

## SFU 環境観測用分光器

横田俊昭\*・佐々木進・河島信樹・渡辺勇三

(1988年4月20日受理)

## Spectrometer to observe the Spacecraft Environment on SFU

By

Toshiaki YOKOTA, Susumu SASAKI, Nobuki KAWASHIMA  
and Yuzo WATANABE

**Abstract:** The spacecraft environment is discussed according as the optical circumstances and the spectrometer (SPC) onboard Space Flyer Unit (SFU) is reported.

The optical researches have been performed in experimentally and theoretically since 1960's and accelerated on Space Shuttle missions. Especially, the investigation of "Shuttle Glow" became great topics. Moreover, the existence of secondary ion beams and the electromagnetically turbulence around the orbiter were found.

The SFU is now planned and to be launched in 1990's. An Environmental Diagnostic Package (EDP) is planned on SFU. This is designed to study the spacecraft environment, systematically. The spectrometer (SPC) on EDP is designed to investigate the optical phenomena such as the Shuttle Glow as one of diagnostic equipment connect with another observation methods and also the optical properties of test pieces used in the space. The SPC is based on the commercial monochromator (JASCO CT-10) and its spectral covering range is 3000-8000 Å with resolution

---

\* 愛媛大学教養部・物理学教室

of 25 A, and its aperture ratio is F 3.0.

This report shows some of optical observing targets and a master plan of spectrometer (SPC) which is to be used in the EDP first mission.

## 序 論

1960年代の人工衛星打ち上げ成功以来数多くの人工飛翔体が宇宙空間へ打ち上げられてきた。また、それらの宇宙空間への滞在期間も年々長くなってきている。更に、1980年代になってからスペースシャトルが出現するに及んで、従来は使い捨てであった飛翔体が再使用されるようになってきた。このような歴史的流れの中にあつて、スペースステーションの建設計画が1990年代に計画されている。これらの背景から、飛翔体を取り巻く環境の研究が切望されるようになってきていて、アメリカではこの分野の研究が急速に進みはじめている。

飛翔体を取り巻く宇宙環境の研究は、近い将来宇宙空間に大型の構造物・スペースステーションが構築されるようになった時に重要となってくるであろう。宇宙環境の中でとりわけ重要なのは、高速プラズマと固体壁との相互作用の研究である。理論的な側面からの研究とあいまつてスペースシャトルを利用して実験的な研究の端緒がOSS-1, SPACELAB-2で開かれた。これらの実験等から、飛翔体周辺を流れる2次イオン流、タービュレント状態等の発見から、シャトルグローの研究、衛星表面化の酸化・腐食の研究に到る総合的な研究が盛んとなってきている。

ここでは、シャトルグローに代表されるような、宇宙空間で発光をともなう飛翔体の器壁と宇宙プラズマ流との相互作用の観測、宇宙空間でのアクティブ実験の観測、その他様々

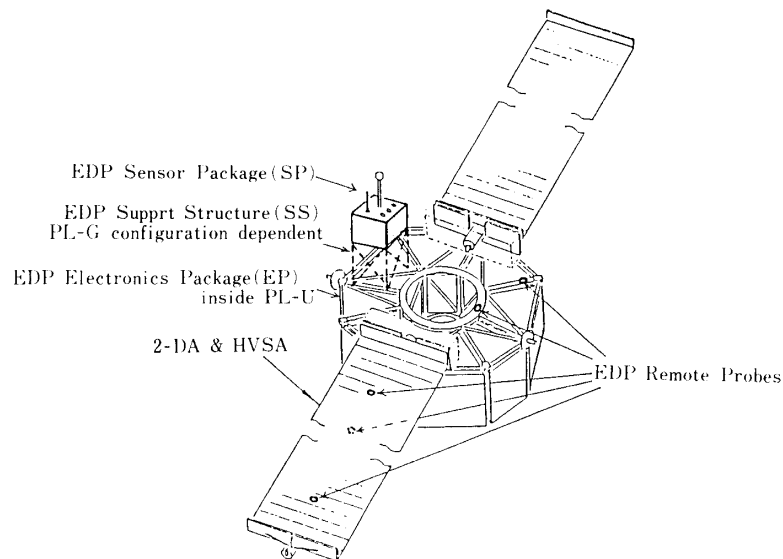


Fig.1 SPCが搭載されるSFUの外観

なミッションに伴って起るであろう発光現象を観測する多用途な分光器（モノクロメーター）について述べる。この分光器は、1992年に初飛行が予定されている小型宇宙プラットフォーム(SFU)計画の環境モニター装置の1つとして搭載することを目的として設計・製作される(Fig.1)。これらの環境モニター装置は、従来のミッションとは異なり、繰り返し使用する事を前提として製作されている。更に、SFUの理工学実験として計画されている物の中には、ロボット実験・テザー衛星実験を組み込んだ研究が行われる予定になっていて、これらにも総合的な環境計測が要求されている。

この報告では、現在迄に行われている光学計測の結果について述べるとともに、今回開発する環境計測装置の1つである光学環境測定装置として開発される分光器・フォトメーターの性能について述べるとともに、宇宙空間における新たな光学実験計画についてもSFUに関連して述べる。

### 飛翔体環境

光学的計測の対象となる飛翔体を取りまく粒子環境は、次に述べる事柄に要約できる。(1)天然の宇宙空間プラズマ、(2)磁場・電場との相互作用によるプラズマの加速と飛翔体の帯電・放電、(3)飛翔体からの気体・液体の放出とアクティブ実験に伴うプラズマ等の放出、に起因するものが考えられる。

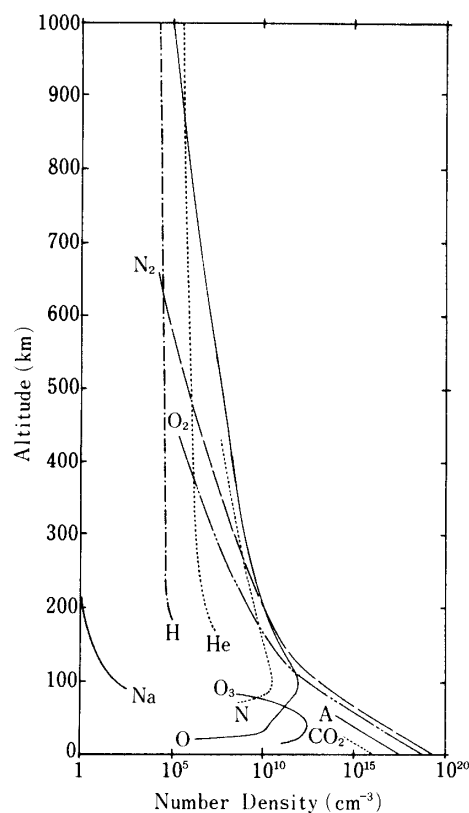


Fig.2 地球上層大気の組成と密度分布 (大林 辰蔵<sup>b)</sup>, p.27)

飛翔体の表面・周辺で発生する様々な発光現象は、現実には複雑に絡み合っている。ここでは、発光現象を光学計測し、その発光の素過程を解析する為に必要と考えられる基礎的事柄を(a)～(c)にまとめる。

#### (a) 地球上空の大気・プラズマの組成

地上 100 km 付近迄は組成は地上とほぼ同一であるが、これより上空に行くと拡散平衡の状態になって、200～500 km では酸素(O)原子が主な成分となり、更に上空へ行くとヘリウム原子や水素原子の占める割合が多くなっていく (Fig 2)。また、昼間は太陽光、夜間には地球コロナからの Ly- $\alpha$ , Ly- $\beta$ , さそり座 XR-1 による X 線による電離によって種々のイオンが作られている。これらの原子・分子・イオンに飛翔体が曝されると、酸化等の劣化・表面材料の変質等が発生することになる。

#### (b) 帯電現象

飛翔体は宇宙空間においては電気的には孤立系となっている。宇宙プラズマ、太陽光に曝されている飛翔体は、入射電子・イオン流、二次放出電子・イオン流、散乱電子・イオン流、光電子放出電流等の収支によって、そのポテンシャルが決定される。これらの中では入射電子電流が大きいため、一般的には飛翔体は負に帯電することになる。ところが、太陽光に曝されると光電子が放出されるので、日照側の帯電電位は小さくなる。このため、同一飛翔体で電位差が生じることになる。また、サブストームに曝されると電子・イオンが大量に流入する結果局所的な帯電が生じ、電位差が生じることになる。このために、飛翔体の構体と絶縁表面材との間等で放電が生じることもある。[1]

#### (c) 飛翔体からの放出物

飛翔体は宇宙空間で様々な物質を放出している。その第一番目は姿勢制御のためのスラスタファイアリングである。この目的のためにヒドラジン等のガスが相当量放出され周辺にガス環境に変化を与えていると考えられる。第二番目は燃料電池を使用している場合には水の放出が行われる。スペースシャトルの例では、温度制御を目的として蒸気の形で放出するフラッシュエバポレーターと液体のまま放出するウォーターダンプの2通りが行われた[2]。第三番目は飛翔体からのアウトガス、気密部からのガスクリークが考えられる。その他、飛翔体でアクティブ実験が行われる場合には種々な成分から成るプラズマ・ガス等々の放出がある。

このような種々の原子・分子・電子・イオンは高速で運動する飛翔体のラム側（進行方向側）ではよどみによってそれらの密度は増加するが、ウェイク側（後方側）では逆に密度は減少している。これらの事柄が複雑に絡み合って飛翔体表面の酸化・腐食、放電、発光現象（シャトルグロウ）等の様々な現象が起っていると考えられる。環境モニター装置として搭載される分光器（SPC）で観測・分析できるであろういくつかの事柄について以下で詳細に検討してみる。

### 分光観測

宇宙空間に於ける粒子の組成、エネルギー、密度は地球からの高度のみならず、昼側にあつて太陽光の照射を受けているか夜側にあるかによって変化する。昼側と夜側での大気

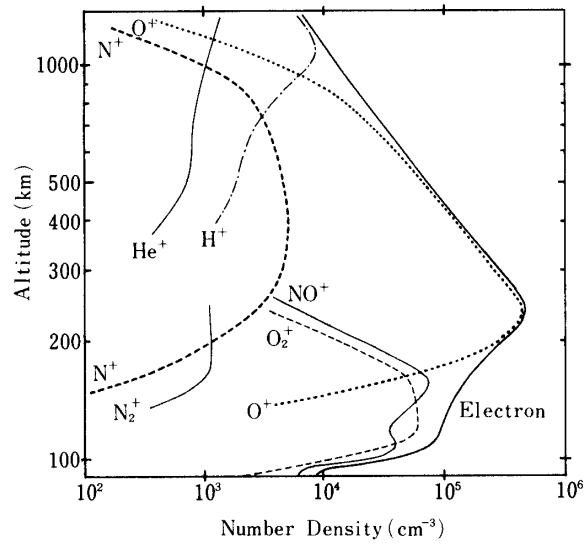


Fig.3 昼間の地球上層のイオンの組成と密度分布.  
(永田 武他<sup>a)</sup>, p.191, Johnson, 1976 に基づくデータ)

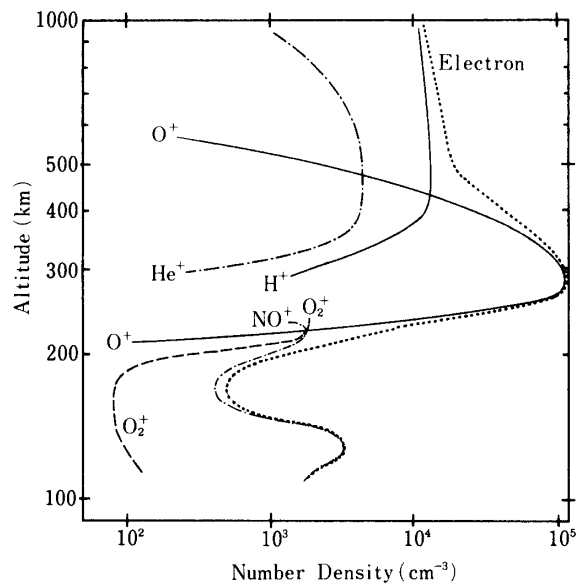


Fig.4 夜間の地球上層のイオンの組成と密度分布.  
(永田 武他<sup>a)</sup>, p.192, Johnson, 1967 に基づくデータ)

の組成の違いを Fig.3 と Fig.4 に掲げた。さらに、宇宙空間プラズマは太陽活動に大きく依存している。サブストーム時と非サブストーム時のパラメーターの例を、静止衛星軌道付近の場合について Table 1 に示した。[3]

Table 1 静止衛星軌道付近のプラズマパラメーター

| 粒子   |         | サブストーム時                                | 非サブストーム時                               |
|------|---------|----------------------------------------|----------------------------------------|
| 電子   | 入射電流密度  | $-10^{-8}$ A/cm <sup>2</sup>           | $-10^{-11}$ A/cm <sup>2</sup>          |
|      | 平均エネルギー | 6 keV                                  | 1 keV                                  |
| 正イオン | 入射電流密度  | $+5 \times 10^{-12}$ A/cm <sup>2</sup> | $+5 \times 10^{-15}$ A/cm <sup>2</sup> |
|      | 平均エネルギー | 12 keV                                 | 6 keV                                  |
| 二次電子 | 放出電流密度  | $+4 \times 10^{-9}$ A/cm <sup>2</sup>  | $+4 \times 10^{-12}$ A/cm <sup>2</sup> |
| 散乱電子 | 後方電流密度  | $+2 \times 10^{-9}$ A/cm <sup>2</sup>  | $+2 \times 10^{-12}$ A/cm <sup>2</sup> |
| 光電子  | 放出電流密度  | $+10^{-9}$ A/cm <sup>2</sup>           | $+10^{-9}$ A/cm <sup>2</sup>           |

## (a) 帯電に伴う現象の観測

飛翔体の帯電は流入する種々の電流の収支によって決定される。入射電子電流( $I_e$ )、入射正イオン電流( $I_i$ )、放出二次電子電流( $I_{se}$ )、後方散乱電子電流( $I_{be}$ )、放出光電子電流( $I_{pe}$ )の飛翔体に対する流入・流出の様子と、それらによって決定される帯電ポテンシャルを Fig.5 に示した。飛翔体に流入する全電流密度  $I$  は、

$$I = I_e - (I_i + I_{se} + I_{be} + I_{pe}) \quad (1)$$

と表わせるので、近似的には、飛翔体の表面積を  $S$ 、静電容量を  $C$  で表わすと帯電電位  $V$  は次式で表わせる。

$$V = S/C \cdot \int I dt \quad (2)$$

更に、飛翔体を半径  $r$  の球と仮定し、全入射電流密度を  $I$ 、表面には厚さ  $d$  で比誘電率  $\epsilon$  の絶縁材料が取り付けられているとすると、絶対帯電の時定数  $\tau_a$  は、

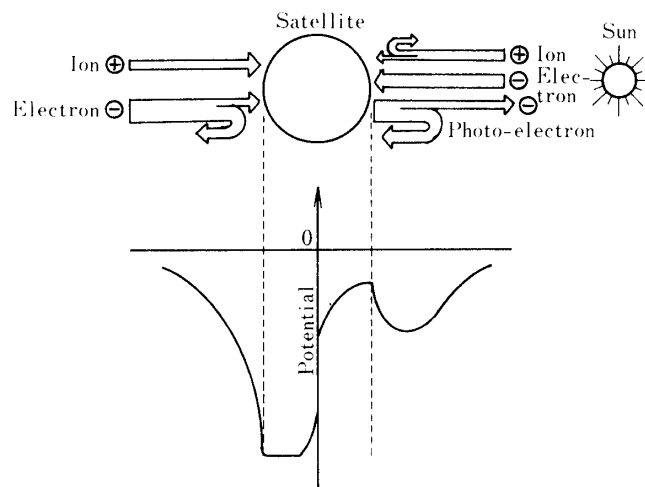


Fig.5 飛翔体に対する電子・イオンの流出入の様子と、飛翔体の電位分布。(西本 博信等<sup>31</sup>による)

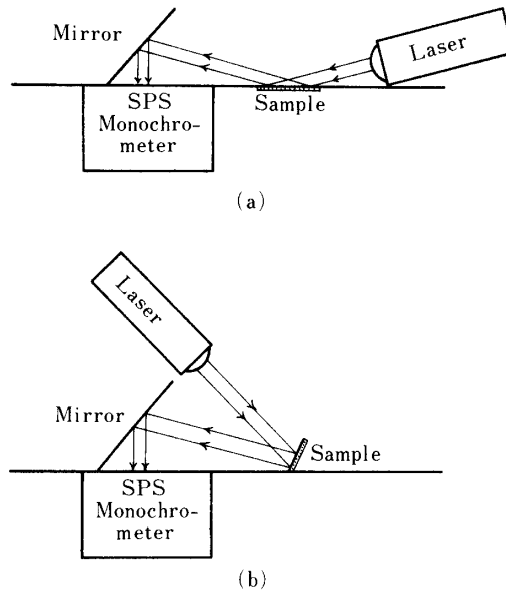


Fig.6 SFU 搭載の分光器によるサンプル物質の酸化・腐食等を測定するための光学配置案. 光源としては半導体レーザー, タングステンランプの利用が考えられる.

$$\tau_a = CV/4\pi r^2 I \quad (3)$$

局所帯電の時定数は  $\tau_p$  は,

$$\tau_p = \epsilon_0 \epsilon V/d \cdot I \quad (4)$$

と表わすことができる。一般的には絶対帯電の時定数  $\tau_a$  が局所帯電の時定数  $\tau_p$  に比べて小さくなる[3]。飛翔体が負に帯電すると、電子は減速され、イオンは加速される。また、推進剤・スラスター剤が静電的に表面に付着する可能性、放電の発生、ひいては放電による二次生成物の付着等が起ることが考えられる。これらの放電の様子等はテレビカメラによる撮影が最も直接的であり、全体像を把握するのに適していると考えられる。

分光器による飛翔体表面への付着現象を実験的に観察する方法の一例として、半導体レーザー、タンングステンランプ等を光源とした反射スペクトル・反射率の測定を行う実験を提案する (Fig.6)。この方法は、実験室に於て模擬実験によって反射スペクトル・反射率のデータを得られる事と、飛翔体表面に取り付けた試験材料をフライト後に入手出来るので付着物を詳しく分析でき、有益な方法の一つと考えられる。

#### (b) シャトルグローの観測

飛翔体表面での発光現象は Explorer-C に搭載されたフォトメーターで 1974 年に観測されたのを始めとして、1982 年の Space Shuttle 3 号機での写真が公表されるに及んでシャトルグローと呼ばれ注目されるようになった[4]。発光部が飛翔体のラム側であることから高速で運動する飛翔体の全面に圧縮された原子・分子・イオンに飛び越んでくる粒子

Table 2 シャトルグローで放射が期待されるスペクトル

| 発光物質                        | 遷移                            | 波長 (Å)      | $\tau$ | 備考                   |
|-----------------------------|-------------------------------|-------------|--------|----------------------|
| O                           | $^1S-^1D$                     | 5577        | 0.74 s | Aurora green         |
|                             | $^1D-^3P$                     | 6300, 6364  | 110 s  | Aurora red           |
|                             | 3 s-4 p, 3 s-3 p              | 8446, 11290 |        |                      |
| O <sup>+</sup>              | $^2P^0-^2D^0$                 | 7319, 7330  | 5 s    |                      |
|                             | $^2D^0-^4S^0$                 | 3727        | 3.6 h  |                      |
|                             | $^2P^0-^2S^0$                 | 2470        | 5 s    |                      |
| N                           | $^4S^0-^2P^0$                 | 3466        | 12 s   |                      |
|                             | $^4S^0-^2D^0$                 | 5200        | 26 h   |                      |
|                             | $^2D^0-^2P^0$                 | 10400       | 12 s   |                      |
| N <sup>+</sup>              | $^1S-^1D$                     | 5755        | 0.9 s  |                      |
|                             | $^1S-^3P$                     | 3063        | 0.9 s  |                      |
|                             | $^1D-^3P$                     | 6548        | 4.3 m  |                      |
|                             | $^1D-^3P$                     | 6583        | 4.3 m  |                      |
|                             | $^3P^0-^3D$                   | 5686        |        |                      |
|                             | $^3P^0-^3D$                   | 5003        |        |                      |
| O <sub>2</sub>              | $A^3\Sigma_u^+-X^3\Sigma_g^-$ | 3500~4500   |        | Herzberg bands       |
|                             | $C^3\Delta_u-a^1\Delta_g$     | 3500~4500   |        | Blue bands           |
|                             | $b^1\Sigma_g^+-a^4\Sigma_u^-$ | 8645        |        | Atomospheric bands   |
| O <sub>2</sub> <sup>+</sup> | $a^1\Delta_g-X^3\Sigma_g^-$   | 15800       |        | IR Atomosph. bands   |
|                             | $b^4\Sigma_g^- - a^4\Pi_u$    | 5000~6000   |        | 1 st Negative bands  |
| N <sub>2</sub>              | $A^3\Sigma_u^+-X^1\Sigma_g^+$ | 3500~4500   |        | Vangard Kaplan bands |
|                             | $C^3\Pi_u-B^3\Pi_g$           | 3000~5000   |        | 2 nd Positive bands  |
|                             | $B^3\Pi_g-A^3\Sigma_u^+$      | 5500~10500  |        | 1 st Positive bands  |
| N <sub>2</sub> <sup>+</sup> | $B^3\Sigma_u^+-X^2\Sigma_g^+$ | 3000~4500   |        | 1 st Negative bands  |
|                             | $A^2\Pi_u-X^2\Sigma_g^+$      | 7000~14000  |        | Meinel bands         |

(原子・分子・イオン) の衝突による励起であると考えられているが、現在迄のところ定説は現れていない。Space Shuttle 3号機の例では、シャトルグローの厚さは0.1~0.2 mで、その強度は10 kR以上に達し、可視域から赤外域にわたるバンドスペクトルであることが観測された。

飛翔体の速度は~8 km/sなので、大気を構成する粒子との相対的運動エネルギーは4~10 eVに相当する。この高度での大気の成分はN, O, NO, N<sub>2</sub>, O<sub>2</sub>である。これらの原子・分子がどのようなメカニズム(素過程)によって、どのようなスペクトルを放射するかについての定説はない。ここで、オーロラ・夜光で観測されているスペクトルとその素過程がシャトルグロー内部で起っている素過程を調べる良い手掛りになると考えられるので、オーロラと夜光のスペクトルを参考にして上記の原子・分子が放射する可能性のあ

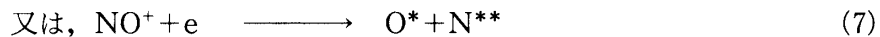
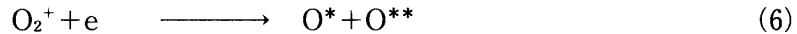
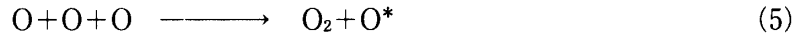


るものの一覧を Table,2 に掲げた.

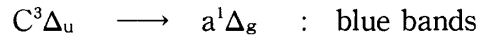
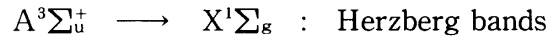
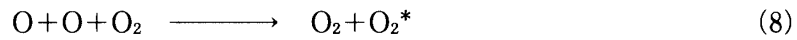
(a) Chapmann の理論と粒子説に基づいた考察

この Table 2 に掲げられたスペクトルの放射を起すために必要な励起を行う粒子は、オーロラでは高速の陽子と二次電子であり、夜光では電子と光子( $h\nu$ )であると考えられている。発光に必要な励起を引き起こす素過程を夜光に対する Chapmann の理論とオーロラに対する粒子説を参考にして記す。

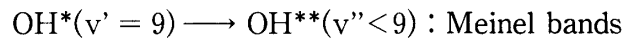
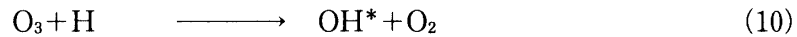
(i) OI 5577,6300 A



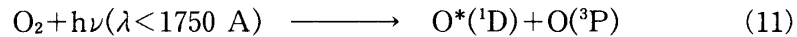
(ii) O<sub>2</sub> Herzberg bands, blue bands



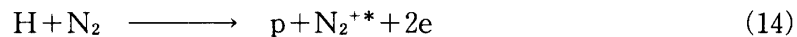
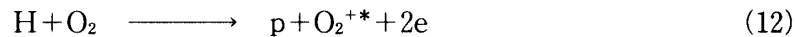
(iii) OH Meinel bands



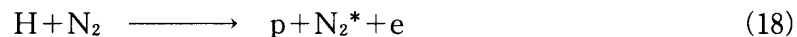
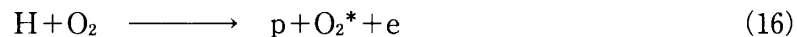
(iv) シューマン・ルンゲ解離



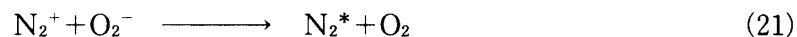
(v) N<sub>2</sub><sup>+</sup>, O<sub>2</sub><sup>+</sup> 1st negative bands



(vi) N<sub>2</sub>, O<sub>2</sub> の bands



(vii) 正負イオンの衝突



(viii) その他の衝突

電子と原子・分子・イオンとの衝突による直接励起

シャトルグローの発光メカニズムを研究する手段の1つとして分光観測は有力な手掛りを与える。しかし、分子の放射するバンドスペクトルは、異なる分子でも同一の波長域に

そのスペクトルを持っている。この事がメカニズムの解析を複雑にしている1つの理由と考えられる。従って、可能なかぎり分解能の良い分光器を用いたスペクトルの観測が行われる事と、粒子の組成とエネルギーを解析する測定器とによる同時観測が行われる事を提案する。

ここで、今迄、シャトルグローを観測し提唱されているいくつかの発光メカニズムについての整理を行って、SFU搭載の分光器を用いてこの観測を行う場合の参考とする[5]。

(i) 大気中のNOと表面に吸着されたOに起因するという説

これはTorrによって1983年に提唱されたもので、ラム域のOが一旦吸着され、それがラム域にあるNOと反応しNO<sub>2</sub>を生成、これが発光粒子の主成分であるとした[6]。この説の特長はラム域中のOの量に依存していて、発光強度がOの密度に比例するという衛星での観測事実とは一致する。

(ii) 大気中のOとN<sub>2</sub>が表面に吸着してNO<sub>2</sub>を生成する説

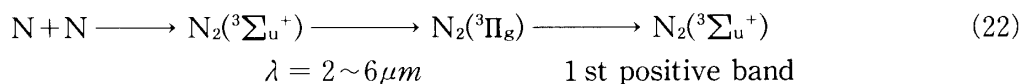
これはSwenson et. al.とEngbreton and Hedlinによって提唱された[7]。大気中のOとNが表面にNO(B<sup>2</sup>π)の形で吸着しそれにOが衝突しはがれる時にNO<sub>2</sub>を形成しそれが発光するという説である。このメカニズムは効率が良いのが特長である。

(iii) OH Meinel band説

Slangerによって1983年に提唱され、OとH<sub>2</sub>Oの衝突によって生成されるOHが放射するMeinel bandがシャトルグローの主成分であるという説である[8]。

(iv) N<sub>2</sub> 1st positive band説

Greenによって1984年に、Torrによって1985年に提唱された[9]。表面付近でNからN<sub>2</sub>(<sup>3</sup>Σ<sub>u</sub><sup>+</sup>)の分子状態に再結合し、この準安定状態から<sup>3</sup>Π<sub>g</sub>へ遷移して1st positive bandの放射を行うというのがあらましである。即ち、



飛翔体の表面に衝突・解離  
Metastable,  $\tau = 6 \sim 8 \mu\text{sec}$   
 $\tau = 10^{-2} \sim 10^{-4} \text{sec}$

シャトルグローの強度(数百kR)をもとにして得られたN<sub>2</sub>(<sup>3</sup>Σ<sub>u</sub><sup>+</sup>)の生成確率は0.2~0.1%であった。衝突エネルギーがN<sub>2</sub>を解離するのに必要な9.8eVに足りるかどうかの点で疑問が出されているにしても、このメカニズムはオーロラの発光メカニズムとして重要な一つを基礎に置いている点は注目に値する。

(v) O, O<sub>2</sub>吸着説

表面に吸着したフェルミ準位にあるO, O<sub>2</sub>がadsorbate準位に遷移する時に放射する光がシャトルグローであるとPrinceが1985年に唱えた[10]。このメカニズムでは入射するO, O<sub>2</sub>のエネルギーが充分大きい必要があるが、放射されるスペクトルは4000~8000Åなので(i), (ii)のNO<sub>2</sub>説の欠点であった赤側(6400Å)でスペクトルの強度が急激に減少する点を説明できる。このメカニズムによる光の放射効率は10<sup>-5</sup>~10<sup>-9</sup>である。

以上でシャトルグローの発光メカニズムとして提唱されている主な説のいくつかを列記した。シャトルグローを分光観測するには、飛翔体の運動エネルギー、粒子のエネルギー、

飛翔体の周辺の粒子環境を正確に把握する必要がある。更に、分光器は広いスペクトル範囲をカバーできるだけでなくスペクトルの分解能も良い事が望まれる。また、光の強度が低い事から明るい分光器が必要となり、受光素子も高感度でなければならない。

### 分 光 器

飛翔体(SFU)に搭載し、シャトルグロー、粒子による表面の酸化・腐食、アクティブ実験に伴う発光現象の観測等の多目的な用途に使用される分光器について述べる。このような目的に沿ってここで設計する分光器は次のような要求を充たすようにした。

- (1) 波長分解能をできるだけ良くする。
- (2) 観測できる波長域が広く取れる。
- (3) 明るく (F 数を小さく) する。
- (4) 高感度の受光素子を取り付ける。
- (5) 飛翔体表面から垂直方向にわたって観測できる。
- (6) 可能な限り小形・軽量である。
- (7) 繰返し使用 (再フライト) できる。
- (8) 組替自由なモジュール構造である。
- (9) 1次側電源・コマンド信号以外は内蔵させる。
- (10) フォトメーターの役割を兼ねさせる。
- (11) メンテナンスフリーである。

このような要求は、互いに相反する点が多いが、中でも(1)と(3)は分光器を設計するうえで特に厳しい要求である。これを補うためには(4)にあるように高感度の受光素子を用いるようにした。以上の条件のもとに製作する分光器は Table 3 に掲げたような性能となった。

Table 3 多目的 SFU 搭載用分光器の性能

| 項 目     | パラメーター                          |
|---------|---------------------------------|
| 焦点距離    | : 10 cm                         |
| 明るさ     | : F 3.0                         |
| グレーティング | : 1200 lines/mm                 |
| 波長範囲    | : 3000~8000 Å                   |
| スリット 幅  | : 25 μm (入・出射とも)                |
| 長さ      | : 5 mm (固定)                     |
| 分解能     | : ~25 Å (モノクロメーター)              |
| 波長再現性   | : ~5 Å                          |
| 検出器     | : フォトマルチプライアー<br>浜松オプトニカ R 1503 |
| 波長掃引方法  | : ステップモーターによるサインバー<br>の駆動       |
| 重 量     | : ~4.5 kg                       |

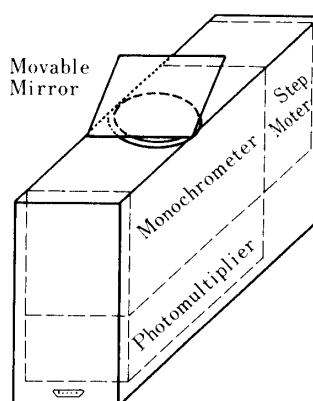


Fig. 7 SFU 搭載用分光器の外観。最初のフライトでは EDP 側面に取り付ける。

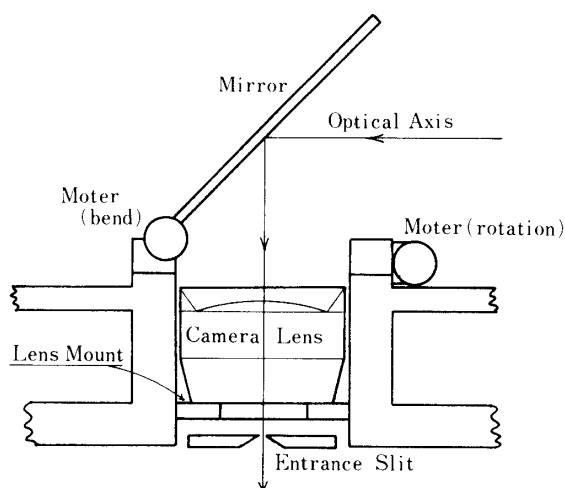


Fig. 8 分光器の入射スリット部の光学系。SFU の上空・ラム側・ウェイク側・資料面を観測できるようにするための鏡の回転機構，角度可変機構が組み込まれている。

この分光器の外観は Fig. 7 に示した。分光器の光学系は 1200 lines/mm のグレーティングと焦点距離 10 cm の凹面鏡 2 枚で構成されている。SFU に搭載される他の Environmental Diagnostic Package (EDP) とフライトのたびに組替えられることが予想されるので、取り付け位置は多少変更できるようになっている。電気系統の結線は一次電源、コマンド信号線、スペクトルデータ出力線のみで、規格化されたコネクタで接続できるようにした。分光器のモジュール (SPC) 内にはフォトマルチプライヤー、その高圧電源、サインバー駆動用ステップモーター、視野方向変更用ミラーとミラー駆動用ステップモーター等が配置されている。入口スリット前部には集光用光学系と光学軸変更用の鏡が配置されていて、飛翔体表面から垂直方向に到る半球内の現象を観測できるような可動機構が組み込まれている。この集光用光学系を Fig. 8 に描いた。レンズは熔融石英製で焦点距離 2

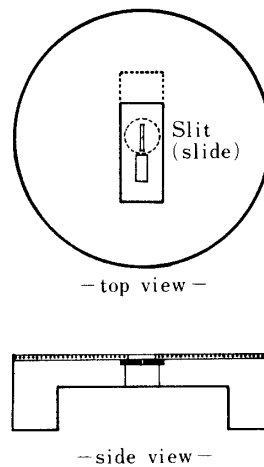


Fig.9 フォトメーターモードと分光器とを兼ねるときに、スリット幅を変更するための機構。ソレノイドによってスリット幅を 6 mm とすることで、観測波長範囲を 500 A とすることができる。

cm, 直径 1.5 cm で、フライトの目的に合わせてその部分は交換でき、種々の機構を組み込めるようにしている。

分光器の入射スリットと出射スリットの幅は、最初の設計では、モノクロメーター・モードでは  $25\mu\text{m}$ 、フォトメーター・モードでは 6 mm に設定されていた。スリット幅の切替機構は Fig.9 にあるように、一枚の板に  $10\mu\text{m}$  と 6 mm 幅のものが縦に配置されていて、ソレノイドによってスライドさせることで、入射側・出射側ともに同時に切替える構造としている。最初のフライトではモノクロメーターモードのみとなっているので  $25\mu\text{m}$  幅の固定スリットとなっている。

スペクトルのディテクターにはフォトマルチプライアーを用いるのを基本としていて、その電源はソケット部に組込まれた DC/DC コンバーターによって供給する構造とした。これによって、他のモジュールに対する EMI, 高圧のリークによる影響を最低限に抑える事と、電源系統の配線の簡素化をはかっている。SPC モジュールの構体内部に多少余裕を持たせて、ディテクターを目的に応じて変更できる。この様にしておけば、インテンシファイアーを置くなどの小さな変更が可能となるであろう。

SPC(分光器)システムは可能な限りメンテナンスフリーで使用できるように設計・製作されている。即ち、ディテクターの信号出力とスペクトル強度との関係、ステップモーターの回転角と波長との関係は打ち上げ前の地上テストの段階で標準光源に対しての校正値が保てるようにしている。しかし、フライト中にも何らかのキャリブレーション信号が必要な場合には、モジュール内に光源(発光ダイオードとフィルター等)を置いてキャリブレーション信号が得られるようにすることもできる。3000 A から 8000 A までの波長域を掃引するための所要時間は 10 sec とし、あらかじめプログラミングされた任意の設定波長の位置へもセ

ットできるようにする。また、太陽光を直視するような状態になると、フォトマルチプライアーを破壊するため、BOS(Bright Object Sensor)によって保護する機構を設けている。これは、フォトマルの出力信号を常時モニターし、一定の基準値を越えるとリレー回路によって、高圧電源をオフするようにしたものである。

SPSからの出力されるデータバスには、フォトマルチプライアーからの信号、波長を掃引した場合の波長マーカースignal、入射光の方向を示す信号が接続されている。また、フォトマルチプライアーからの信号は High Gein と Low Gain の2出力を用意している。SPSへのバスには電源とステップモーターのコントロール信号が入力され、モーターコントローラーを経てサインバー駆動用、観測方向駆動用ステップモーターに導かれる。

分光器はフォトマルチプライアーに至るまで光学系全てをあらかじめ標準光源(NBS Standard Lamp)に対してキャリブレーションを行っておく。さらに、打ち上げ前に分光器の波長再現性、信号出力をチェックする支援システムを用意する。このシステムは、波長のキャリブレーション用に小型低圧水銀灯、信号出力のチェック用に標準光源で校正されたタングステンフィラメント電球、SPCモジュールのコマンド入力端子を通してキャルを送る信号発生器、フォトマルチプライアーからの信号出力を表示するディテクターで構成されている。

以上が、SFUに搭載される光学観測システム(分光器：SPC)の構成である。このシステムは分光器を含めて大半が市販されている部品の組み合わせによって製作されている。それ故、もしもフライト後に不具合が発見され、部品を交換する必要が起きた場合、交換部品を入手する事も容易である。

## 結 論

ロケットで打ち上げシャトルグローで回収されるSFUの標準環境計測装置(EDP)を構成する分光器(SPC)による観測目的・方法について述べるとともに、分光器の構成について述べた。

この分光器による観測によって、シャトルグローの発光メカニズムを明らかにすることができるのみならず、SFUを利用して行われる様々な実験の分光観測に利用される事を望んでいる。

## 謝 辞

分光器本体とその周辺の光学系の設計、並びに、宇宙空間で長時間使用に耐えるように設計変更・改造を行うにあって、日本分光工業の小山裕也氏、分光計器の竹之内孝彦氏に多くの技術を提供していただきました。更に、分光器に係わる電気計装・運用のためには明星電気の藤原信二、小久保健治両氏等から多くの資料と技術を提供していただきました。

### References

- [ 1 ] S.E. DeForest. Spacecraft charging at synchronous orbit, J. Geophys. Res. 77, 651(1972)
  - [ 2 ] J.S. Pickett, G.B. Murphy, W.S. Kurth, C.K. Goertz and S.D. Sawhan: Effects of chemical releases by the STS 3 orbiter on the ionosphere, J. Geophys. Res. 90, A 4, 3487(1985)
  - [ 3 ] 西本博信, 藤井治久, 阿部俊雄: 三菱電機技報 61, No.3(1987)
  - [ 4 ] Geophys. Res. Letters 10, No.2(1983)
  - [ 5 ] 佐々木進, 河島信樹: 飛翔体環境科学, 宇宙科学研究報告 第45号, ISSN0285-2853 (1987)
  - [ 6 ] M.R. Torr: Optical emissions induced by spacecraft-atmosphere interactions, Geophys. Res. Letters 10, No.2 114(1983)
  - [ 7 ] G.R. Swenson, S.B. Mende and K.S. Clifton: Ram vehicle glow spectrum; Implication of NO<sub>2</sub> recombination continuum, Geophys. Res. Letters 12, No.2, 97(1985)  
G.R. Swenson, S.B. Mende and K.S. Clifton: STS-9 Shuttle glow; RAM angle effect and absolute intensities, Geophys. Res. Letters 13, No.6, 509(1986)  
M.J. Engebreston and A.E. Hedin: DE-2 mass spectrometer observations relevant to the shuttle glow, Geophys. Res. Letters 13, No.1, 109(1986)
  - [ 8 ] T.G. Slanger: Conjectures on the origin of the surface glow of space vehicle, Geophys. Res. Letters 10, No.2, 130(1983)
  - [ 9 ] B.D. Green: Atomic recombination into excited molecular-A possible mechanism for shuttle glow, Geophys. Res. Letters 11, No.6, 576(1984)  
M.R. Torr and D.G. Torr: A preliminary spectroscopic assessment of the Spacelab 1 / Shuttle optical environment, J. Geophys. Res. 90, A 2, 1683(1985)
  - [ 10 ] R.H. Prince: On spacecraft-induced optical emission: A proposed second surface luminescent continuum component, Geophys. Res. Letters 12, No.7, 453(1985)
- (\*) 参考図書

- (a) 永田武, 等松隆夫: 超高層大気の物理学, 物理科学選書 6, 裳華房, 昭和 48 年
- (b) 大林辰蔵: 宇宙空間物理学, 物理科学選書 5, 裳華房, 昭和 49 年
- (c) 藤岡由夫編: 分光学, 講談社, 昭和 42 年