

H-II A ロケットの打ち上げに伴う 電離層の局地的な消失の GPS による観測

古屋 智秋

Observations of local ionospheric holes
by launch of H-II A rocket with GPS

Tomoaki Furuya

宇宙測地学研究室

2007 年 1 月 26 日

要旨

近年、GPS を用いて電離層の電子数を観測することが注目されており、それを用いることで電離層の日変化や季節変化、さらには太陽活動による影響などもわかってきている。

当研究はその GPS を用いて、2006 年 1 月 24 日午前 10 時 33 分に種子島宇宙センターから打ち上げられた H-IIA ロケット 8 号機が電離層を通過する時にどのような影響を電離層に与えたのかを調べたものである。これによると電離層の電子はほぼ完全に消失させられていることがわかった。

この原因は、H-IIA ロケットが上昇の際に水蒸気を噴射させ、その水蒸気が電離層の電子の消失を引き起こしているためである。この電離層の電子が消失する様子は、ロケットの軌道とロケットのエンジンの強さがわかれば、水蒸気の拡散と化学反応の速度を使用した簡単なモデル計算で示すことができる。

また、電離層の消失による影響で電離層に反射・吸収されていた宇宙からの電波を地上で観測できるようになり、今後の研究や観測に役に立つかもしれない。

目次

1	はじめに	3
1-1	電離層 (ionosphere)	3
1-2	GPS	5
1-2-1	GPS のシステム	5
1-2-2	GPS 観測からの TEC の算出	6
1-2-3	観測例	9
1-3	H-IIA ロケット	10
1-3-1	H-IIA ロケットの性能	10
1-3-2	H-IIA ロケット 8 号機	12
2	観測	13
2-1	伊是名での観測結果	13
2-2	解析方法	15
2-3	解析結果	16
2-4	他のロケットの打ち上げによる影響	17
3	モデル計算	18
3-1	電離層内の化学反応	18
3-2	水蒸気の拡散	20
3-3	モデル計算の準備	22
3-3-1	電離層の電子数	22
3-3-2	電子数の変化	23
3-3-3	拡散係数	24
3-4	観測結果との比較	26
4	考察	27
5	結論・課題	28
6	謝辞	28
	参考文献	29

1 はじめに

当研究はH-IIA ロケットの打ち上げが電離層にどのような影響を与え、またそのメカニズムを明らかにするために行ったものである。以前よりロケットの打ち上げに伴う電離層に対する影響は、静止衛星からの超短波（VHF: Very High Frequency）を用いて観測されてきた（Michael et al., 1975）。しかし、当研究ではGPS（全地球測位システム、Global Positioning System）を用いたより稠密な観測網で行っている。GPSは電離層の電子数を観測することができ、これを用いることで電離層の日変化や季節変化、さらには太陽活動による影響など様々なことがわかってきており、近年注目されている。

1-1 電離層 (ionosphere)

地球大気では高さ65kmくらいから上の層には電子がたくさん存在する。この層では窒素や酸素の原子・分子が太陽光線に含まれる波長約0.1 μm以下の紫外線を吸収し、その光のエネルギーが原子核のまわりを回転している電子を原子からたたきだす。この現象のことを、光により原子がイオン化した、あるいは光電離（photoionization）したといい、この電離状態にある層を電離層という。

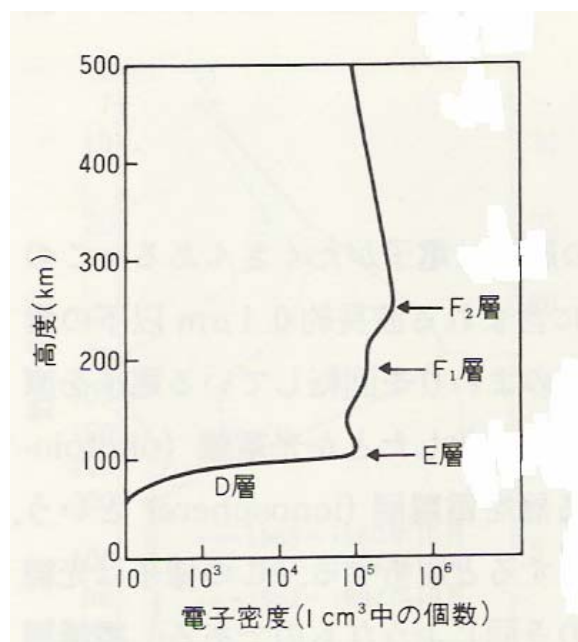


図1-1 電離層の電子密度（一般気象学）

電離層は電子数密度が特に大きい層が3つあり、下から順にE層、F₁層、F₂層と名づけられている（図1-1）。たとえば、高さ約100kmにあるE層では、1 m³の容積のなかに約10¹¹個の電子がある。しかし、この高さでは空気の原子や分子が約10¹⁹個/m³もあるので、1億個について1個くらいの割合で電離しているにすぎない。しかし電離している割合は高さとともに急増し、300kmでは1,000個に1個くらいの割合になり、500kmでは100個について1個くらいになる。また、E層の下にも弱いながら電離状態にある層があり、これをD層という。この層の高さの空

気の密度は、E層やF層のそれにくらべると非常に大きい。このことは紫外線の吸収により生成された電子が周囲の分子と衝突する確率が非常に大きいことを意味する。夜間は太陽からの紫外線の照射がないので、D層はほとんど消失する。

前に述べたように電離層内の電子は空気の成分ガスの分子や原子が波長 0,1 μm 以下の紫外線を吸収してできたものである。太陽から放射された紫外線は地球大気中に入ってくると次第に吸収され、高さ 100km くらいに達するころにはかなり弱くなっている。その間大気を電離させているわけであり、その点だけからいえば上層ほど電子数が多いわけである。その反面下層ほど空気の密度は大きいから、同じ強さの紫外線に照射されれば、下層ほど電子数が多いわけである。このかねあい、ある高さの層で電子数密度は極大となり、その上下で減少することになる。これに加えて、紫外線で生成された電子が、電子を失った分子・原子（すなわちイオン）と衝突して結合し、もとの分子・原子に戻る現象も起こっている。すなわちある高さの電子数密度は、電子がどのくらいの割合で生成され、消滅するかによって依存するわけである。

1-2 GPS

1-2-1 GPSのシステム

GPSは、アメリカが開発した人工衛星による位置決定システムである。高度20,000kmを周回する衛星群からのマイクロ波を受信することにより、受信点位置や現在時刻を知ることができる。もともと軍の航法支援のために開発されたシステムであるが、最近ではカーナビをはじめ、測量、地殻変動観測などで利用が急増し、世界的な情報基盤になりつつある。

宇宙部分（衛星）

GPS衛星は昇交点赤経が 60° 異なる6つの軌道面に4個ずつ、合計24個配備されている（図1-2）。軌道の離心率は $0\sim 0.01$ なので、その形状はほとんど円軌道である。軌道長半径は約26,600kmで、11時間58分（ $=0.5$ 恒星日）の周期で地球を公転する。24個もの衛星が地球を取り囲む鳥かごのように配備されているのは、地上のどこでも、常時、最低4個の衛星が地平線上にあることを保証するためである。

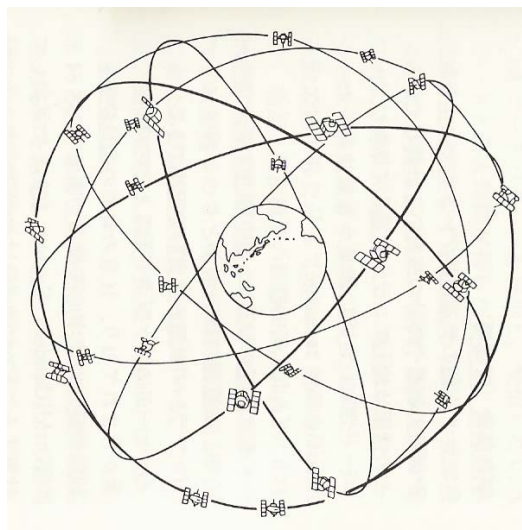


図1-2 GPS衛星の軌道
(気象研究ノート)

GPS衛星には周波数標準として高い安定度を持つ原子時計が搭載されている。この原子時計の基本周波数 f_0 （ $=10.23\text{MHz}$ ）を154および120倍して、L1およびL2バンドの搬送波周波数 f_1 、 f_2 を作る。ただし、軌道上の重力に対応した相対論的補正のため、実際の f_0 は 10.23MHz より 0.00455Hz だけ低めてある。全ての衛星はL1およびL2の同一周波数で送信するが、それでも混信しないのは、信号が各衛星固有の擬似乱数符号（PRN: Pseudo Random Noise）によって変調されているからである。擬似乱数符号には、公開されたC/A（Coarse/Acquisition）コードと、軍用のP（Protected）コードがある。C/Aコードは1023ビットの0と1の繰り返しからできていて、繰り返し周期は1ms、パターンは全部で36種類ある。Pコードの周期は37週間であるが、1週間毎に分割して各衛星に割り振っている（表1-3）。

	搬送波	C/A コード	P コード
L 1	1575.42 Mhz (19.0 cm)	1.023 MHz (293 m)	10.23 MHz (29.3 m)
L 2	1227.60 Mhz (24.4 cm)	なし	10.23 MHz (29.3 m)

表1-3 GPS衛星の信号 (気象研究ノート)

利用者部分 (受信機)

単独測位用の受信機では、内部で衛星と同じ C/A コードパターンを再生し、受信した C/A コードと最大相関が得られるまで、再生 C/A コードを時間的にずらせる。もし衛星と受信機の時刻が完全に同期していれば、最大相関が得られたときの時間的ずれが、衛星から出たコードが受信機に到着するのに要した時間ということになる。したがって、これに光速を掛ければ、衛星と受信機間の距離が得られる。しかし実際には衛星と受信機の時計を完全に同期させるのは困難なので、得られた距離には時計のずれによる距離測定誤差も含まれている。このため、この距離は、擬似距離 (pseudo range) と呼ばれる。

一方、干渉測位用の受信機では搬送波の位相そのものを測定している。コードによって変調された信号は周波数拡散を受けており、そのままでは測定できないが、コードパターンがわかっているならば位相を再生できる。したがって干渉測位の原理をみるときは、あたかも衛星から正弦波が送り出されていると考えればよい。

1-2-2 GPS 観測からの TEC の算出

電離層は、衛星を出発した電波の伝搬速度や経路を変化させ距離測定に影響を及ぼす。そして、電離層の影響は遅延時間の周波数依存性を利用して補正できる。これとは逆に、 f_1 と f_2 の遅延差を調べると、電離層の電子数を計算することができる。

電離層の屈折率は周波数 f と電離層の電子の共振周波数 f_p の働きによるもので、以下の式で近似できる。

$$n(z) = 1 - \frac{f_p^2}{2f^2} = 1 - \frac{N(z)q_e^2}{2\pi m_e f^2} \quad (1)$$

$N(z)$: 電子密度 (el/m^3)

q_e : 電子電荷 $= 1.60217653 \times 10^{-19} c$

m_e : 電子質量 $= 9.1093826 \times 10^{-31} kg$

電離層によって引き起こされる遅延は、余長 dz を速度 $v=c/n(z)$ で進むために必要な時間である (c は真空中の光の速度)。この遅延 Δt は次の式で表される。

$$\Delta t(z) = \int_{receiver}^{satellite} \frac{dz}{v(z)} \quad (2)$$

(1) 式を (2) 式に代入し、 q_e と m_e を数値に置き換えると

$$\Delta t(z) \cong \frac{40.3}{cf^2} \int_{receiver}^{satellite} N(z) dz = \frac{40.3}{cf^2} TEC \quad (3)$$

となる。TECとはTotal Electron Contentのことで、衛星と受信機間のLOS (line-of-site) に沿って存在する全電子数のことであり (図1-4)、単位は el/m^2 もしくはTECU ($=10^{16}\text{el}/\text{m}^2$) で表される。

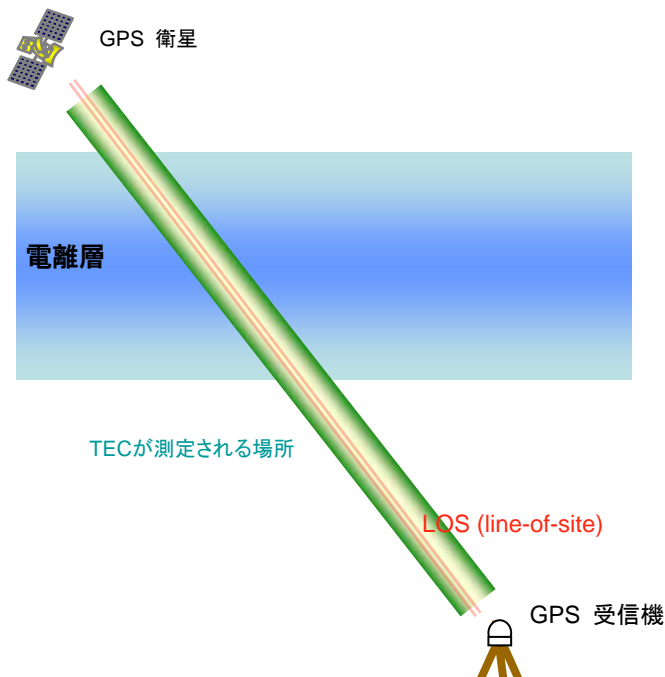


図1-4 TECが測定される場所

衛星から発信された電波の受信機までかかる時間 ρ_1 、 ρ_2 は、衛星から受信機までの距離と光速から求められる時間 ρ と電離層による遅延 {(3) 式} に分けることができる。

$$\rho_1 = \rho + \frac{40.3}{cf_1^2} TEC \quad (4)$$

$$\rho_2 = \rho + \frac{40.3}{cf_2^2} TEC \quad (5)$$

(4) 式、(5) 式より、TEC は次のような計算で求めることができる。

$$TEC = \frac{\rho_1 - \rho_2}{A} \cdot \frac{f_1^2 f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \quad (6)$$

$$A = \frac{40.3}{c}$$

1-2-3 観測例

(6) 式を用いて、TEC を計算したのが図 1-5 である。

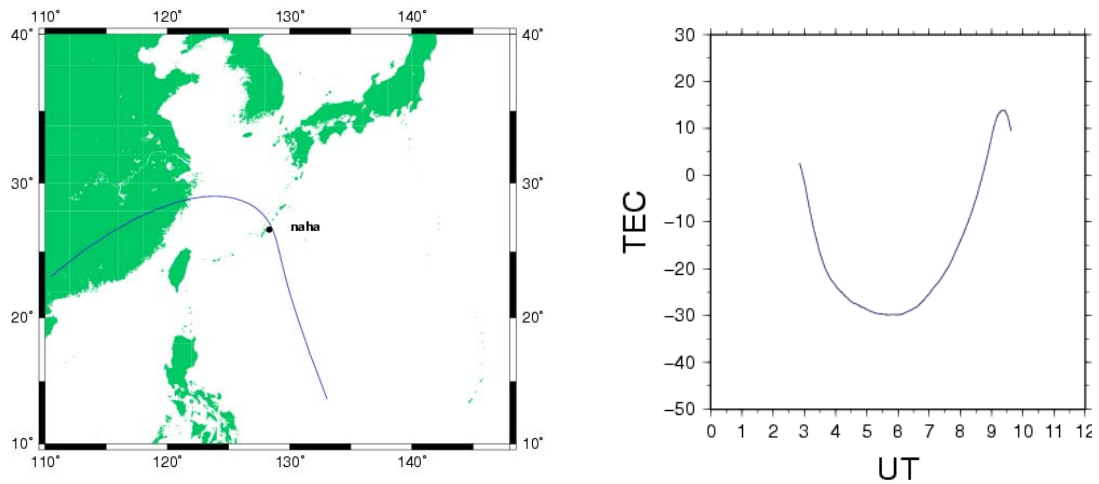


図1-5 那覇の位置と那覇で17番衛星を用いて観測できる電離層(高さ300km)の位置(左)
 観測できる電離層の位置は左から右下へ移動
 那覇で17番衛星を用いて観測されたTECの変化(右)
 縦軸の単位はTECU、この衛星で最初に観測されたTECとの差(TECの絶対値ではない)

図1-5(右)がU字であるのは、GPS衛星が地平線(水平線)から昇ってきたとき電波が電離層を斜めに突き抜けるためTECが大きく、観測点に近づくにつれて電波が電離層を垂直に近い角度で突き抜けるためTECが小さく、沈むときに昇ってきたときと同様にしてTECが大きくなるためである。

1-3 H-IIA ロケット

1-3-1 H-IIA ロケットの性能

H-IIA ロケットは、液体酸素/液体水素を推進剤に使用した高性能の1段および2段ロケットと大推力を容易に得られる固体ロケットブースター（SRB）を組み合わせた2段式のロケットである。第1段エンジン（LE-7A）は、2段燃焼サイクルを採用した高性能の液体酸素/液体水素エンジンが使われている。これにより、低い高度の地球軌道に10t、静止遷移軌道に4t級の衛星を打ち上げることができる。また、固体補助ロケット（SSB）を、2、4本追加または、SRBを4本とすることができる。第2段エンジン（LE-5B）の構造はシンプルでトラブル発生率の低い高品質、高信頼のもので、2回燃焼させる再着火機能を持っている。つまりエンジンを1回燃やして速度を出し、火を消してしばらくおき、さらに上空で再び燃焼させ、また速度を出す、という2段分のような働きが得られる。また1回目、2回目の燃焼時間も自由に設定できるので飛行がより柔軟に設定でき、さまざまな軌道に投入することができる。

図1-6はH-IIAロケットの構造、表1-7、表1-8はH-IIAロケット試験機2号機の燃料性能と飛行計画である。

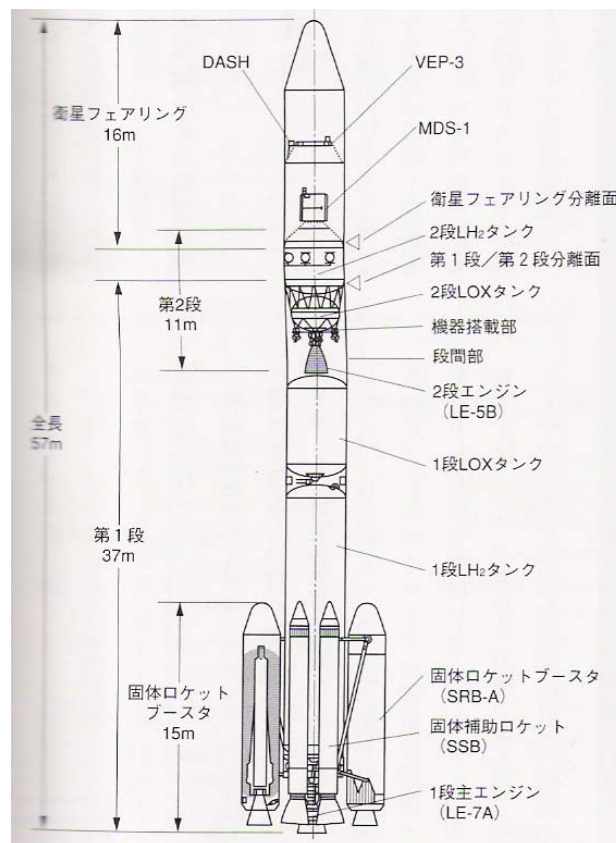


図1-6 H-IIAロケットの構造（日本ロケット物語）

全 段					
名 称	H-IIA ロケット試験機 2号機 (H-IIA・F2)				
全 長 (m)	57				
全 備 質 量 (t)	348 (人工衛星の質量は含まず)				
誘 導 方 式	慣 性 誘 導 方 式				
各 段					
	第 1 段	固体ロケット ブースタ	固体補助 ロケット	第 2 段	衛星 フェアリング
全 長 (m)	37	15	15	11	16
外 径 (m)	4.0	2.5	1.0	4.0	4.1
質 量 (t)	114	150(2本分)	62(4本分)	20	1.9
推 進 薬 質 量 (t)	101	130(2本分)	52(4本分)	17	
推 力 (kN)	1,073 *1	4,520(2本分)*1	1,490 *1 (最大2本分)	137 *1	
燃 焼 時 間 (s)	390	100	60	530	
推 進 薬 種 類	液化酸素/ 液化水素	ポリブタジエン系 コンボジット 固体推進薬	ポリブタジエン系 コンボジット 固体推進薬	液化酸素/ 液化水素	
推 進 薬 供 給 方 式	ターボポンプ			ターボポンプ	
比 推 力 (s)	429 *1	280 *1	282 *1	447 *1	
姿 勢 制 御 方 式	ジンバル 補助エンジン	可動ノズル	-	ジンバル ガスジェット装置	
主 要 搭 載 電 子 装 置	誘導制御系機器 テレメータ送信機	-	-	誘導制御系機器 レーダトランスポンダ テレメータ送信機 指令破壊装置	

*1: 真空中 固体ロケットブースタは最大推力で規定

表1-7 H-IIAロケット試験機
2号機の燃料性能
(日本ロケット物語)

事 象	打上後経過時間			距離 km	高度 km	慣性速度 km/s
	時	分	秒			
1 リフトオフ	0	0	0	0	0	0.4
2 固体補助ロケット第1ペア点火	0	10	0	0	0	0.4
3 固体補助ロケット第1ペア燃焼終了	1	10	0	11	20	1.1
4 固体補助ロケット第2ペア点火	1	16	0	14	25	1.2
5 固体ロケットブースタ燃焼終了	1	40	0	32	44	1.6
6 固体ロケットブースタ分離	1	50	0	41	53	1.7
7 固体補助ロケット第1ペア分離	1	51	0	42	54	1.7
8 固体補助ロケット第2ペア燃焼終了	2	16	0	72	77	2.0
9 固体補助ロケット第2ペア分離	2	24	0	83	84	2.0
10 衛星フェアリング分離	4	5	0	268	168	2.9
11 第1段主エンジン燃焼停止	6	30	0	744	300	5.3
12 第1段・第2段分離	6	38	0	781	309	5.3
13 第2段エンジン第1回燃焼開始	6	44	0	809	315	5.3
14 第2段エンジン第1回燃焼停止	12	19	0	2634	504	7.6
15 第2段エンジン第2回燃焼開始	24	36	0	7544	499	7.6
16 第2段エンジン第2回燃焼停止	27	28	0	8857	501	10.0
17 DASH 分離	30	18	0	10346	608	9.9
18 下部衛星フェアリング分離	40	55	0	14879	2236	8.7
19 MDS-1 分離	46	40	0	16505	3560	8.0
20 第2段エンジン第3回燃焼開始	1	40	0	18505	15685	4.5
21 第2段エンジン第3回燃焼停止	1	40	51	18480	15848	4.6

表1-8 H-IIAロケット試験機
2号機の飛行計画
(日本ロケット物語)

1-3-2 H-IIA ロケット 8号機

この研究では2006年1月24日午前10時33分{(UT=1.55) UT: Universal Time: 協定世界時}に種子島宇宙センターから打ち上げられたH-IIA ロケット 8号機について取り扱う。H-IIA ロケット 8号機は、地球観測衛星「ALOS (Advanced Land Observing Satellite: 陸域観測技術衛星)」を搭載したロケットで、上記の試験機 2号機に固体補助ロケットを 2本追加して打ち上げられているが、飛行計画はほとんど同じである。また、軌道は図1-9である。

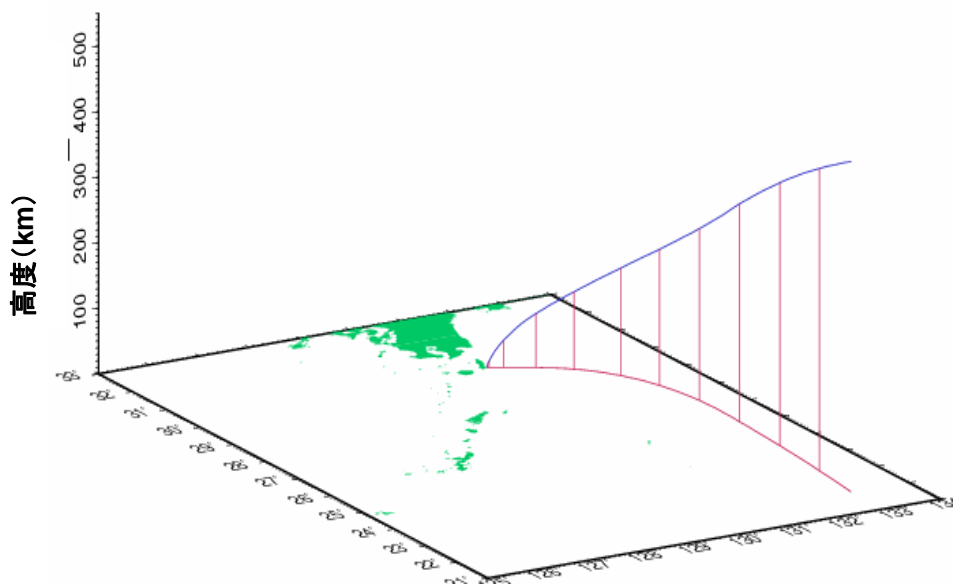


図1-9 H-IIAロケット8号機の軌道
赤の縦線は50秒毎の高度

2 観測

2-1 伊是名での観測結果

図2-1は2006年1月23日（打ち上げ前日）、24日（打ち上げ当日）、25日（打ち上げ翌日）のTECを国土地理院の全国連続GPS観測網(GEONET)の伊是名（沖縄県）GPS点で観測した結果である。

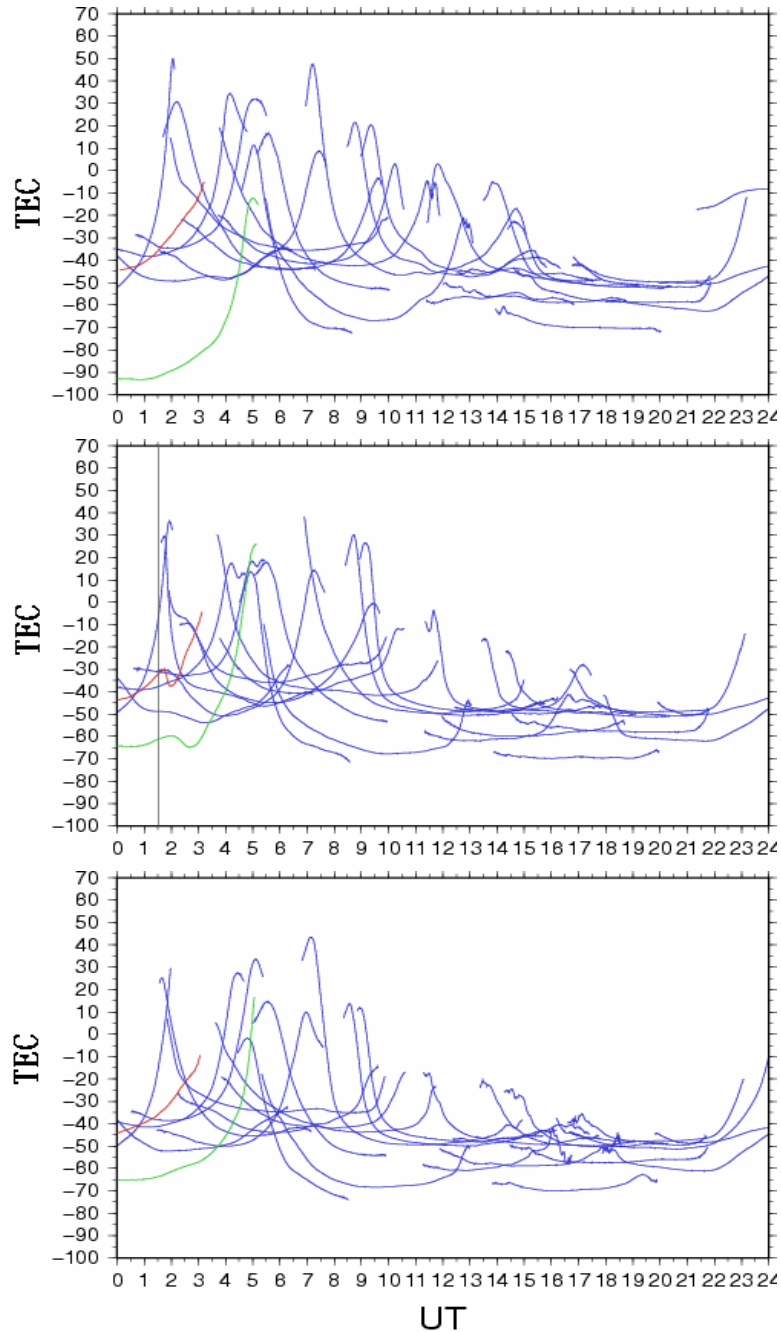


図2-1 伊是名でのTECの変化

2006年1月23日(上)、2006年1月24日(中)

2006年1月25日(下)

赤—3番衛星、緑—19番衛星

1月24日の縦線はH-II Aロケット打ち上げ時刻

H-IIA ロケットが打ち上げられた 2006 年 1 月 24 日午前 10 時 33 分 (UT=1.55) の数分後に、その前日や翌日にはない明らかな TEC の減少が見られる曲線がある。この曲線は 3 番衛星と 19 番衛星からのデータを基に作られたものであり、図 2-2 と図 1-9 を比較すると、これらの衛星からの電波は H-IIA ロケットの軌道に近い電離層を通過していることがわかる (16 番衛星は時刻がずれている)。このことから、H-IIA ロケットの打ち上げが何らかの影響を電離層に及ぼしていると考えられる。この研究では特に減少の多かった 3 番衛星のデータを使って解析を行った。

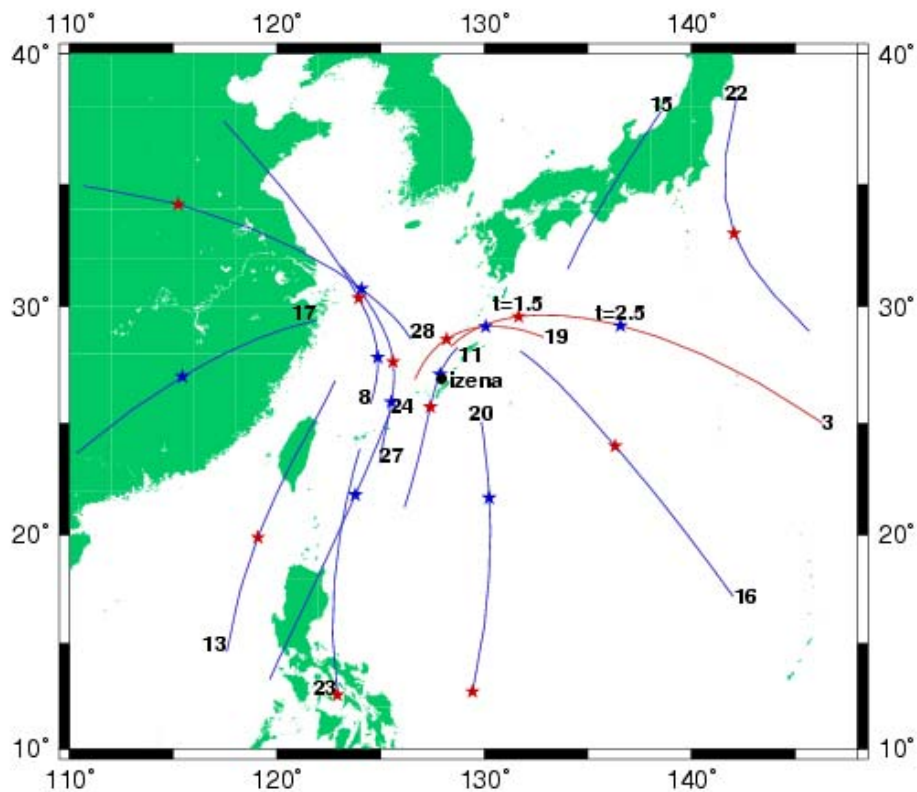


図2-2 伊是名の位置と伊是名で観測できる電離層(高さ300km)の位置
 数字はGPSの衛星番号
 赤い☆はUT=1.5で観測できる位置
 青い☆はUT=2.5で観測できる位置

2-2 解析方法

解析では実際にどれほどの TEC が減少したかを計算した。方法は、23 日、24 日、25 日の 3 番衛星だけの値を抜き出す (図 2-3)。観測時間と観測場所が同じなのに日々の TEC の値が異なるのは、GPS 衛星の公転周期が 11 時間 58 分で、24 時間後に同じ位置にいないためである。このずれは日々一定の間隔のため、電離層の日変化が日々繰り返すと仮定すると 23 日と 25 日の TEC の平均から H-IIA ロケットが打ち上げられなかった場合の 24 日の TEC を求めることができる。

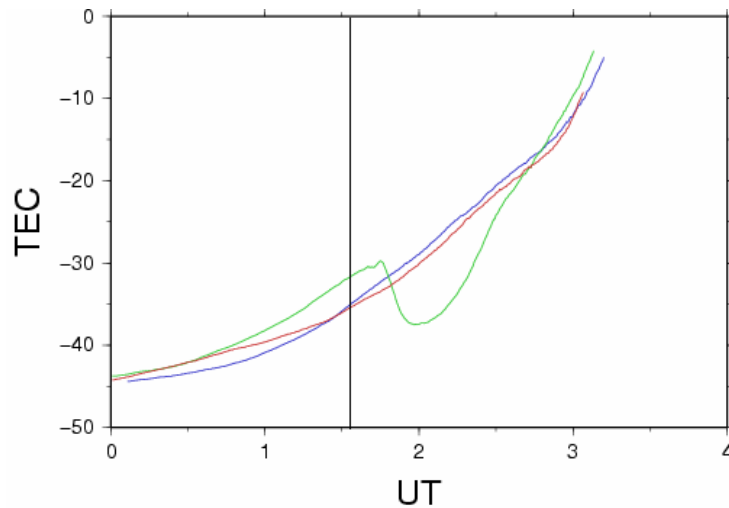


図2-3 伊是名でのTECの変化(3番衛星)
青—23日、緑—24日、赤—25日

この平均で求めた値と実際に観測された 24 日の値の差を計算することで、ロケットの影響でどれほど TEC が減少したかを求めた (図 2-4)。また、 $UT=0.5\sim 1.5$ で TEC が一定になるように全体の傾きを修正してある。なおこの TEC の減少量は、本来の TEC の絶対値を考えるとロケット軌道近傍における電離層電子がほぼ完全に消失していることを示している。

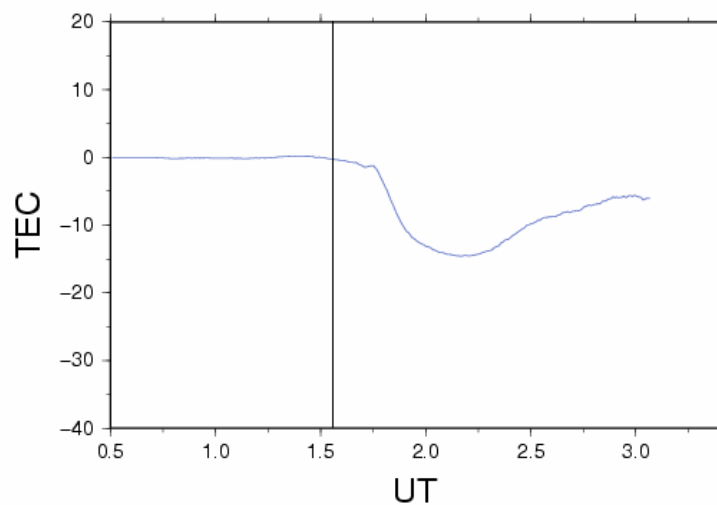


図2-4 伊是名でのTEC減少量

2-3 解析結果

伊是名と同様の解析方法で、GEONET の南種子島、喜界、瀬戸内、和泊、石垣、城辺（ぐすくべ）、具志川、与那国の各 GPS 点における TEC の減少を求めた（図 2-5）。

図から、南で観測すればするほど TEC の減少が大きくなっていることがわかる。これは、H-II A ロケットが最も電離層の電子の密度の濃い場所（300km）を通過するのが、GPS で観測できる場所よりも南であるからと考えられる。

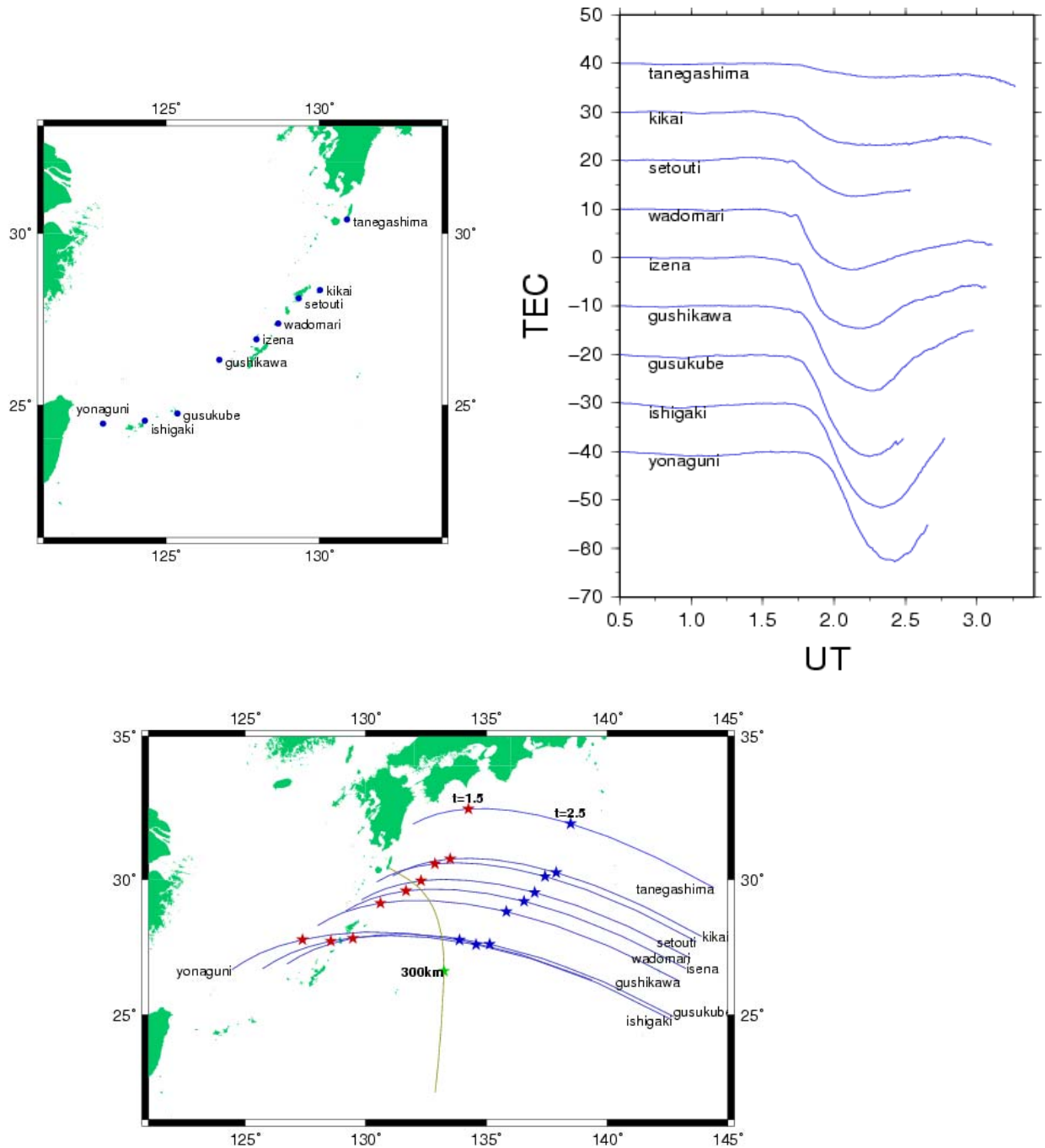


図2-5 観測場所(左上)、TEC減少量(右上)
 観測した電離層の位置とH-II Aロケットの軌道(下)
 緑の☆はロケットが高度300kmに達した位置

2-4 他のロケットの打ち上げによる影響

図2-6 (上) は、H-IIA ロケット10号機が平成18年9月11日午後1時35分 (UT=4.55) に種子島宇宙センターを打ち上げられた時に14番衛星を用いて観測されたTECの値である。このH-IIA ロケットは試験機2号機に2本、8号機に4本ついている固体補助ロケットがついていない。

また、図2-6 (下) は、M-V ロケット7号機が平成18年9月23日午前6時36分 (UT=22日の21.6) に内之浦宇宙空間観測所を打ち上げられた時に26番衛星で観測されたTECの値である。M-V ロケットは3段式固体燃料ロケットで、H-IIA ロケットで使用している液体酸素/液体水素エンジンを使用していない。

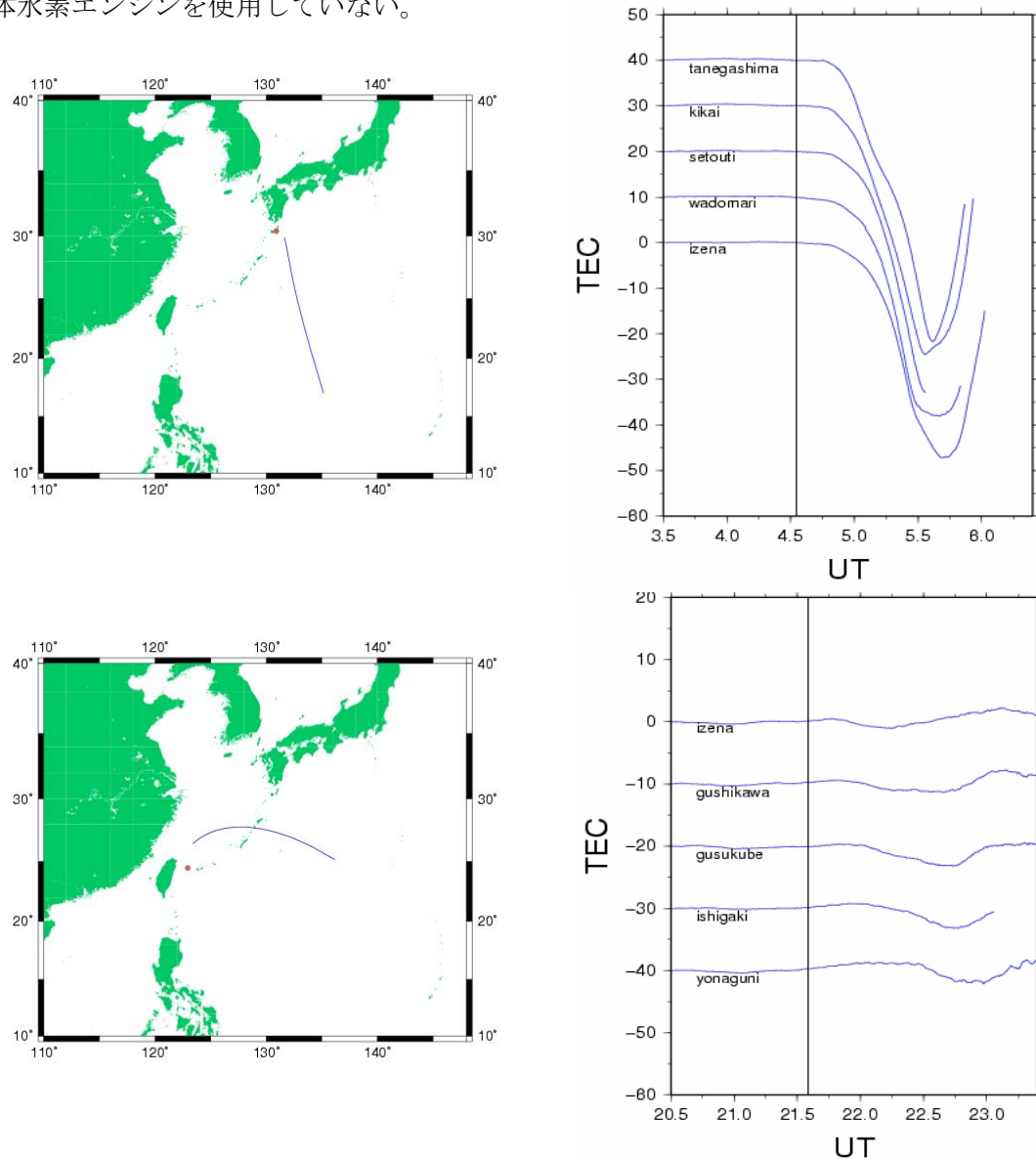


図2-6 H-IIAロケット10号機を種子島で観測した電離層の位置(左上)、TEC減少量(右上)
M-Vロケット7号機を与那国で観測した電離層の位置(左下)、TEC減少量(右下)

H-IIA ロケットはM-V ロケットに比べ、TEC 減少が顕著なことから、TEC の減少には液体酸素/液体水素エンジンの方が大きく影響することがわかる。

3 モデル計算

この章では、いくつかの文献で報告されている電離層の電子消失のメカニズムを解説し、それを使用して簡単なモデル計算をすることで前章の観測結果との比較を行った結果を述べる。

3-1 電離層内の化学反応

通常、電離層では次のような化学反応が起こり、電子が消失している。



右の電子が含まれている化学反応は瞬時に起こるため、電子の消失速度に大きく影響するのは左の化学反応ということになる。そのため、電子の消失速度は以下の式で表される。

$$\frac{dn(e^-)}{dt} = -\{K_1 n(N_2) + K_2 n(O_2)\} \cdot n(e^-) \quad (1)$$

$n(*)$: *の密度 (個 / m^3)

K_* : 反応速度 (m^3 / s)

この電子の消失速度と太陽の紫外線による電子の生成速度のバランスにより、1日の電離層の電子数は変化している。通常は太陽の紫外線が最も強い昼に電子数最大になり、朝に最小になる。図3-1は京都大学の齊藤昭則氏のホームページで提供されている、GEONETのデータから求めた種子島上空のTECの一日の変化である。

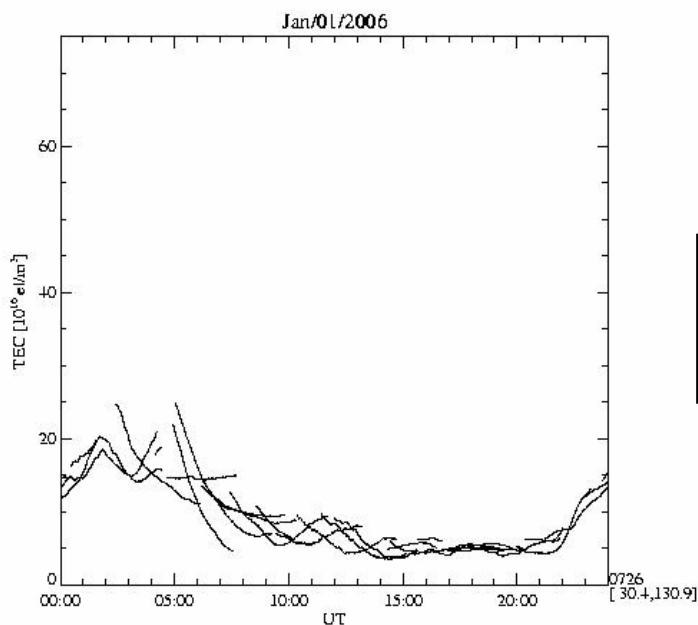


図3-1 TECの1日の変化
種子島上空、2006年1月1日
(GPS Total Electron Content)

H-II A ロケットの液体酸素/液体水素エンジンは、水蒸気を噴射させることでロケットを上昇させる力を得ている。この水蒸気の影響で新たに次のような化学反応が加わり、消失速度も変化する。



$$\frac{dn(e^-)}{dt} = -\{K_1n(N_2) + K_2n(O_2) + K_5n(H_2O)\} \cdot n(e^-) \quad (2)$$

この消失速度の式で表されている $K_5n(H_2O)$ は、 $K_1n(N_2)$ や $K_2n(O_2)$ と比較して2桁ほど値が大きいため、通常の場合に比べて瞬時に電子の消失が起こる。これにより太陽の紫外線による電子の生成が間に合わないため、電離層の電子数が減少してしまう。

3-2 水蒸気の拡散

H-IIA ロケットから噴射された水蒸気の密度 n は、球対称に拡散していくと考えると以下の拡散方程式に従う。

$$\frac{\partial n}{\partial t} = D \nabla^2 n = \frac{D}{r^2} \frac{\partial}{\partial r} \left(r^2 \frac{\partial n}{\partial r} \right) = D \left[\frac{\partial^2 n}{\partial r^2} + \frac{2}{r} \frac{\partial n}{\partial r} \right] \quad (3)$$

D : 拡散係数 (m^2/s)

r : 距離 (m)

t : 時間 (s)

これを解くと以下のようになる。

$$n(r, t) = \frac{S}{(4\pi Dt)^{3/2}} \exp(-r^2 / 4Dt) \quad (4)$$

S : 排出される分子数 (個/ s)

H-IIA ロケット 8 号機から排出される分子数は推力と比推力から求めることができる。

$$S = \frac{F}{g \times ISP \times M \times N_A} \quad (5)$$

F : 推力 (N)

g : 重力加速度 = $9.8m/s^2$

ISP : 比推力 (s)

M : 水の分子量 = $16g/mol$

N_A : アボガドロ定数 = 6.02×10^{23} 個/ mol

H-IIA ロケット 8 号機の推力は $1,073,000N$ 、比推力は $429s$ から排出される分子数は 8.5×10^{23} 個/ s になる。

高度 350km での水蒸気の拡散係数である $D=12.2 \times 10^6 \text{m}^2/\text{s}$ を用いると、高度 350km での水平方向への水蒸気の拡散する様子がわかる (図 3-2)。

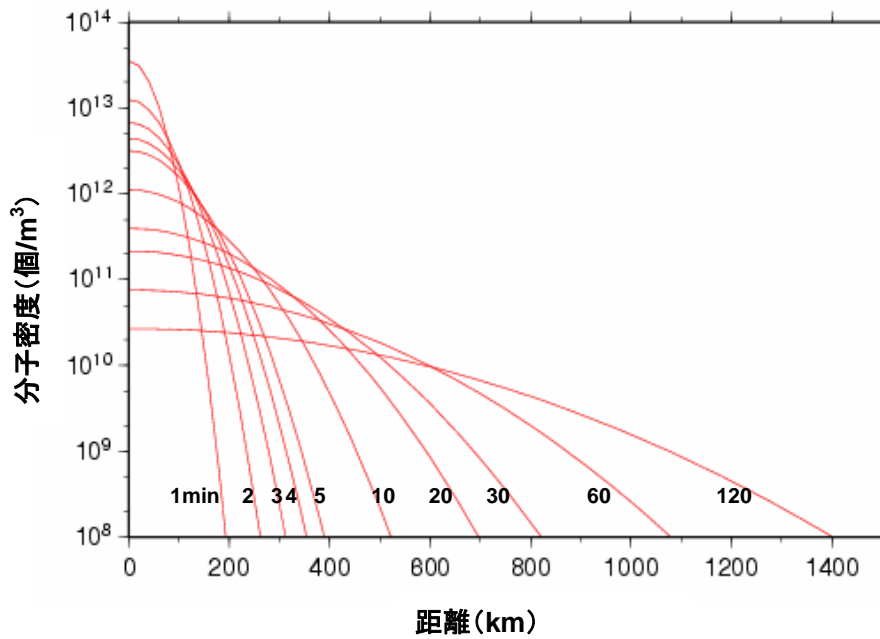


図3-2 高度350kmでのH-II Aロケットから噴射された水蒸気分子の拡散する様子

3-3 モデル計算の準備

3-3-1 電離層の電子数

電離層の電子数は、どの高度でも同じではない。そのため以下の式を使用した。これを使用すると電子数は図3-3のようになる。

$$N(z) = \frac{N_{all}}{h_w} \exp \frac{\{1 - \xi - \exp(-\xi)\}}{2} \quad (6)$$

$$\xi = (z - h_c) / H$$

z : 高度(m)

N_{all} : $1m^2$ あたりの全電子数 = 10^{17} 個 / m^2 = 10TECU

h_w : 電離層の層の厚さ = 600km

h_c : 電子密度の最も濃い高度 = 300km

H : 電離層の最下層の高度 = 65km

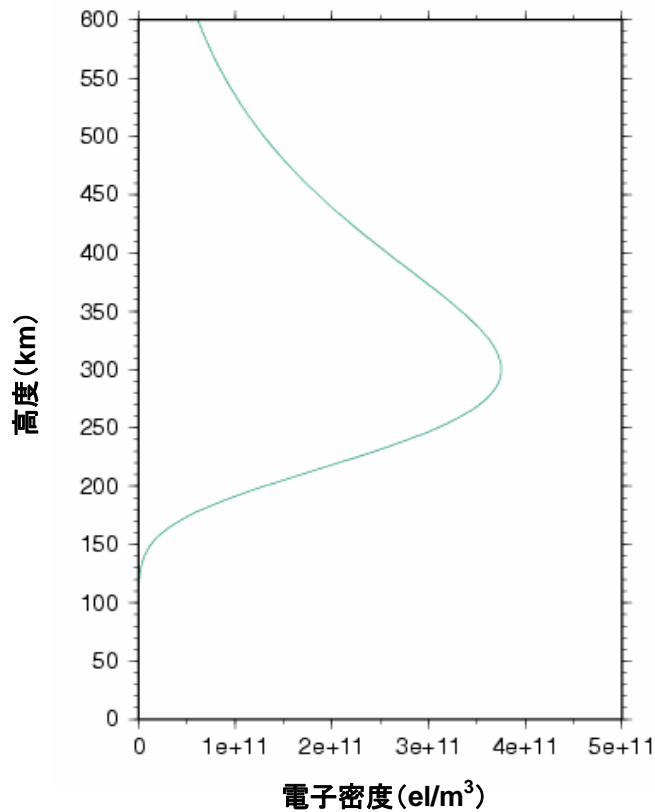


図3-3 電離層の電子密度(計算値)

3-3-2 電子数の変化

電子数の変化は、太陽の紫外線による生成速度と通常の消失速度、ロケット排気中の水蒸気による消失速度を考えると以下の式で表される。

$$\begin{aligned}\frac{dN(z,t)}{dt} &= Q - [K_1 n(N_2) + K_2 n(O_2) + K_5 n(H_2O)] \cdot N(z,t) \\ &= Q - [\beta_{eff} + \beta_{H_2O}] \cdot N(z,t)\end{aligned}\quad (7)$$

$N(z,t)$: 電子密度(el/m^3)

Q : 紫外線による生成量(el/m^3)

$$\beta_{eff} = K_1 n(N_2) + K_2 n(O_2) = 1.98 \times 10^{-5} s^{-1}$$

$$\beta_{H_2O} = K_5 n(H_2O) = 2.0 \times 10^{-15} \times n(H_2O)$$

太陽の紫外線による生成速度と通常の消失速度が等しい（水蒸気の影響がなければ電子数は維持される）と考えると、以下の式が成立する。

$$\begin{aligned}Q &= \beta_{eff} \cdot N(z) \\ &= \beta_{eff} \cdot \frac{N_{all}}{h_w} \exp\left\{\frac{1 - \xi - \exp(-\xi)}{2}\right\}\end{aligned}\quad (8)$$

(8) 式を (7) 式に代入すると以下のようになる。

$$\frac{dN(z,t)}{dt} = \beta_{eff} \cdot \frac{N_{all}}{h_w} \exp\left\{\frac{1 - \xi - \exp(-\xi)}{2}\right\} - (\beta_{eff} + \beta_{H_2O}) \cdot N(z,t) \quad (9)$$

(4) 式と (9) 式を使用すると、H-II A ロケットが高度 350km で 1 分間分の水蒸気を同時に噴射させた場合の水平距離による電子密度変化がわかる (図 3-4)。

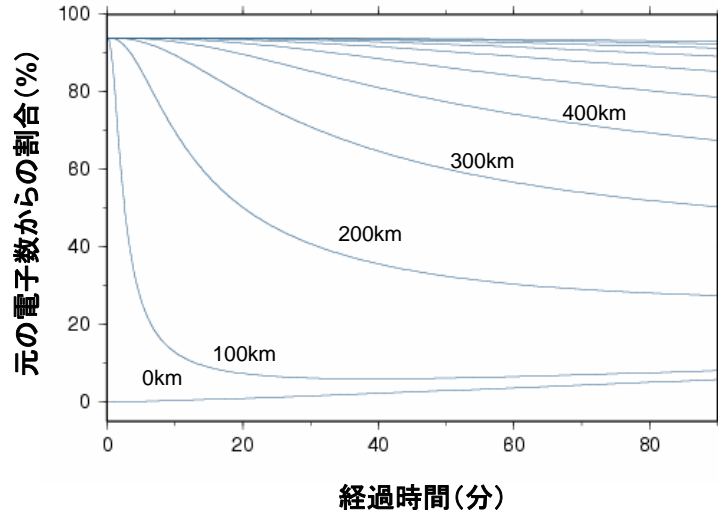


図3-4 噴射場所からの距離ごとの電子数の変化

3-3-3 拡散係数

(4) 式の拡散係数は高度に依存するので水蒸気の拡散に伴って変化する拡散係数を考える必要があるが、この研究では考えていない。その代わり拡散係数は H-II A ロケットが噴射した高度と求めたい電離層の電子密度の高度を 1:2 に内分した高度の拡散係数を使用した (図 3-5)。

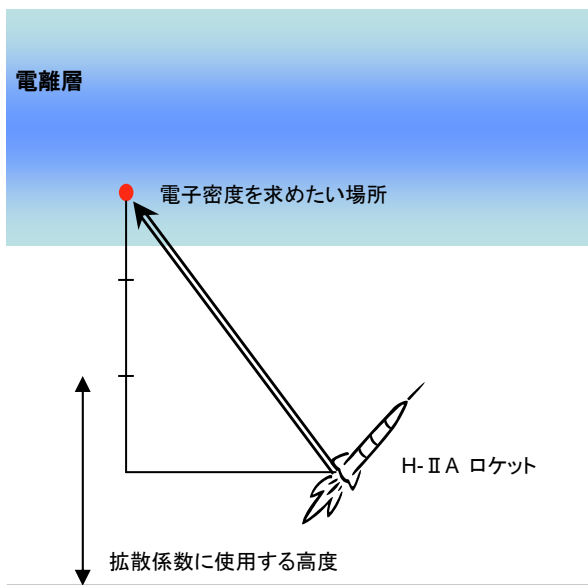


図3-5 使用した拡散係数の高度

拡散係数は、値がわかっている高度 250km ($D=2.0 \times 10^6 \text{m}^2/\text{s}$) と高度 350km ($D=12.2 \times 10^6 \text{m}^2/\text{s}$) の拡散係数を使用して、拡散係数が自然対数の底 e の累乗に従うものとして考えた (図 3-6)。

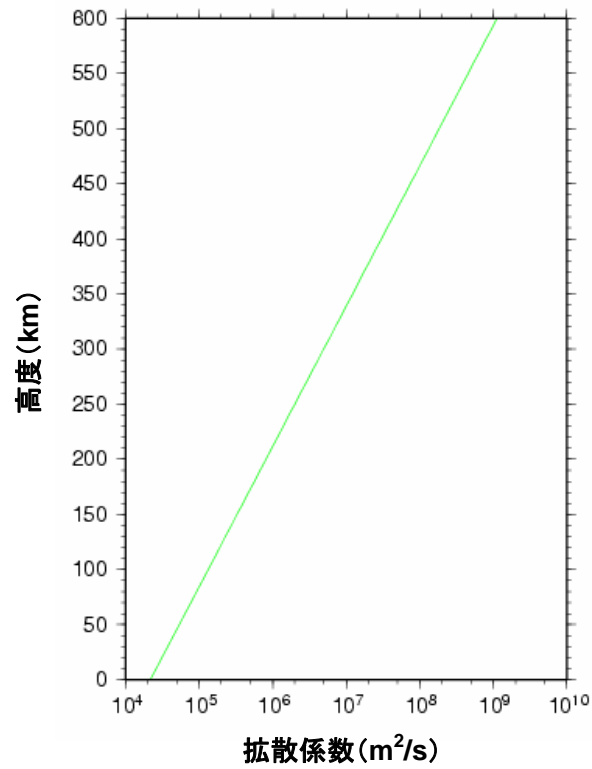


図3-6 拡散係数

3-4 観測結果との比較

図3-5の赤い点のような場所の電子密度をLOSに沿って計算し、それを合計することで観測されたTECと比較した(図3-7)。また、H-IIAロケットは水蒸気の噴射の激しい第1段エンジンを10秒毎に噴射させながら上昇したと考えた。

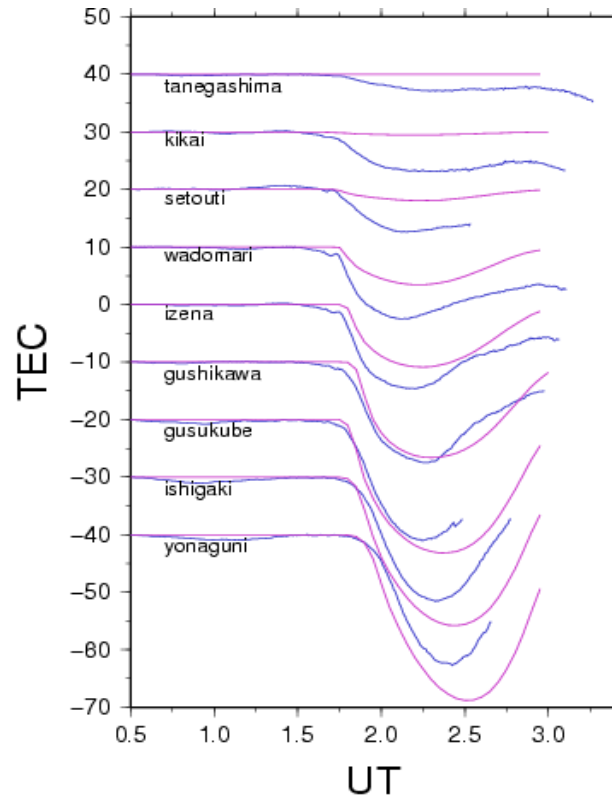


図3-7 TECの減少量

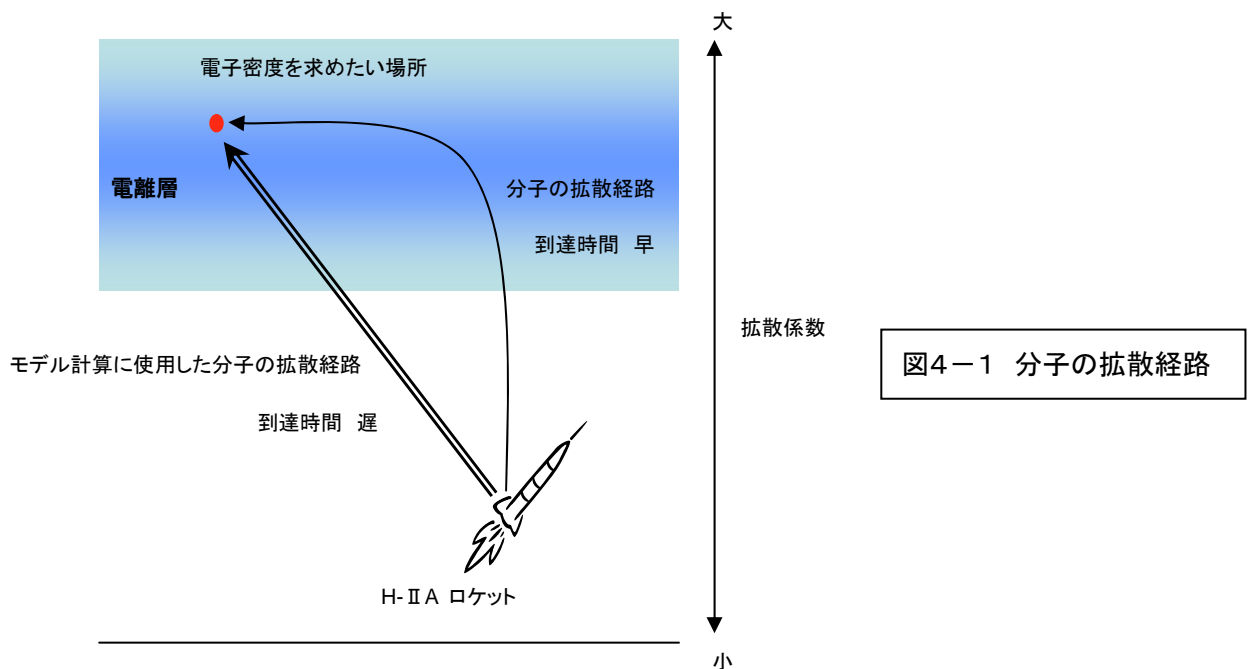
青—GPSによる観測結果

紫—モデル計算による結果

4 考察

図3-7から、TECの減少開始時間の計算結果は観測結果と大体同じであるが、TECの減少値が最大になる時間がずれており、TECの減少値は具志川より南では大きく、北では小さくなっていることがわかる。これは、モデル計算の拡散係数をH-IIAロケットが水蒸気を噴射した高度と求めたい電離層の電子密度の高度を1:2に内分した高度の拡散係数にしたことが原因であると考えられる。

本来、拡散係数は高度が高くなると急激に大きくなる。そのため、ロケットから電子密度を求めたい場所への到達時間は、直線的に広がるよりも、一度垂直に広がりそこから水平に広がった場合の方が早い場合がある(図4-1)。そのため、TECの減少の最大値になる時間がずれていると考えられる。また、モデル計算の拡散係数が実際の拡散係数の平均よりも大きいと、分子を拡散させすぎてTECの減少値が大きくなってしまう(具志川より南)。逆にモデル計算の拡散係数が実際の拡散係数の平均よりも小さいと、分子を拡散させなくしてTECの減少値が小さくなってしまう(具志川より北)。



5 結論・課題

当研究から H-IIA ロケットの打ち上げは、ロケット軌道近傍の電離層の電子をほぼ完全に消失させており、その消失は簡単なモデル計算で表されることがわかった。

今後の課題としては、拡散係数を正確にモデル計算にとりいれ、LOS に沿った TEC だけでなく電離層の各部分での密度を求めることが課題である。

また、電離層の電子がほぼ完全に消失するという事は、今まで電離層に反射されたり、吸収されたりした宇宙からの電波が地上に届くということである。これを利用することで宇宙空間でなければ観測できない電波を地上でもほんの数時間だけが観測できるようになる。この電離層消失を利用した研究・観測もできるのではないだろうか。

6 謝辞

当研究を実施するにあたり、多くの方にご協力をいただきました。特にデータの解析手法や論文の校正など様々なご指導をくださいました日置幸介教授に心から感謝致します。そして、同研究室修士課程 2 年の小川涼子さんにはプログラムの作成にあたり多くの助言をいただきました、ありがとうございました。また、H-IIA ロケット 8 号機の軌道データは JAXA 宇宙航空研究開発機構が、GPS データは国土地理院が提供していただきましたことも感謝いたします。

参考文献

- E.Calais, J.B.Minster, M.A.Hofton, M.A.H.Hedlin、1998、Ionospheric signature of surface mine blasts from Global Positioning System measurements、Geophysical Journal International、vol.132、p191-202
- M.Mendillo, G.S.Hawkins, J.A.Klobuchar、1975、A Sudden Vanishing of the Ionospheric F Region Due to the Launch of Skylab、Journal of Geophysical Research、vol.80、p2219-2228
- J.J.Spilker、1980、Signal Structure and Performance Characteristics、The Institute of Navigation、vol.25、No.2
- 小倉義光、1999、一般気象学【第2版】、東京大学出版会
- 大澤弘之・黒田泰弘・久保園晃・西條寿雄・柴藤羊二・榊谷利男・的川泰宣・山田誠・和地英麿、2003、新版日本ロケット物語、誠文堂新光社
- 辻宏道、1998、GPS 気象学 第1章 GPS の原理、気象研究ノート第192号、日本気象学会
- GEONET http://terras.gsi.go.jp/gps/geonet_top.html
- GPS Total Electron Content <http://stegps.kugi.kyoto-u.ac.jp>
- JAXA宇宙航空研究開発機構 <http://www.jaxa.jp>