人工衛星の電磁適合性*

笠 井 鯉 太 郎**

1. は じ め に

電磁適合性 (electromagnetic compatibility ; EMC) に関するもののうち、雑音対策などの狭い意味での内容は、およそ電子機器の発展とともに歩んできたもので、その歴史は古い。しかし米国の例に見られるように、電磁適合性をシステムあるいは機器の性能評価上の重要な対象としてとらえ、公的な規格や試験法を定め、その統一と標準化に力を入れ始めたのは第二次大戦後のことである。米国では軍を中心にその基礎が確立され、その後、アポロ計画に象徴される宇宙開発の分野、ことに宇宙船、人工衛星の開発において急速な発展を遂げた。わが国においても、つい 10 年ほど前には EMC という言葉も関係者以外にはあまり知られていなかったが、いまや電磁適合性は航空宇宙の分野に広く浸透し、適用されるようになってきた。ここでは電磁適合性 (EMC) の概念や発展をはじめ、人工衛星開発におけるその適用の全般について概説する。

2. 電磁適合性の概念

人工衛星には、性質が異なり、互いに干渉を起こす可能性のある種々の機器が非常に接近して搭載される。これらの機器は、単体として十分な性能を有することはとうぜんであるが、システムとして他の機器と組み合わせられ、システムの一部となった場合に、他との干渉があってはならない。

電磁適合性 (EMC) とは、システムを構成する機器が単体としての性能を満足し、かつそれらが動作する環境において相互に電磁的な干渉を起こすことなくシステムに要求された性能をマージンをもって達成する、それらの機器およびシステムの能力をいう。そこで電磁適合性の解析と設計によって、干渉の程度、マージンを定量的につかむことが重要となる。これは人間のチームワークのとり方と類似している。すなわち、いろいろな性格とバックグラウンドをもつチームの各員が、お互いに干渉し合うことなく各自の能力を

最大限に発揮すると同時に、チーム全体としてのアウトプットを最大にしようとするることによく似ている。

3. 電磁適合性の要求と標準化の発展

EMC の問題を仕様書あるいは規格という形で公的にとり扱い始めたのは、第二次大戦後まもなくのことである。最初は兵器の干渉雑音 (interference) の規制が主であった。たとえば、戦車、ジープ、ミサイルなどが不要の電波を出すのを味方を混乱させたり、敵に探知されたりするので、これを防ぐため、それらの装置を軍が購入するに当たって統一的な仕様を作り、それに基づいて試験をするなどの策を施した。また航空機などでは、単体試験のさいは良好であった搭載機器がシステムとして組み上げられていくとき、あるいは実際に飛行中電磁的外乱などにより機能の低下をひき起こすようなことがあるので、単体の時点からそれら機器に対し総合的な EMC 管理を行なうようになった。すなわち、機器から発生してもよい雑音レベルの規定とその測定、一方その機器が耐えるべき外乱のレベルの規定と耐雑音試験などが義務づけられるようになってきた。このような目的をもった仕様、規格類は主として米軍において発展を遂げ、1950 年から 1970 年までの 20 年間にその発行数は改訂などを含めると 100 件を超える。初期の代表的なものに下記のものがある。

MIL-I-6181 D, Interference Control Requirements, Aircraft Equipment, 25 Nov. 1959.

MIL-I-11748 B, Interference Reduction for Electrical and Electronic Equipments, 4 Nov. 1958.

—米陸軍

MIL-I-16910 C, Interference Measurement, Electromagnetic, Method and Limits, 26 Oct. 1964.

—米海軍

MIL-I-26600, Interference Control Requirement, Aeronautical Equipment, 2 June 1958. —米空軍

MIL-STD-826 A, Electromagnetic Interference Test Requirements and Test Methods, 30 June 1966. —米空軍

その後、これらは三軍共通用として電磁適合性に対するシステム要求事項、および電磁干渉特性について

* 昭和 53 年 4 月 21 日原稿受理 Electromagnetic Compatibility for Spacecraft Development

** 三菱電機(株)鎌倉製作所 Ritaro KASAI

第1表 おもな電磁適合性関係の MIL 仕様書等の発行経過

規格番号	発行年月日	規格番号	発行年月日	規格番号	発行年月日
JAN-I-225	14 June 1945	MIL-I-16910	14 Jan. 1953	Notice 1	1 Aug. 1968
MIL-I-6051	28 March 1950	MIL-I-16910 A	30 Aug. 1954	Notice 2	1 May 1970
MIL-I-6051 A	23 Jan. 1953	MIL-I-16910 C	26 Oct. 1964	Notice 3	9 Feb. 1971
MIL-I-006051 B	23 Jan. 1959	MIL-I-11748	May 1956	MIL-STD-461	31 July 1967
MIL-E-6051 C	17 June 1960	MIL-I-11748 A	5 May 1956	MIL-STD-461 A	1 Aug. 1968
MIL-E-6051 D	7 Sept. 1967	MIL-I-11748 B	4 Nov. 1958	Notice 1	7 Feb. 1969
MIL-I-6181	14 June 1950	MIL-I-26600	2 June 1958	Notice 2	2 March 1969
MIL-I-6181 A	23 Jan. 1953	MIL-STD-826	20 Jan. 1964	Notice 3	1 May 1970
MIL-I-6181 B	29 May 1953	MIL-STD-826 A	30 June 1966	Notice 4	9 Feb. 1971
MIL-I-006181 C	6 June 1957	MIL-STD-463	9 June 1966	Notice 5, 6	6 July 1973
MIL-I-6181 D	25 Nov. 1959	MIL-STD-462	31 July 1967	MSFC-SPEC-279	1 June 1964

の機器要求事項と同測定法の次の三つのものに統合された。

MIL-E-6051 D, Electromagnetic Compatibility Requirement, Systems, 7 Sept. 1967.

MIL-STD-461, Electromagnetic Interference Characteristics, Requirement for Equipment.

MIL-STD-462, Electromagnetic Interference Characteristics, Measurement of.

第1表に、おもな規格の発行とその改訂の経緯を示す。

以上のような背景をうけて、システムあるいは機器の設計、製作においては、総合的な調整の段階で問題の発生をなくすように、開発のごく初期から EMC を十分配慮する方向に向かい出した。人工衛星では、とくにこの考慮が重要であって、上記の MIL 規格などの根底に流れる思想も“自分の設計した機器が良い性能を発揮しさえすればよい”という設計者の独善的意識を変革し、システム全体の“compability”の重要性を認識させようとしているといっても過言でない。

宇宙開発の進展に呼応し、人工衛星の開発においても電磁適合性の考え方がとり入れられた。人工衛星はそのミッションあるいは機能がきわめて多様であり、MIL 規格などの規定ですべてを管理することが困難な場合が多い。したがって、人工衛星の分野では MIL 規定を基準とするが、衛星固有の要求に対応して特別に解析検討を加え、規定を定めるのが合理的である。電磁適合性に関する解析的な手法は、おもにこのような必要性に基づいて発展してきた。

わが国においても、電離層観測衛星をはじめ人工衛星の開発に EMC の考え方がとり入れられ、その重要性が大いに認識されている。宇宙開発事業団筑波宇宙センターには MIL-STD-462 の試験法に合致した設備を有する電磁適合性試験棟が完成するなど、実用的、効果的展開がなされつつある。

4. 人工衛星における電磁適合性

4.1 概要 電磁適合性は後に述べる特殊な問題を除き、一般に4種の特性によって表現される。

すなわち、機器の電磁適合性上の特性を、その機器から発生する雑音の量を表わす特性としての干渉雑音(emission)と、その機器の外界干渉雑音に対する感受性を表わす特性としての干渉感度(susceptibility)との二つに分ける。他方干渉の様態についても機器に接続される導体を経由する伝導(conducted)と、空間を媒体とする放射(radiated)の二つに分ける。これらの組み合わせにより大きく次の4種に分類するのである。

伝導干渉雑音: CE; conducted emission (conducted interference)

伝導干渉感度: CS; conducted susceptibility

放射干渉雑音: RE; radiated emission (radiated interference)

放射干渉感度: RS; radiated susceptibility

そして、これらの特性を機器あるいはシステムについて管理していくことを、狭い意味で電磁適合性管理(EMC control)とよんでいる。

この概念が人工衛星の開発設計にどのようにとり入れられるかを次の例によって示す。

4.1.1 伝導干渉雑音(CE)と伝導干渉感度(CS)

人工衛星の一次電源には、第1図に示すように、太陽電池パネル、出力電圧を安定化するための安定化回

第1図 CE, CS の概念図

路などが用いられており雑音が発生する。また、1次電源は衛星内の各機器に供給され2次電源に変換されるが、そのさい機器内のコンバータも雑音を発生し、これが機器外に漏れる。この例のような機器間の接続ラインに漏れる雑音 (CE) は衛星システムの機能、性能に影響を及ぼさないよう制御されねばならない。一方雑音はフィルタによって除去されるが重量、信頼性などの制約から限界があり、1次電源には衛星によっても異なるが、およそ 200 mV～500 mV 程度の雑音が重畳する。したがって衛星の各搭載機器はこの雑音に耐える能力がなくてはならないこととなり、各機器の接続ラインから入力する雑音に対する耐性の程度 (CS) が機器の重要な性能評価の対象となる。

CE, CS の具体的なレベルは、個々の衛星において決められることになるが、たとえば、電源入力ラインに対する低周波の CS 要求として、MIL-STD-461 A, Notice 3 では、定格電圧の 10% または 3 Vrms のいずれか小さいほうという基準が採用されている。このような基準に基づき開発初期の設計において EMC に十分考慮を払い、試験によってこれを検証し、後になって問題を起し多大の労力と経費を費すことのないようにしている。

4.1.2 放射干渉雑音 (RE) と放射干渉感度 (RS)

放射電磁界に影響を受けやすい機器、たとえば宇宙雑音受信機のごときものが衛星内に搭載される場合、他の機器およびそれを接続する計装配線から放射される雑音 (RE) が、第2図に示すようにアンテナあるいは計装配線などから受信機に干渉雑音として入力する。したがって、衛星内で発生する雑音の受信機入力換算値は、受信機の最小受信感度以下でなくては意味をなさない。これは結合量の解析/測定に基づき RE

第2図 RE, RS の概念図

レベルを定めて管理すると同時に、受信機にも放射雑音に対する耐雑音性 (RS) をもたせなくてはならない。RE の具体的な例では標準的な規格として MIL-STD-416 A, Notice 3, RE 02, Figure 21 (狭帯域性雑音) および Figure 22 (広帯域性雑音) がある。また、RE と RS の間には一般に 6 dB (ないしは 12 dB) 程度以上のマージンをとるのが普通であるが、種々の衛星搭載機器を共通の規格で規定すると、時により過剰設計となる可能性がある。そのときは個々に問題を解決し、試験結果に規格外があっても容認される場合がある。以上に述べた4種を MIL-STD-461 の分類方法によって細分化すると、第3図のように整理される。

人工衛星の種類は多様であり、個々のプログラムで独特のミッションが要求される。したがって、これまでに述べたような範囲ですべての干渉制御ができるとはかぎらない。

開発要素の多少によっても異なるが、技術試験衛星 IV 型システムに対して筆者が潜在的な干渉経路分析を行なった例でも、MIL-STD-461 のようないわゆる標準的な EMC 規定で管理できるものはおよそ全体の7割程度であった。残りは個々の問題として特別な対応策を検討せねばならない。このように MIL などの規定を応用するときはその限界を知ったうえでの効果的適用が重要である。標準的な規定で管理できぬものと

第3図 MIL-STD-461 A の試験要求

して以下のようなものがある。

- ① 衛星の磁気特性による干渉（きわめて低いレベルの磁場をとり扱う場合）
- ② 衛星近傍のプラズマを経由した干渉
- ③ 衛星の帯電とその放電による干渉
- ④ その他人工衛星のシステム固有の問題

これらの問題については個々に検討が必要である。

4.2 電磁適合性管理

4.2.1 EMC 活動 人工衛星の開発では最初に組み上げるシステムが最終品（打上げ用モデル）である場合も多くなってきた。この場合、何十人もの技術者またいくつものメーカーが時間的に並行して部分品を設計、製作して最後にそれらをシステムに組み上げたとき、そのシステムがただちに所期の機能、性能を発揮することが要求される。このような経済的開発も、開発の初期から EMC の概念をとり入れ、それを総合的に管理することによって可能となってきた。一つの開発プログラム期間における EMC 活動をシステムインタフェース設計との関連において段階的に整理した例を次に掲げる。この例はとくに開発要素の多いプログラムの場合であるが、EMC に関係の深い項目に（●）を付けた。

EMC の段階的管理

第1段階

システムの構成
システムの電力配分
テレメトリ・コマンド配分
形状、構造体の構成

- 潜在的な諸問題の把握
- EMC 管理計画

第2段階

テレメトリ・コマンドの決定

電力バランスと配分の決定

ミッションシーケンスの設定

- EMC についての初期的な解析（干渉経路分析など）

- 計装設計の開始

第3段階

機器間インタフェースの決定

テレメトリ・コマンド、電力の再配分、調整

- サブシステム周波数配分、調整

- EMC 解析

第4段階

- EMC 試験計画と試験

- 開発モデルの試験と干渉マージンの決定
コンポーネントの最終仕様決定と図面審査

- 計装インタフェースの決定

第5段階

- サブシステム EMC の確認
システム組み立ておよび試験

- システム EMC 試験

- EMC の評価

4.2.2 組織 一例として、ある米国の宇宙機器メーカーの関連組織を第4図に掲げた。システム設計部門の中に EMC に関する諸作業をとり扱う部があり、これに EMC の基礎実験および衛星のコンポーネント、システムの評価試験を行なうための大小のシールドルームその他各種測定設備を有する研究施設が付属している。この“部”の技術者は EMC に関する諸問題を専門にとり扱い、衛星のハードウェア設計部門と協力し、システム設計、回路設計上の問題の予知とその解決に当たっている。また、公的機関などから委託される基礎研究ならびにハードウェアが製作された後の評価試験の実施を担当するなど総合的な活動を行なっている。

第4図 EMC 組織と活動

いる。

4.2.3 EMC 管理計画 衛星の開発に当たって EMC 管理を行なう場合、衛星に与えられたミッション、衛星システムならびに搭載機器の開発の程度、実績によりその内容が異なる。一般的には、干渉源となる可能性のあるもの、たとえば電源、送信機、モータなどでは伝導干渉雑音 (CE) および放射干渉雑音 (RE) の管理が中心である。一方、干渉を受けやすい機器、たとえば受信機、観測機器、アナログ/デジタル回路では、伝導干渉感度 (CS) および放射干渉感度 (RS) の管理が中心となる。MIL-STD-461 A, Notice 3 では搭載機器個々に適用すべき項目 (第 3 図参照) についての具体的な基準までは定めていない。したがって搭載機器の EMC 上の特性、実績ならびにシステムとの相互関係と潜在的な諸問題を把握した上で、経済性と確実性の調和のとれた効果的な搭載機器に対する EMC 要求内容を定めることが重要である。

4.2.4 EMC 規格 規格を決めるのには、まず衛星搭載機器に要求された特性をもとに、干渉経路分析などの初期的な解析を行ないクリティカルと考えられる干渉経路を求める。これらのクリティカルな干渉経路に対して解析、過去の実績、実験データなどによって干渉雑音限界 (interference limit) と干渉感度限界 (susceptibility limit) の配分を決めることになる。特別な検討を要しないと考えられる領域に対しては、MIL などの規格を利用することが多い。現在では大規模の計算機プログラムが開発され、すべての干渉源の周波数スペクトラムの予測や被干渉回路に対するマージンを計算することができ、より正確な規格を定めることが可能であるが、ここでは簡単なモデルによる放射干渉雑音限界の決定を例に挙げる。

電離層観測衛星 (ISS) には高感度の電波雑音観測装置が搭載され宇宙雑音を観測するミッションをもって、衛星搭載機器の雑音を電波雑音観測装置受信機の最小受信感度以下に抑圧することがシステム設計の一つの要点であった (第 5 図)。最も簡単なモデルとして、衛星の計装配線に許容される干渉雑音の限界は次のように与えられる。

$$\begin{aligned} \text{[干渉雑音限界 (f)]} \\ = & \text{[最小受信感度 (f)]} + \text{[結合損失 (f)]} \\ & + \text{[衛星構体の遮蔽効果 (f)]} - \text{[マージン]} \end{aligned}$$

周波数 f に対して、結合損失および衛星構体の遮蔽効果はモデル実験と解析によって求められる。最小受信感度 $-23 \text{ dB}\mu\text{V}$ 、結合損失 50 dB 、衛星構体の遮蔽効果 10 dB 、マージン 6 dB を与えると、干渉雑音限界は $31 \text{ dB}\mu\text{V}$ と計算される。また受信機の受信帯域幅を 1 kHz にすると広帯域性干渉雑音限界は 61

第 5 図 RE についての説明図

$\text{dB}\mu\text{V}/\text{MHz}$ となる。このようにして考えられる経路についての干渉雑音限界および干渉感度限界を決めるが、このとき重量、寸法、コストの増加などの要因についても考慮する必要がある。

4.3 電磁適合性設計

4.3.1 システム設計における EMC これまでにも述べたように、開発段階に従って設計活動の内容も変化する。システムの立場からすれば開発初期に衛星のシステム性能要求を満足させる EMC 管理の具体的な計画を明らかにする。すなわちシステムに対する干渉経路分析をはじめとする解析、検討を行ない、設計基準、干渉モードに対する規格、試験要求、試験法の設定を行なって、それらをシステム仕様の一部として各設計者に示す。次にコンポーネント設計中に発生する問題点のシステムの見地からの解析、検討、指示を行なうとともに試験結果についての評価を行なう。またシステム設計では 4.1 にあげた特殊な問題、すなわち磁気特性上の干渉、プラズマによる干渉、帯電、放電による干渉などを考慮せねばならない。

① 磁気特性上の干渉：人工衛星では使用される部品、材料等により磁気モーメントを生ずる。一例として第 6 図に使用リレーの個数と搭載機器の磁気モーメントとの関係を示す測定例を掲げた。これは地磁気との相互作用により低高度衛星の姿勢安定に影響を及ぼし、あるいは搭載された地磁気検出器に対する誤差の要因となる。したがって人工衛星では衛星の磁気モーメント (またはある位置での磁気の強さ) を規定される値以下に管理することが要求される場合がある。このとき、設計における部品、材料の選定、機器配置の

第 6 図 搭載機器の磁気モーメント

最適化, ならびに磁場測定が要求される¹⁾.

② プラズマによる干渉: 人工衛星のミッションとしてプラズマパラメータの測定が要求されている場合, 測定対象のプラズマを人工衛星自体が乱しては測定の意味がない. いかにして衛星からの干渉を最小にとどめるかが重要である²⁾.

③ 帯電, 放電による干渉: 高々度衛星では磁気嵐の影響によりとくに日陰時に高電位に帯電する. 衛星の形状にもよるがマイナス数百ボルトからマイナス10キロボルトにもなることが報告されている^{3), 4)}. 一方, 人工衛星では熱制御上多層の熱絶縁材料が使用されるので層間帯電が生じないよう, 十分なアースを各所にとり衛星の一部だけが帯電しないよう注意することが必要である.

4.3.2 搭載機器の設計における EMC 与えられた干渉雑音限界および干渉感度限界要求を満足するよう機器を設計することである. 一般的な設計上の考慮は後述するとして二, 三の例をあげてみる.

① 例1 (伝導干渉): 低レベル信号のモニタを行なっている第7図のような回路の場合, 電源ラインからの雑音が直流増幅器の非線形素子により検波され, 出力に重畳される. とくに高周波に対してフィルタの雑音抑圧が不十分な場合干渉を起こすことがある. これは増幅器の帯域制限, フィルタの高周波特性改善により干渉を防ぐことができる.

② 例2 (伝導干渉): 第8図のような受信入力回路で, 入力回路開閉の必要からリレーを使用する場合がある. このときリレー駆動回路から雑音はいり受信感度に影響を及ぼす. これに対しては予測される雑音を十分抑圧しかつリレー駆動回路方式に悪影響を及ぼさないフィルタを決めることによって解決できる.

③ 例3 (トランジェント干渉) 電源ラインのスパイク雑音の影響: 電源バスラインには衛星の補助推進

第7図 モニタ回路

第8図 受信機入力回路例

用スラスタを駆動するときなどのスイッチング負荷によるスパイク雑音が重畳される. したがってスパイク雑音に弱いデバイス, とくに低レベルのパルス信号を増幅するユニットでは十分な対策が必要である. もしこのスパイク雑音によりせのパルスが出ることになればたんに S/N が悪くなることのみでなく, 誤動作を引き起こすことになる. 対策としては電源入力回路での雑音除去および増幅器の周波数応答を必要最小限とするなどである.

④ 例4 (RF* 放射電界による干渉): 人工衛星には通信用の送信機が搭載され, この電波が自己に搭載される他の機器に影響を与える. たとえば RF 電界により直流増幅器出力がオフセットしモニタ回路の機能を果たせなくなる可能性がある. 実験的な例では第9図のごとき回路に 300 MHz の RF 放射を加えモニタ回路の出力レベルがどのように変化するか調べたことがある. 図に示すごとく電界強度とともに増幅器出力がオフセットするので, とり扱う信号のレベル, 帯域の制限など十分な検討が必要である.

⑤ 例5 (スクイブ(爆管)点火回路): 人工衛星には火工品が搭載されることが多い. 第10図のように,

第9図 RF 放射による直流増幅器出力オフセット

第10図 スクイブ点火回路概念図

* Radio frequency

④ケーブルには RF 遮蔽効果をもたせ他の計装配線からは分離する。⑤通常ではスクイブを両端短絡状態としておく。⑥フロートングのラインがないよう(図で抵抗Rを入れる)にし、静電気が発生しないようにする。⑦安全ジャンパーと安全リレーを入れる。⑧スクイブが点火後短絡しても問題ないよう熔融性抵抗器(r)を入れる。などの安全上、干渉防止上の対策を行なう。

以上いくつかの設計上の対策例を挙げたが、このような簡単なものでもかなり開発が進んでからでは改善に多大の労を要することになる。なお一般的な EMC 上の対策について体系的に整理すると次のようになる。

また、回路設計については、振幅制限、波形整形、ブランキング、位相相殺、濾波など数多くの方法がある。これら個々の問題についてふれるのは本稿の目的ではないので省略するが、資料は豊富でハンドブックとしてまとめたものもある⁵⁾。

4.3.3 計装設計における EMC 人工衛星の計装設計は大別して二つに分けられる。すなわち第一は基本設計段階における機器間の信号インタフェースのとり決め、第二はすべての機器がシステムとして組み込

図中の数字はルート番号、()内の数字はCm単位でその長さを示す。

第11図 計装設計における電磁適合性マップ

まれた状態において相互に干渉を起こすことのない計装設計である。第一の基本設計に基づき計装の実装設計を行なう。まず一定の設計基準に従って線材の選定を行ない第11図に示すような計装のモデルを作る。

このモデルにおいてラインごとの干渉マージンを計算し^{6),7)}、マージンができるかぎり最適となるよう修正を行なう。なおライン j のマージン M_j はデシベル単位で

$$M_j = -20 \log \frac{1}{(As)_j} \sum_i \sum_m \times \int_{f_{\min.}}^{f_{\max.}} G_{im}(f) T_{ijm}(f) P_j(f) df$$

と計算される。

ここで関数 $G(f)$, $T(f)$, $P(f)$ はそれぞれ干渉雑音スペクトラム、伝達関数、被干渉回路の周波数特性である。

4.4 電磁適合性試験と試験法 試験の計画に当たっては効果的な内容を考えねばならない。すなわち開発の程度およびシステム全体との関連を考慮し、有効的な試験内容と時期を選択する必要がある。通常、開発のできる限り初期の段階で試験による設計の評価を実施し、後になって問題を引き起こすことを避ける一方、すでに実績あるものに対してはあらためて試験を実施しない。また試験法は標準化されたものでなくてはならないが、MIL-STD-461 A の要求に対応した試験法として MIL-STD-462 に基づく測定方法が一般に行なわれている。

5. おわりに

人工衛星システムでは各種機器が相互にミッション要求およびシステム性能を満足するかどうかの検討を設計の基本的段階で十分行なう必要がある。初期段階で気をつけることにより問題の発生を未然に防いだ例は多い。これには EMC 概念の応用が有効であり、最近よくいわれる VA (value analysis) などに通ずるものがある。

一方、EMC とは広く設計の底辺に根ざしたものでなくてはならない。たとえば汎用の電源で調整試験していたときはよい性能が出ていたが、衛星に組み込むと電源ラインの雑音に影響を受け干渉を起こすような設計では、人工衛星搭載機器を設計したことにはならない。このことは大きなシステムから IC 内の回路のような小さなシステムまで共通することであり、この小文がいろいろの段階でシステムの設計にあたられる方々への認識の一助となれば幸いである。

参考文献

- 1) 内倉謙司, 岸田英穂, 笠井鯉太郎, 津屋直樹: 人工衛

- 星の磁気モーメント, 昭和49年度電子通信学会全国大会, No. 2415 (1974), 2419.
- 2) 内倉謙司, 小村宏次, 笠井鯉太郎, 堀 有二: 人工衛星アンテナ誘起電圧のプラズマシースへの影響, 昭和46年度電子通信学会全国大会, No. 432 (1971), pp. 434.
- 3) DeFOREST, S. E.: Spacecraft [Charging at Synchronous Orbit, Journal of Geophysical Research, Vol. 77, No. 4 (1972/2), pp. 651-659.
- 4) KEISER, B. E.: ATS-6 Spacecraft Surface Treatment for the Control of Electrical Discharges,

- IEEE Trans. on EMC, Vol. EMC-17, No. 4 (1975/11), pp. 226-233.
- 5) WHITE, D. R. J.: Electromagnetic Interference and Compatibility, Vol. I-V, Don White Consultants, Maryland (1960).
- 6) 笠井鯉太郎, 堀 有二: 電磁適合性解析プログラム, 昭和47年度電子通信学会全国大会, No. 302 (1972), pp. 303.
- 7) 内倉謙司, 岸田英穂, 向井長夫, 笠井鯉太郎: 電磁適合性解析の人工衛星計装設計への応用, 昭和47年度電子通信学会全国大会, No. 303 (1972), pp. 304.

成層圏の汚染*

藤 原 俊 隆**

1. はじめに

成層圏オゾン減少の問題を聞くたびに私が思い出すのは、2年ほど前にふと耳にしたアメリカのあるグループが提唱していた大がかりな研究プロジェクトである。これは飛行機に載せて成層圏まで Cl_2 ガスを運び、放出し、この気体が成層圏化学に及ぼす影響を見ようというきわめて実際的かつ雄大な、したがって巨額の資金を要するプロジェクトであった。 Cl_2 はフロンや固体ロケット排気ガスに含まれる代表的なオゾン破壊触媒と考えられ、これをタイミングよく乱れていない上空に放出し、反応特性時間である4時間以内に完全な拡散が生じないようにねらいを定める必要がある。テキサス上空あたりに統計上乱れの少ない空の領域があるとか、どのようにリモートセンシングするかなどが議論され、聞いている私にはとても面白かった。

このような実験を行なう目的は、これまでの観測、実験、理論計算の予測する結果がなお数百%の不確定性をもっているからであり、その意味で成層圏物理・化学の研究はまだ始まったばかりといえる。これまで多くの研究がなされたにもかかわらず成層圏での化学物質の挙動すなわち反応速度や輸送係数が厳密に与えられておらず、計算機シミュレーションもすべての現象を含んだ三次元非定常プログラムからはほど遠く、したがって人工衛星や飛行機、気球などによる観測結果を説明できない。こうなると、たとえばオゾン濃度の減少が観測されたとしても、それがはたして航空機やフロン等の人工的な汚染によるのか、季節変動や太陽活動の変化によるのか、火山活動や隕石や宇宙

線がもたらすのか、一意的に決定することができなくなる。このようなあいまいさを除き、一気に Cl_2 のオゾン破壊を解明しようというのが上記の実験のねらいなのである。ここでつけ加えておくと、このような成層圏観測に用いられる飛行機はかの有名な U2 で、そのペイロードと翼面荷重の関係からなるほどとうなずかれる。

2. 成層圏とは

成層圏(stratosphere)は航空関係者にはなじみ深い。第1図に示されるように、赤道上では対流圏が高度16 km に達し、極付近では8 km である。この対流圏界面(tropopause)より上部で約50 km の成層圏界面(stratopause)までが成層圏とよばれる領域で、緯度によってその下限が異なるのは地球自転の影響である。成層圏では太陽からの紫外線が吸収されるため、上方ほど温度が高いという逆転分布がはじめて存在している。したがって、上下方向の対流がなく、この方向の物質移動はきわめて起こりにくい。いったん成層圏にはいった物質、たとえば NO_x , SO_x , ハロゲン元素(Cl, F), 粒子, 炭化水素などは、この内部では自由に動きまわり、東西方向には数日~2, 3週間、南北方向には2, 3カ月という特性時間で混合が生じる。成層圏はきわめて安定しており、乾燥しているため、いつも快晴である。過去1世紀にわたってわずか150回ぐらいしか雲が観測されていないという報告がある¹⁾。これは一つには0.1~0.001気圧という低圧で雲を発生するに十分な低温がめったに成層圏で実現しないことにもよる。

第1図に示されるように、成層圏のもう一つの特性はせいぜい 10^{12} molec/cc という濃度のオゾンの存在である。この値はきわめて小さく、最大濃度の23 km

* 昭和53年2月7日原稿受理 Stratospheric Pollution
 ** 名古屋大学工学部航空学科 Toshitaka FUJIWARA