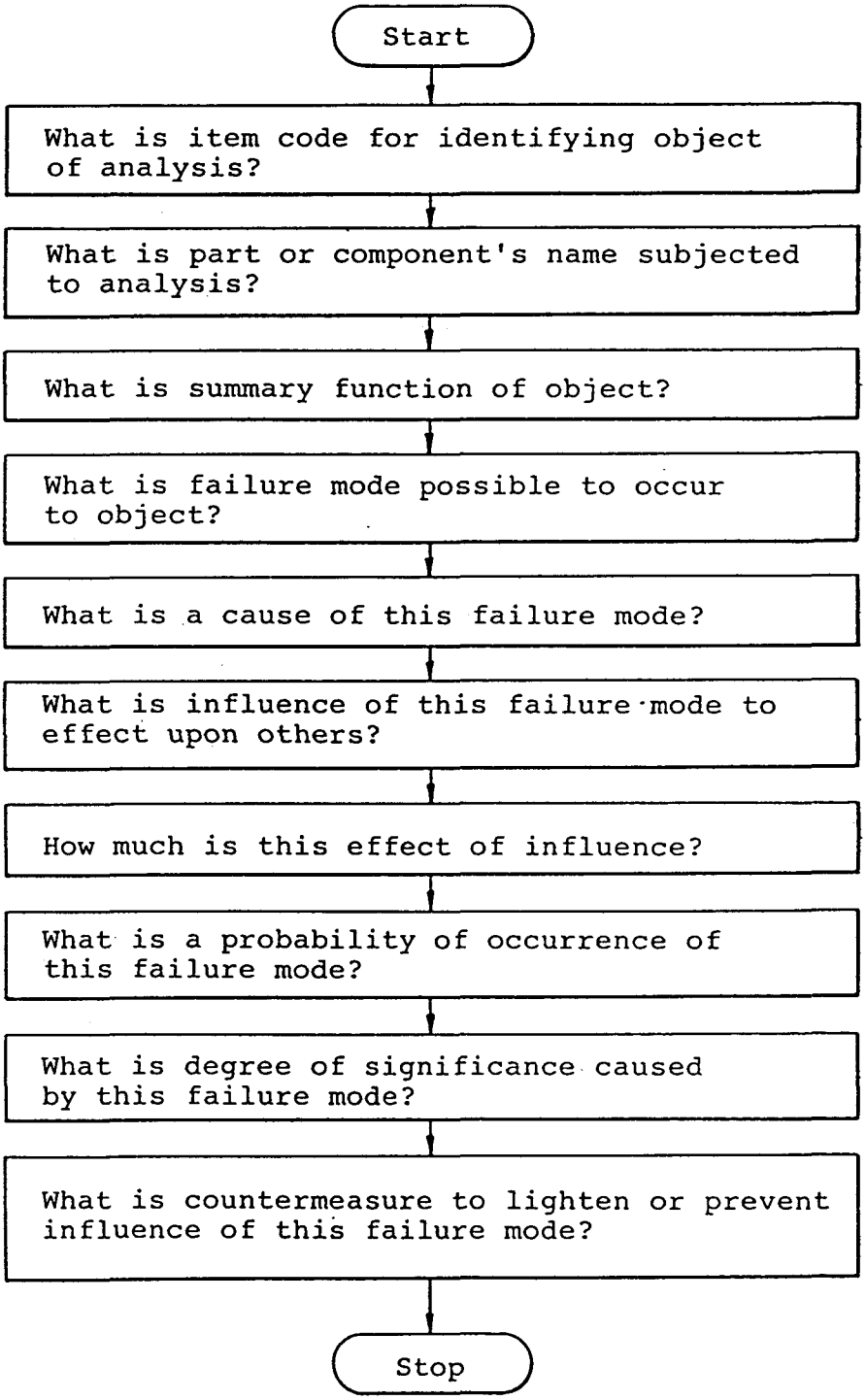


図５－１３　質問フロー

Fig.5-13 Questions flow.

の回答を取り込み、ＦＭＥＡシートの各欄に埋め込む処理を行うプログラムである。このプログラムが処理に従って順に発生させる質問文の内容例を図５－１３にフローチャートの形で示した。この図に示す各質問文に対して、上述の構成トレードオフプログラムと同様な知的対話、検索機能を使って質疑応答を繰り返していくと、ＦＭＥＡシートの該当欄に埋め込まれＦＭＥＡシートが完成する。

今後、故障モード等の推定は前述の2.4.4 項で示したマネージメントプログラムのような機能を使って自動化を図る。故障モードが他におよぼす影響に関しては、「故障モードシミュレーション」プログラムと連動させて、設計者が行う影響度推定を支援する。影響の度合、発生の確率、致命度等の推定では２値論理で表現できない場合が発生し、定性的であいまいな表現が必要な場合は、「あいまい推論機能」を使用する。ＦＭＥＡシート作成時に平行してＦＴＡ手法に基づく故障ツリー図を作成して、トップダウン的に故障事象を総合的に検討する場合は「故障ツリー図作成」プログラムと連動させ利用する[47]。

（４）診断ルール作成プログラム

ＦＭＥＡシートの内容から、試験データの診断用ルールを作成するプログラムである。このプログラムの処理動作を説明するために、一例として、人工衛星の軌道や姿勢を制御するために使用するガスジェット装置のＦＭＥＡシートの内容から、このガスジェット装置の試験データを診断するのに使う診断ルールを、このプログラムを使って作成する処理過程を以下に説明する。

ガスジェット装置のＦＭＥＡシートの一例を図５－１４に示す。この図の中で、故障モード欄に記述されている内容が、診断ルールの中の仮定部に相当し、故障モードの発生原因欄、故障モードの影響欄、および対策勧告欄に記述されている内容が診断ルールの中の結論部に相当する。例えば、図５－１４の中でラジアルスラスタの故障モード欄の記述内容の中で「液体または気体の外部漏洩」の場合は、以下に示す診断ルールになる。

A: Deg. of Influence
B: Prob. of Occurrence
C: Deg. of Significance

Item Code	Parts/ Com't Name	Function	S/N	Failure Mode	Cause of Failure Mode	Effect of Failure Mode	A	B	C	Countermeasure Advice
TH1 ∫ TH2	Radial Thruster	Generate a thrust reg'd for changing the orbit	R1	Unable to produce thrust	·Catalyst deteriorated ·Clogging of inlet tube ·Deformed poppet	No (redundant construction)	1	4	4	No
			R2	Thrust performance reduced	- do. - ·Wrong heat design	- do. -	1	4	4	No
			R3	Leak out (liquid or gas)	·Improper seal ·Dust	Unable to control attitude & orbit	4	2	8	·Duplex seal structure ·Leak test before/after environ't test
TH3 ∫ TH4	Axial Thruster	Generate a thrust reg'd for changing attitude & angle of orbit inclination	A1	Unable to produce thrust	·Catalyst deteriorated ·Clogging of inlet tube ·Deformed poppet	No (redundant construction)	1	4	4	No
			A2	Thrust performance reduced	- do. - ·Wrong heat design	- do. -	1	4	4	No
			A3	Leak out	·Improper seal ·Dust	Unable to control attitude & orbit	4	1	4	·Duplex seal structure ·Leak test before/after environ't test
FL1	Filter	Prevent entrnace of foreign matter to downstream (thruster)	F1	Loss of pressure	·Dust, Clogging	Short service life	3	1	3	No
			F2	Breakage of element	·Excessive pressure shock load	No (propellant valve filter inserted)	1	1	1	No
			F3	Leak out	·Improper seal	Unable to control attitude & orbit	4	1	4	·Leak test before/after environ't test

図5－14　FMEAシート例

Fig. 5-14 FMEA sheet example.

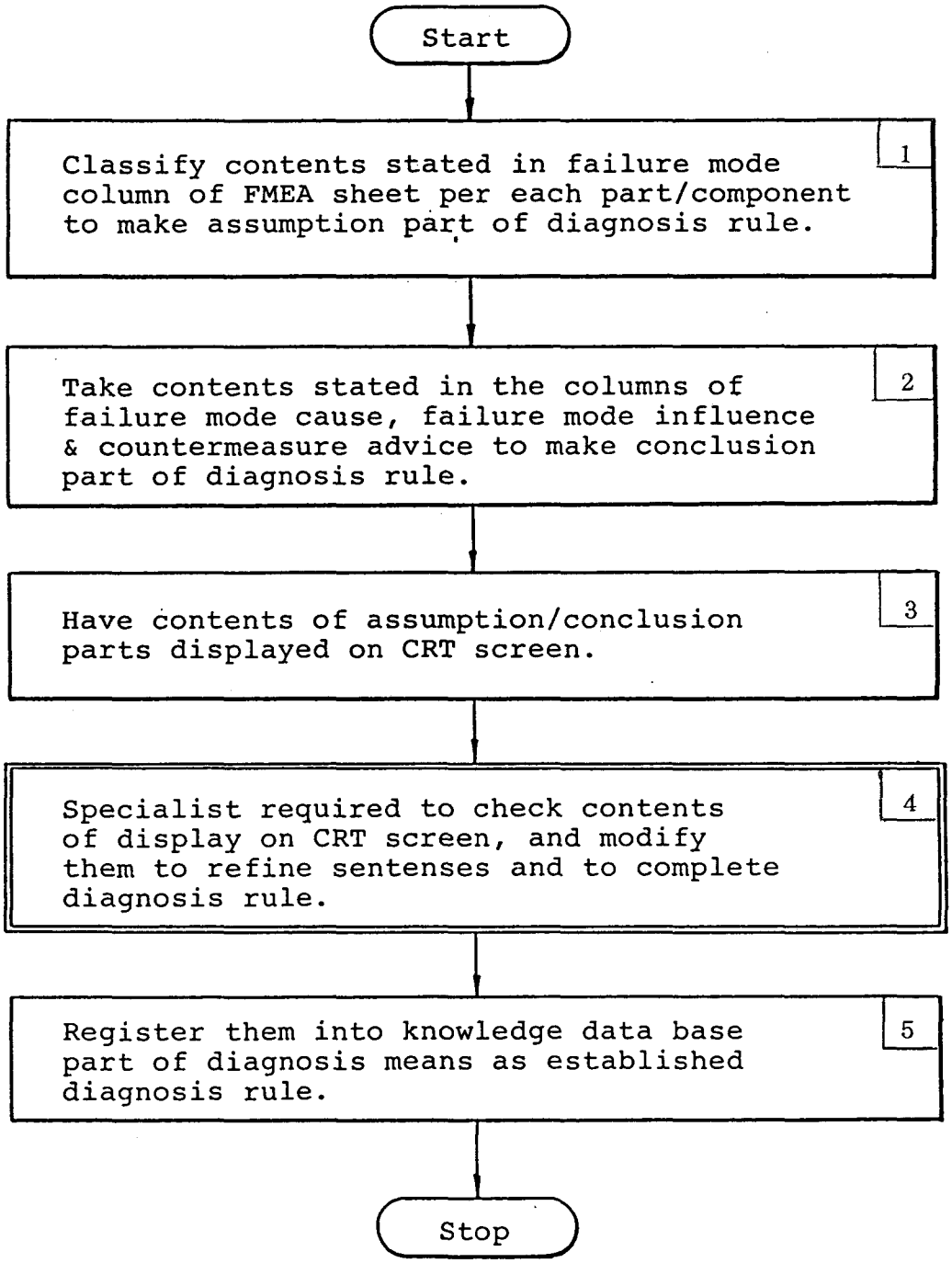


図５－１５　診断ルール作成処理フロー

Fig. 5-15 Diagnosis rule generation flow.

診断ルールの

（仮定部）：ラジアルスラスタから液体または気体の外部漏洩が発生しているならば、

（結論部）：シール部不良またはゴミづまりが発生原因であり、姿勢／軌道制御不能になる。二重シール構造にして環境試験前後におけるリーク試験の実施が対策として必要である。

以上の診断ルール例から明らかなように、診断ルールの仮定部、結論部はＦＭＥＡシートの各欄の記述内容に対応しており、この対応に基づいて仮定部、結論部の内容が決まることがわかり、診断ルールの作成が自動的にできることになる。

この診断ルール作成の処理の流れをフローチャートで示したものを図５－１５に示す。この図の中で処理（４）以外は自動的に処理されるが、処理（４）では、ここまでの処理で自動作成された診断ルールの内容をチェックして、必要ならば専門家が修正する処理が含まれており、最終的にチェックされ修正された診断ルールは知識ベースに登録されて試験や運用データの診断に使用される。

５．３．５　試験データの診断

人工衛星からの試験データは、サブシステム試験装置を経由してデータ処理マシンへ入力され、試験データの処理、編集、表示が行われる。これらの処理の内容は主として、２進数データを１０進数に変換し工学値単位に変換する処理と、各時刻ごとに集められた各種データを分類して表にまとめたり、数値データの変化する様子をグラフにまとめる編集処理が主体である。これらの処理後のデータは推論マシン側へ送られ試験データの診断が実施される。運用データの処理の場合も試験データと同様である。

設計フェーズで作成された診断ルールから成る知識ベースに基づき推論機構を使って診断が実行される。２章のモデルの開発と考察（2.3.2 項）で示したよう

に、試験データの診断実行過程や結果をグラフィック表示させ、システム全体の様子を一目で認識できる機能や、音声、ビデオなどの機能も付加して、ヒューマン・インタフェースの向上を図ることが重要である。

5．4　結言

設計と試験および運用を知的に支援するシステムに関して、モデルを提案し、プロトタイプを開発して検討した結果、実際の人工衛星の設計、試験および運用の知的な業務を支援するシステムとして有用であることが明らかになった。これは人工衛星の管制システムの自動化に寄与するものである。

この提案したモデルは、人工衛星の場合に限らず、図５－１６に示すような一般的な設計と試験および運用業務を支援するシステムの基本的な要素技術を含んでいる。要求仕様に基づき、システム／サブシステム構成の最適化を行い、次に高信頼性技術を使った故障予知／対策の事前検討を実施する。そしてこれらの設計結果を、試験・運用フェーズに適用するモデルとして、色々な分野で応用可能である。ハードウェア分野で培ってきたこれらの高信頼性技術とエキスパートシステム技術を融合させた技術は、ソフトウェア分野へも応用可能である[55]。

最後に、管制システムの自動化を促進するための今後の課題を以下に示す。

ａ．分散処理ネットワーク環境の開発

設計と試験および運用を統合的に支援するエキスパートシステムを実現し、管制システムの自動化を図るために、今後更に、知識やデータベースの共有化と、分散処理のできるネットワーク環境を開発する。

ｂ．学習機能の付加

２章で記述したマネージメントプログラム（2.4.4 項）のような設計知識獲得機能なども含む学習機能を付加し、より知的な機能化を図り、試験や運用のための診断や判断用知識などの自動生成を可能にする。

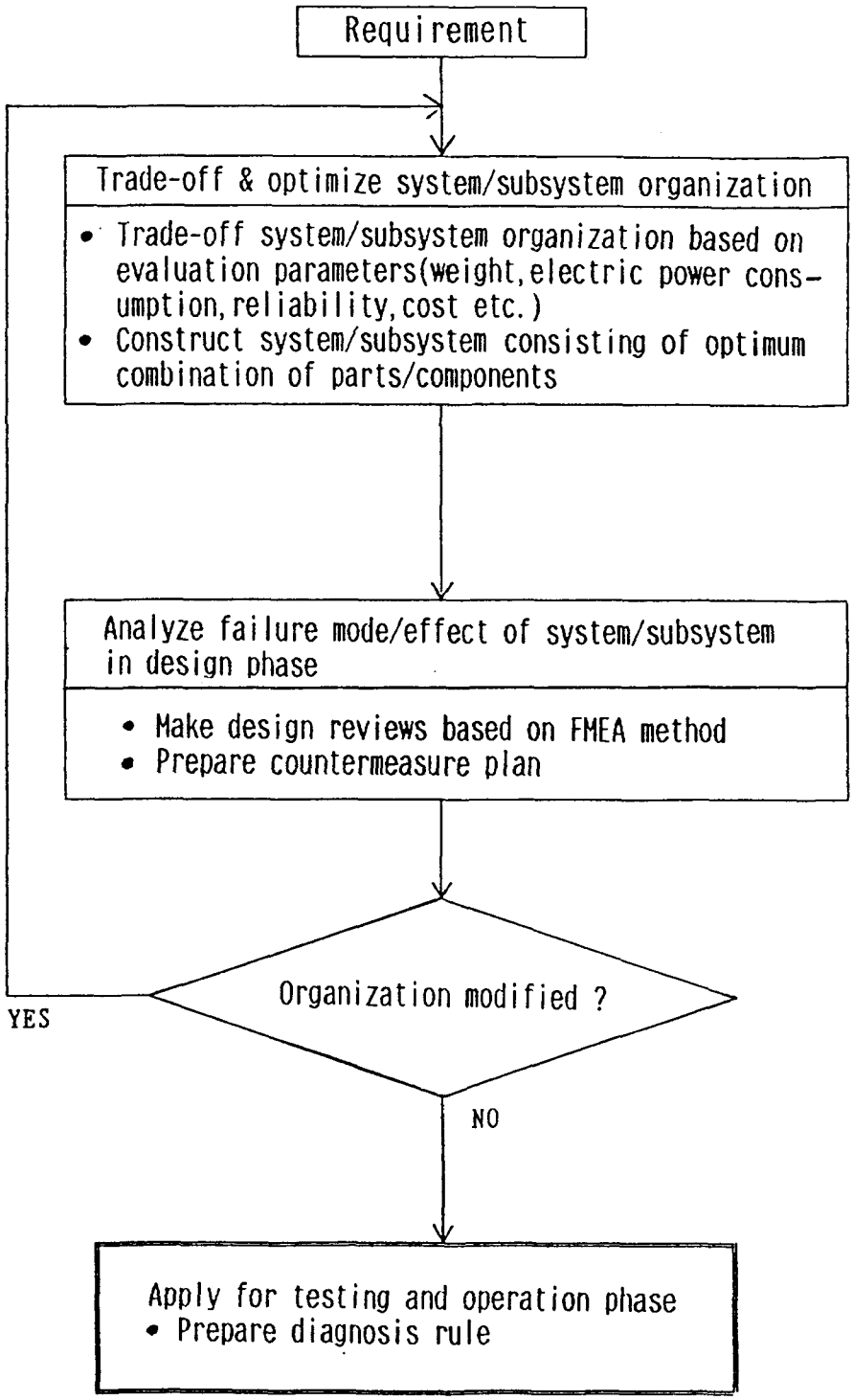


図５－１６　設計と試験および運用フロー

Fig. 5-16 Design, testing and operation task flow.

c．開発マシンと実行マシンの使い分け

設計や試験・運用現場の実行マシンへの移行問題を検討し、現場での保守や管理のやりやすいシステムを開発する。

d．実証・評価の実施

フィールド・データを使った実証・評価を繰り返すとともに、評価基準を作成する。

第 6 章

結　論

第６章　結論

本論文では、人工衛星や宇宙ステーションの管制システムの自動化を目標とする管制エキスパートシステムに関する研究成果について論述した。

具体的な研究結果として、２章、３章、および４章では、近い将来自動化が期待されている代表的な３種類のシステムについて記述した。すなわち、人工衛星を地上から管制するシステム（２章）、宇宙ステーションに搭載して使用するシステム（３章）、および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、特殊な人工衛星用システム（４章）である。

これらの３種類のシステムに関して、各々問題解決のためのモデルを提案して、プロトタイプを開発し検討した結果、自動化への見通しを得るとともに、技術課題を明確にした。これらのモデルは、従来（現状）の管制システムにおいて、人海戦術で対応していたデータ診断や不具合対策・立案などの知的な業務にエキスパートシステム技術を適用して、困難と見なされていた衛星専門家や管制要員の知的作業の負荷を減らすことを可能にする。

上述した３種類の管制システムにエキスパートシステム技術を適用して、自動化を図る場合の共通的な問題／課題として、設計や試験フェーズでの専門知識やデータが、実際の管制を行う運用フェーズでも不可欠であることが明らかとなり、これらの知識やデータを各フェーズで共有化するとともに、全てのフェーズを支援できるエキスパートシステムの必要性が明らかとなった。

この共通的な問題／課題を解決するために、５章では、２章から４章までの研究成果に基づき、設計から運用までの全てのフェーズを支援できるエキスパートシステムの実現を目指して、ここでは、人工衛星の管制を行う運用フェーズへの適用を考慮して、人工衛星の設計と試験および運用を支援する場合を議論した。ＡＩ技術とともに、故障モード影響解析（ FMEA : Failure Mode and Effects

Analysis) 手法を適用する方式を提案して、問題解決に役立つことを明らかにした。人工衛星の分野では、この方式の特徴である故障モード影響解析手法を適用して、設計と試験および運用を支援するエキスパートシステムに関する研究は、他にみうけられない。現状のＣＡＤ(Computer Aided Design)やＣＡＴ(Computer Aided Testing)の問題点を明確にし、従来技術と組み合わせ、融合させたエキスパートシステム技術を適用して、問題解決のための知的ＣＡＤ／ＣＡＴシステムのモデルを提案した。プロトタイプを開発し検討した結果、人工衛星の設計と試験および運用を支援するエキスパートシステムとして有用であることが明らかとなった。これは、管制システムの自動化に寄与するものである。

管制システムの自動化を実現するためには、システム解析用アルゴリズムや解析ツール類の研究開発が不可欠である。２章では、管制システムの自動化に重要な軌道解析を実施して、軌道設定の最適化のための解析手法と簡易方式のアルゴリズムを与えるとともに、従来の解析手法やアルゴリズムでは対応できなかった二液式アポジ・キックモータを備えた、新しいタイプの人工衛星の軌道設定の最適化に適用できることを明らかにした。更に、この方法を用いて、実際の人工衛星の軌道解析を実施して定量的に評価して、今後の人工衛星の設計、およびその管制システムの自動化に寄与することを示した。４章では、管制システムを実現するために不可欠な、システム解析用ツールを提案し開発した成果を記述した。ツールを使った電気推進による飛行軌道シミュレーションを実施し、各種管制システム解析を行い定量的に評価した。このシステム解析用ツールは、従来の解析手法では困難であった電気推進飛行軌道を精度良く計算するとともに、飛行軌道中のバンアレン帯での放射線による電子機器の劣化と、衛星重量の最適化解析に有用であることが明らかとなり、管制システムの自動化の実現に寄与することを示した。

最後に、自動化を促進するための今後の課題としては、これらのエキスパート

システム技術を適用して構成した管制システムに、さらに知的な機能を付加して改良を施し成長させて、実際の運用に耐え得るシステムへ発展させる必要がある。そのためには、知識ベースや解析ツール類の充実化、分散処理ネットワーク環境の開発等とともに、開発マシンと実行マシンの使い分けが重要と考える。本論文で述べたプロトタイプ用の開発マシン環境から、設計、試験および運用現場で実際に使用される実行マシン環境への移行問題を検討して、現場で保守や管理のやり易いシステムの開発が必要である。

謝　　辞

本研究をまとめるに当たり、終始懇切なる御指導と御鞭撻を賜りました大阪大学産業科学研究所豊田順一教授に衷心より感謝の意を表しますとともに、厚く御礼申し上げます。

本論文をまとめる過程で、数々の適切な御指導と御助言を頂きました大阪大学基礎工学部情報工学科首藤勝教授、大阪大学基礎工学部機械工学科吉川孝雄教授、大阪大学工学部電子制御機械工学科土屋和雄教授、並びに大阪大学産業科学研究所溝口理一郎教授に心から感謝いたしますとともに、深く御礼申し上げます。

本論文につき有益な御教示と御忠告を頂きました大阪大学基礎工学部情報工学科鳥居宏次教授、橋本昭洋教授に心より感謝申し上げます。

本研究は、筆者が三菱電機株式会社鎌倉製作所、並びに情報電子研究所において行ったものであり、この間、多くの上長の御理解と御支援を賜りました。鎌倉製作所では、前三菱電機株式会社常務取締役森川洋氏、元情報電子研究所副所長武市吉博博士、宇宙部参事尾原弘晃氏、並びに情報電子研究所では、三菱電機株式会社取締役大野栄一博士、前情報電子研究所長山崎英蔵博士、同所システム技術開発部長小泉寿男氏、計画部長市川照久氏、次世代技術開発部次長房岡璋氏、システム技術開発部グループマネージャ水野忠則博士、同グループマネージャ辻秀一博士に厚く御礼申し上げます。

本研究遂行の過程で御協力を得ました情報電子研究所主事宇田川佳久博士、同所近藤省三氏、芝諭氏ら関係各位に深く謝意を申し上げます。

文　　献

（１）天文年鑑編集委員会編：天文年鑑1990年版，誠文堂新光社(1989).

（２）科学技術庁研究開発局宇宙企画課編：図説宇宙開発新時代，日刊工業新聞社(1989).

（３）Freitas, R. A., Healy, T. J. and Long, J. E.: Advanced Automation for Space Missions, Proc. 7th International Joint Conference of Artificial Intelligence 1981, Vol. 2, pp. 803-807(1981).

（４）Healy, T. J.: Machine Intelligence and Communications in Future NASA Missions, IEEE Commun. Mag. Vol. 19, No. 6, pp. 8-15(1981).

（５）Hayes-Roth, F., Waterman, D. A. and Lenat, D. B. (eds.): Building Expert Systems, Addison-Wesley, Inc. (1983).

（６）Heer, E.: Bringing AI up to the Space Challenge, Astronaut Aeronaut, Vol. 21, No. 7, pp. 42-47(1983).

（７）NASA: NASA Computer Science Research Program Plan, NASA Tech. Memo. NASA-TM-85631(1983).

（８）人工知能学会編：人工知能ハンドブック，オーム社 (1990).

（９）NASA: Space Station Program Description Document, Book 6, Systems Operations Document(1983).

(10) Barr, A., Feigenbaum, E. A. (eds.), 田中，淵監訳：人工知能ハンドブック，第２巻，共立出版 (1983).

(11) 中正夫，岡本修：宇宙開発におけるＡＩの応用，日本機械学会誌，Vol. 89, No. 815, pp. 1224-1228(1986).

(12) 山口高平，溝口理一郎，元田浩，豊田順一，角所収：設計と診断を融合したシェルの構成，情報処理学会第33回全国大会論文集，7K-1 (1986).

(13) 溝口理一郎，角所収：エキスパートシステムにおける新しい研究動向，情報処理，Vol.28，No.2，pp.207-217(1987).

(14) 豊田順一，上原邦昭：自然言語理解に基づくプログラム合成，人工知能学会誌，Vol.2，No.3，pp.289-298(1987).

(15) 豊田順一，中村祐一：知的ＣＡＩにおける知識表現と教授法，情報処理，Vol.29，No.11，pp.1266-1274(1988).

(16) 溝口理一郎，角所収：知的ＣＡＩにおける学習者モデル，情報処理，Vol.29，No.11，pp.1275-1282(1988).

(17) 長澤勳：設計エキスパートシステム，情報処理，Vol.28，No.2，pp.187-196(1987).

(18) 大須賀節雄：知識の獲得と学習，情報処理，Vol.26，No.12，pp.1520-1528(1985).

(19) 石塚満：曖昧な知識の表現と利用，情報処理，Vol.26，No.12，pp.1481-1486(1985).

(20) 小林重信：多目的意志決定－理論と応用－VI－知識工学方法論－，システムと制御，Vol.31，No.4，pp.275-285(1987).

(21) 溝口理一郎，角所収：知識獲得支援システム，人工知能学会誌，Vol.3，No.6，pp.732-740(1988).

(22) 國藤進：知識獲得と学習研究の新しい流れ，人工知能学会誌，Vol.3，No.6，pp.741-747(1988).

(23) 下平勝幸：衛星システムにおける信頼性技術，情報処理，Vol.28，No.9，pp.1192-1207(1987).

(24) Nagatomo,M.,Kuriki,K. and Tsukahara,K. : Orbital Operation of Co-orbiting Spacecraft with a Space Station, 35th Congress of the International Astronatical Federation, IAF-84-42(1984).

(25) 宇田川佳久，辻秀一，市川照久：オブジェクト指向リレーショナル・データベースＡＤＡＭにおける類似検索機能，情報処理学会「アドバンストデータベースシステム」シンポジウム（1988）.

(26) 近藤省造，今村誠：対話モデルに基づいたプラン管理機能，情報処理学会，第33回全国大会（1986).

(27) 今村誠，近藤省造：手段目的解析に基づく対話の解釈，情報処理学会，第36回全国大会（1988).

(28) Matsumoto, Y., Kiyono, M. and Tanaka, H.: Facilities of the BUP Parsing System, in Natural Language Understanding and Logic Programming, Dahl, V. and Saint-Dizier, P. (eds.), pp. 97-106(1985).

(29) Date, C. J.: A Guide to THE SQL STANDARD, Addison-Wesley(1988).

(30) Jaffar, J. and Lassez, J. L.: Constraint Logic Programming, IBM Thomas J. Watson Research Center (1986).

(31) Kaplan, S. J.: Cooperative Responses from a Portable Natural Language Database Query System, Computational Models of Discourse, The MIT Press, pp. 107-166(1983).

(32) Allen, J. F. and Perrault, C. R.: Analyzing Intention in Utterances, Artif. Intell., Vol. 15, pp. 143-178(1980).

(33) Schank, R. C. and Abelson, R.: Script, Plans, Goals and Understanding, Lawrence Erlbaum Associates (1977).

(34) Wilensky, R.: Planning and Understanding, Addison-Wesley (1983).

(35) USAF Military Standard: Configuration Management Practices for Systems, Equipment, Munitions, and Computer Programs, MIL-STD-483 (1970).

(36) Kaplan, H. M.: Modern Spacecraft Dynamics & Control, John Wiley &

Sons (1976).

(37) 日経データプロ編：エキスパート・システム－理論と応用，日経マグロウヒル社 (1986).

(38) 浦昭二：品質管理と人工知能，日本品質管理学会誌，品質，Vol.18, No.2, pp.25-27(1988).

(39) 寺野寿郎：システム工学入門，共立出版 (1985).

(40) 寺野寿郎，浅居喜代治，菅野道夫：ファジィシステム入門，オーム社 (1987).

(41) 上野晴樹：知識工学入門，オーム社 (1985).

(42) 大須賀節雄編：知識ベース入門，オーム社 (1986).

(43) 秋田興一郎，佐々木道雄，辻秀一，荻野徹，和田信義：エキスパート・システム導入実戦ガイド，電気書院 (1988).

(44) 木下親郎，荻野徹：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).

(45) 新田晃道，荻野徹，春井勝一，佐藤俊哉，稲川美之：SYROPにおけるソフトウェアの品質管理，日本航空宇宙学会，第29回宇宙科学技術連合講演会集，2D18, pp.316-317(1985).

(46) Ogino,T., 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).

(47) 荻野徹，芝諭，久保田哲夫，稲川美之，西川智恵：衛星設計／試験装置のＡＩ化，人工知能学会他共催，宇宙用人工知能／ロボット／オートメーションシンポジウム講演集，SAIRAS87-CI, pp.103-106(1987).

(48) 荻野徹，春井勝一，鳥山潔，稲川美之，市川照久：高信頼性設計エキスパート・システム，日本品質管理学会誌，品質，Vol.18, No.2, pp.48-55

(1988).

(49) 荻野徹，市川照久：エキスパート・システムの運用／評価に関する一考察，人工知能学会全国大会（第２回）論文集，6-40，pp.393-396(1988).

(50) 荻野徹，稲川美之，高橋市郎，近藤省造，今村誠，芝諭，宇田川佳久，辻秀一：電子機器の設計と試験を統合化した知的ＣＡＤ／ＣＡＴシステム，信学技報，Vol.88，No.367，pp.1-8(1989).

(51) 荻野徹：運用管制装置，公開特許公報（Ａ），昭62-70939 (1987).

(52) 荻野徹：試験装置，公開特許公報（Ａ），昭62-67668 (1987).

(53) 荻野徹：試験装置，公開特許公報（Ａ），昭63-228080 (1988).

(54) 荻野徹：試験装置，公開特許公報（Ａ），平1-250016 (1989).

(55) 荻野徹：自動プログラミング装置，公開特許公報（Ａ），平1-298435 (1989).