

## 航空機からの GPS 掩蔽 (えんぺい) 観測による大気屈折率計測

吉原 貴之<sup>†a)</sup>      藤井 直樹<sup>†</sup>      齊藤 真二<sup>†</sup>      坂井 丈泰<sup>†</sup>  
 松永 圭左<sup>†</sup>      星野尾一明<sup>†</sup>      津田 敏隆<sup>††</sup>      青山 雄一<sup>†††</sup>  
 淡野 敏<sup>††</sup>

Airborne-Based Downward-Looking GPS Occultation Experiments

Takayuki YOSHIHARA<sup>†a)</sup>, Naoki FUJII<sup>†</sup>, Shinji SAITOH<sup>†</sup>, Takeyasu SAKAI<sup>†</sup>,  
 Keisuke MATSUNAGA<sup>†</sup>, Kazuaki HOSHINO<sup>†</sup>, Toshitaka TSUDA<sup>††</sup>,  
 Yuichi AOYAMA<sup>†††</sup>, and Satoshi DANNO<sup>††</sup>

あらまし 数値気象予報の精度向上に寄与する対流圏下部の水蒸気高度分布情報, 特に観測密度が希薄な海洋上での情報を得るため, 航空機を利用して航空機高度以下の大気屈折率を計測するダウンルッキング GPS 掩蔽観測が提唱されている. 本研究ではこの観測手法を実現するため, 通常の GPS 測位に用いる高仰角 GPS 衛星信号に加えて地表近くを伝搬する微弱な掩蔽 GPS 衛星信号を追尾する二系統の GPS 受信信号に対応した二つの RF フロントエンドをもつ高感度受信システム, 並びに航空機速度の影響を受信データから除去するために GPS 及び慣性航法装置 (INS) 出力をハイブリッド処理する速度計測システムを開発した. 更に, これらを実験用航空機に搭載して実証実験を試み, 世界で初めて航空機からのダウンルッキング GPS 掩蔽観測による大気屈折率高度分布の導出に成功した.

キーワード 航空機観測, GPS, 水蒸気, リモートセンシング, 数値気象予報モデル

### 1. ま え が き

GPS (Global Positioning System) 衛星電波が地球大気中を伝搬すると, その屈折率が真空中よりも大きいため伝搬遅延を受ける. この GPS 衛星電波の伝搬遅延を利用した気象学的応用分野で, 大気屈折率 (以下, 屈折率) にかかわる様々な大気パラメータの高度分布の導出が可能な GPS 掩蔽法と呼ばれる新たな観測手法が注目されている. 中でも, 軌道高度数 100 km 程度で周回する低軌道 (LEO: Low Earth Orbit) 衛星に搭載した GPS 受信機により, 水平線に沈む, ある

いは昇る GPS 衛星 (以下, 掩蔽 GPS 衛星) の電波を連続的に受信して屈折率高度分布を導出し, 高い高度分解能で電離層電子密度, 成層圏温度などを推定する試みがなされている [1]. 近年, ドイツの CHAMP [2] や台湾と米国の研究グループによる COSMIC [3] といった LEO 衛星が次々に計画されて打ち上げられ, 成層圏の温度構造を中心としたグローバルな大気エネルギー循環, 地球環境変動監視などの研究分野に大きな進展をもたらし, またそれらの観測データを利用した全球数値気象モデルの予報精度の向上が計画されている. しかし, 観測点は GPS 及び LEO 衛星の軌道から決定されるため, 日本周辺など特定の領域に限ると, 必ずしも高時間分解能で観測データを得ることはできない.

この LEO-GPS 掩蔽観測の応用として, 山頂若しくは航空機を利用した大気中の GPS 受信機による GPS 掩蔽観測を行い, 観測点より高度の低い領域の屈折率高度情報, 特别是对流圏下部水蒸気分布 (以下, 水蒸気高度分布) を詳細に測定できるダウンルッキング (DL: Downward-looking) GPS 掩蔽観測が提唱され

<sup>†</sup> 独立行政法人電子航法研究所, 調布市  
 Electronic Navigation Research Institute, 7-42-23 Jindaiji-Higashimachi, Chofu-shi, 182-0012 Japan

<sup>††</sup> 京都大学生存圏研究所, 宇治市  
 Research Institute for Sustainable Humanosphere, Kyoto University, Gokasho, Uji-shi, 611-0011 Japan

<sup>†††</sup> 独立行政法人情報通信研究機構, 小金井市  
 National Institute of Information and Communication Technology, 4-2-1 Nukui-Kitamachi, Koganei-shi, 105-0014 Japan

a) E-mail: yosihara@enri.go.jp

ている [4] . 実際には、京都大学生存圏研究所及び気象庁気象研究所は、NASA/JPL と共同で 2001 年夏季に富士山頂においてこの DL-GPS 掩蔽観測を行い、高度 3.8 km 以下の屈折率高度分布の導出に成功し、更に次元変分法を用いて温度並びに水蒸気高度分布を導出した [5] . 得られた屈折率、あるいは温・湿度プロファイルを数値気象モデルに同化し、予報精度向上に対するインパクトを調査する実験も行われている [6] .

この手法を発展させて航空機からの観測を可能にすれば、任意の場所で観測でき、かつ屈折率を飛行高度付近まで解析することができる。とりわけ、日本は周囲を海洋に囲まれ、数値気象予報の更なる精度向上には洋上の水蒸気情報が不可欠であるが、航空機からの DL-GPS 掩蔽観測はこれを提供可能な有力な観測手段となる。京都大学生存圏研究所、気象庁気象研究所、独立行政法人情報通信研究機構、京都大学理学研究科及び独立行政法人電子航法研究所が協力し、必要な観測システムの開発と世界で初めて航空機による実証実験を行い、屈折率高度分布の導出を試みた。その結果、洋上で高度 1 ~ 6 km の屈折率高度分布を高い高度分解能で導出することに成功した。

## 2. 航空機からの DL-GPS 掩蔽観測

### 2.1 DL-GPS 掩蔽観測

図 1 に航空機からの DL-GPS 掩蔽観測の概念を示す。この観測では、山頂設置型 DL-GPS 掩蔽観測と同様に掩蔽 GPS 衛星の搬送波位相ドップラースhift を観測値とする。この搬送波ドップラースhift には、掩蔽 GPS 衛星と航空機上に搭載した GPS 受信アンテナの相対速度、及び大気により受ける伝搬遅延の時間変化が含まれる。大気による伝搬遅延効果には電離大気による効果（電離層遅延）も含まれるが、本研究では分散特性を利用した L1 及び L2 信号による二周波観測、または適切な電子密度空間分布を与える電離層モデル（以下、電離層モデル）から伝搬遅延の時間変化を算出して補正することとし、以降、単に大気といった場合には非電離大気による効果（対流圏遅延）のみを意味することとする。

大気による伝搬遅延  $\delta L$  を屈折率  $n$ 、掩蔽 GPS 衛星から受信アンテナに至る電波伝搬経路  $S$  と両者の幾何学的な直線距離  $G$  を用いて以下のように表す。

$$\delta L = \int_S n ds - G = \int_S (n - 1) ds + (S - G) \quad (1)$$

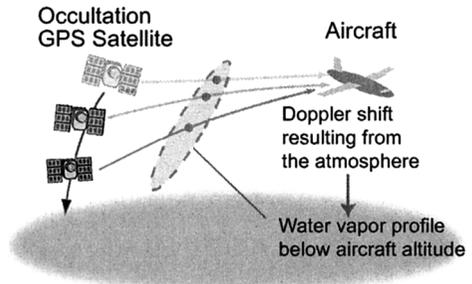


図 1 航空機からのダウンルッキング GPS 掩蔽観測  
Fig.1 Concept of airborne-based downward-looking GPS occultation.

右辺第 1 項は大気屈折率による減速効果であり、第 2 項は伝搬経路が湾曲する効果を表している。伝搬経路の湾曲は通常の測位に用いる高仰角 GPS 衛星では無視できるが、仰角が低くなるほど大きくなる。DL-GPS 掩蔽観測では低仰角（俯角を含む、以下も同様）から入射する掩蔽 GPS 衛星電波を受信するために、この湾曲効果も無視できない。

DL-GPS 掩蔽観測の基礎となっている LEO-GPS 掩蔽観測の場合は、屈折率の小さい高々度から屈折率が大きい低層を通過するまでに至る一連の受信データを用いて屈折率高度分布を推定する。一般に、伝搬遅延よりその時間変化を計測する方が受信地点の位置誤差の影響を受けにくいと、受信される一連の搬送波ドップラースhift から、掩蔽 GPS 衛星と LEO 衛星の幾何学的距離変化分を除去し、伝搬遅延の時間変化を湾曲角度（以下、偏角）の時間変化に対応させる。その際、屈折率が地球中心に対して球対称として、同心円状に様な大気層を仮定すると、上層から下層にかけて順次、各高度における屈折率を推定できる [1] . DL-GPS 掩蔽観測もこの原理を応用しているが、地球大気下層内のみで受信しているために工夫がなされており、Healy 等が詳しく述べている [7] . また、大気の屈折率  $n$  は大気圧  $P$  (hPa)、水蒸気分圧  $P_v$  (hPa)、気温  $T$  (K) を用いて以下の式で表現される。

$$N \equiv (n - 1) \times 10^6 = K_1 \frac{P}{T} + K_2 \frac{P_v}{T^2} \quad (2)$$

ここで、 $K_1, K_2$  は定数であり、 $K_1 = 77.6$  (K/hPa)、 $K_2 = 3.73 \times 10^5$  (K<sup>2</sup>/hPa) とした [8] . 富士山頂における DL-GPS 掩蔽観測では、搬送波ドップラースhift から屈折率高度分布を推定し、次元変分法により高度 2 ~ 3.8 km の大気圧、大気温度並びに水蒸気高

度分布の導出に成功している [5] .

### 2.2 航空機観測への展開

この DL-GPS 掩蔽観測技術を航空機による移動観測に応用するためには、以下の二つの課題を解決する必要がある。第一の課題は、GPS 受信機の受信感度の向上である。大気中の水蒸気は下層ほど多く存在し、その動態の把握は数値気象予報の精度を向上させると期待されている。しかし、推定される屈折率分布は掩蔽 GPS 衛星からの電波を受信する GPS 受信機の信号追尾能力に依存している。富士山頂での DL-GPS 掩蔽観測では、市販の GPS 受信機を用いていたが、観測できた高度の下限は 2km 程度までであった。より低い高度まで観測を行うため、低仰角から到来する微弱な掩蔽 GPS 衛星電波をできる限り追尾するように受信感度の向上等を目指す必要がある。

第二に、受信点である航空機を速度を精度良く計測する必要がある。前節で述べたように、DL-GPS 掩蔽観測は搬送波ドップラーシフトを連続的に計測し、そこに含まれる掩蔽 GPS 衛星と受信点の相対速度を除去した大気による伝搬遅延変化から屈折率高度分布を導出する。富士山頂での DL-GPS 掩蔽観測では受信点が固定点であるため、掩蔽 GPS 衛星の速度推定精度だけを考慮すればよい。しかし、飛行中の航空機は複雑な運動をするため、信頼性の高い屈折率高度分布の推定のためには、受信点の速度を精度良く推定しなければならない。本研究では、大気による搬送波ドップラーシフトの目標測定精度を、屈折率高度分布の温度推定精度に換算して 1K 程度に相当する 5 mm/s に設定した。

また、これらにより得られた大気による搬送波ドップラーシフトから屈折率高度分布を導出するためには、富士山での DL-GPS 掩蔽観測における解析手法 [5] を航空機による移動観測に最適化する必要がある。航空機からの DL-GPS 掩蔽観測では、この解析手法上の制約から、沈む、あるいは昇る掩蔽 GPS 衛星電波を観測する 30 ~ 40 分程度の間、一定高度での飛行を行った。また、航空機速度の推定誤差や機体からのマルチパス信号の変化が搬送波ドップラーシフト測定値に与える影響を極力避けるためにも、直線状の飛行を行うこととした。

### 3. 観測システムの開発

前章の二つの課題を解決すべく、微弱な掩蔽 GPS 衛星電波を可能な限り追尾する高感度受信システムと、

キネマティック GPS 測位と慣性航法装置 (INS : Inertial Navigation System) を組み合わせた GPS/INS ハイブリッド速度計測システム (以下、速度計測システム) により構成される観測システムを開発した。実証実験においては、独立行政法人電子航法研究所の実験用航空機 (Beechcraft B99 Airliner ; 図 2) に本システムを搭載して飛行実験を行った。

#### 3.1 高感度受信システム

通常の GPS 測位を行う目的で航空機上部に取り付けられている GPS アンテナ (以下、トップアンテナ) では機体による遮へいのため、低仰角から到来する掩蔽 GPS 衛星電波について十分な受信強度を確保できない。そのため、後述のように航空機先端のノーズコーン内に掩蔽観測専用の GPS アンテナ (以下、サイドアンテナ) を横向きに設けることとした。これに対応して、トップ及びサイドアンテナで受信される二系統の GPS 信号を同時処理可能な高感度受信システムを構築した。図 3 に系統図を示す。受信システムは、



図 2 実験用航空機 (Beechcraft B99 Airliner)  
Fig.2 The experimental aircraft (Beechcraft B99 Airliner).

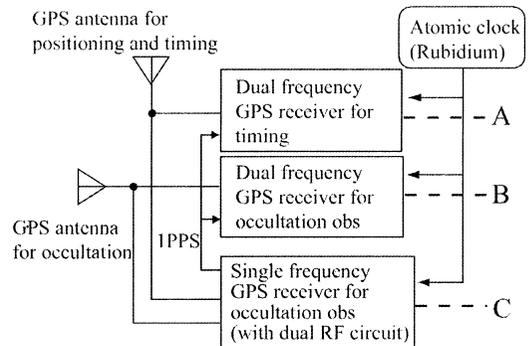


図 3 高感度受信システム  
Fig.3 Block diagram of a high sensitivity GPS receiver system.

新規開発した二つの RF フロントエンドをもつ一周波高感度受信部 (図 3 の C に対応; 古野電気製) と 2 台の市販二周波受信機 (図 3 の A, B に対応; NovAtel 社製 OEM4) から構成される。また、これらの受信部にはルビジウム発振器による 10 MHz の基準信号が供給されている。

通常、GPS 受信機は受信された RF 信号を IF 信号に変換後、A-D 変換器によりデジタル化し、GPS 衛星ごとに割り当てられた PRN 符号から各衛星信号を復調している。開発した一周波高感度受信部は、IF 信号までのアナログ部と、A-D 変換器以降のデジタル部を互いに遮へいされた別の基板に分離することでアナログ部に対するデジタル部からの干渉を排除する構造をもつ。更に、サイドアンテナによる掩蔽 GPS 衛星の受信信号をトップアンテナによる通常の GPS 衛星受信信号と完全に同期して追尾するため、突発性の雑音などで追尾ロックが外れた場合には、たとえサイドアンテナから一つの GPS 衛星信号しか受信できなかったとしても、引き続き追尾すべき信号を予測した上で再捕そく可能な機能を有している。サイドアンテナの GPS 受信信号については、搬送波位相、コード擬似距離などを 100 Hz という高レートで出力できるほか、直交検波信号 (I チャンネル及び Q チャンネル) を 1,000 Hz で出力する機能も有している。また、追尾可能な受信強度は GPS シミュレータを用いた試験で  $-143$  dBm であった。開発した一周波高感度受信部では二周波観測による電離層遅延の補正が行えないため、トップ及びサイドアンテナについて 2 台の二周波受信機を組み合わせることを行うこととし、更に低出力の L2 信号が使用できない低仰角においては電離層モデルを利用して電離層遅延の補正を行った。

サイドアンテナには、航空機の進行方向と掩蔽 GPS 衛星の位置関係によって左右どちらでも観測できるように、図 4 に示すとおり GPS アンテナを 2 式、ノーズコーン内の左右に取り付け、観測する掩蔽 GPS 衛星の方向により航空機内部でどちらか一方を選択できるようにした。図 5 に高知上空からほぼ南西に宮崎沖まで、一定高度 (約 5.8 km) を保ちながら直線飛行を行った 2004 年 7 月 1 日午前の飛行実験において、航空機針路に対して左斜め前方にあたる南南東の洋上に沈む掩蔽 GPS 衛星 (PRN7) 電波をサイド及びトップアンテナで受信した際の信号強度を示す。サイドアンテナでの受信強度はトップアンテナによるものよりも常時大きく、かつトップアンテナでは仰角  $-1$  程度

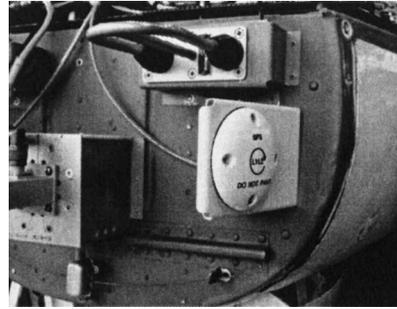


図 4 左右に取り付けられた掩蔽観測専用のサイドアンテナのうち、左側の GPS アンテナ

Fig. 4 The left side antenna of two GPS side antennas to look at the left and the right directions for observing occultation GPS satellite signal.

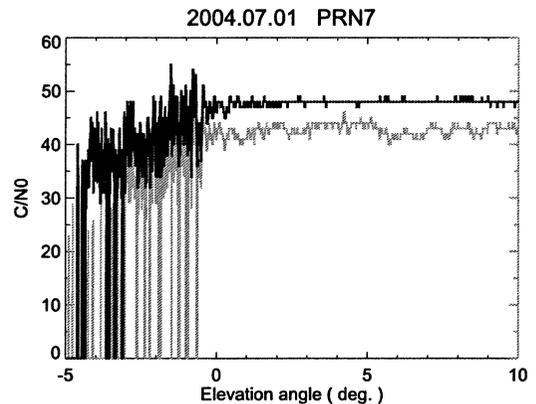


図 5 高知上空から宮崎沖に直線飛行を行った際のサイド (黒線) 及びトップアンテナ (灰色) で受信された掩蔽 GPS 衛星 (PRN7) の受信強度 ( $C/N_0$ ) (2004 年 7 月 1 日, 高度約 5.8 km)

Fig. 5 Signal intensity ( $C/N_0$ ) of the occulting GPS satellite signal (PRN7) received by the side (Black) and the top (Gray) antenna in the flight experiment around Kochi airport on July 1, 2004.

度以下で繰返しロック外れを生じているのに対して、サイドアンテナでは仰角  $-3$  程度まで安定して信号を追尾している。このように、掩蔽観測専用のサイドアンテナを設置することで、所望の掩蔽 GPS 衛星電波の受信強度を向上することが可能となった。

### 3.2 速度計測システム

航空機からの DL-GPS 掩蔽観測を行うための第二の課題として、サイドアンテナ速度を  $5$  mm/s 程度の精度で推定するため、トップアンテナ速度に加えて航空機姿勢角とその変化を高精度に算出する必要がある。そのため、GPS 及び INS 出力をハイブリッド処理す

表 1 IMU の仕様  
Table 1 Specification of IMU.

Ring laser Gyro (X, Y, Z)	
Input range	409.5 deg./sec
Rate bias	0.005 deg./h
Random walk	0.0013 deg./ $\sqrt{h}$
Accelerometer (X, Y, Z)	
Range	20 G
Bias	44.2 $\mu$ G

る速度計測システムを構築した。本システムは、各 3 組のリングレーザジャイロとサーボ型加速度計を使用して 3 軸角速度、3 軸加速度を高精度で計測する慣性運動計測センサ (Inertial Measurement Unit : IMU, 日本航空電子工業製 JMS-250R) による航空機運動を GPS (NovAtel 社製 OEM4) と同期させて計測することが可能であり、主要な仕様を表 1 に示す。本システムは、航空機位置、速度、姿勢角及び姿勢角速度を 250 Hz で出力可能な仕様となっている。

カルマンフィルタなどを用いたリアルタイム解析が可能な GPS/INS ハイブリッド航法では、航空機速度については数 cm/s 程度の精度の推定がなされている [9]。一般に、キネマティック GPS による速度決定では短時間ではランダム誤差を含むが、長時間では安定して正確な速度を提供できる。一方で、INS による速度決定精度は長時間で大きなドリフト誤差がもたらされるが、短時間では正確である。本研究では、両者の利点を生かし、オフライン処理により、長時間ではキネマティック GPS 解析結果と矛盾しないように GPS/INS 初期結果を最小二乗法によりフィッティングし、GPS/INS 解析値とした。本システムではトップアンテナで受信される測位用 GPS データにおいてもルビジウム発信器を使用しているが、この高仰角 GPS 衛星信号の搬送波ドップラシフトから航空機速度を推定した結果と GPS/INS 解析値を比較した。その結果、GPS 搬送波による結果に含まれるランダム誤差を 100 秒程度スムージングした状態では両者は 5 mm/s 程度の範囲で一致することを確認するとともに、解析の自己残差も 3 mm/s 程度であった [10], [11]。

#### 4. 飛行実験と結果

これらの観測システムを航空機に搭載し、2003 年 10 月より 2005 年 2 月まで、1 週間程度の飛行実験キャンペーンを計 9 回行った (表 2)。実験に用いた実験用航空機は高度 6.5 km 程度までしか飛行できず、

表 2 飛行実験の概要  
Table 2 Flight experimental campaign.

Season	Period	Base airport	# of flights
Spring	May 18-21, 2004	Sendai	5
	May 24-27, 2004	Kochi	6
Summer	Jun. 14-18, 2004	Sendai	8
	Jun. 28-Jul. 2, 2004	Kochi	4
Autumn	Oct. 15-23, 2003	Sendai	4
	Oct. 18-21, 2004	Sapporo	4
Winter	Feb. 23-27, 2004	Takamatsu	3
	Dec. 13-16, 2004	Kochi	7
	Feb. 21-25, 2005	Sendai	6
Total			47

また室内は加圧していないために搭乗員のために酸素ポンペを必要とした。飛行実験ルートはこのような酸素消費などの制約も考慮しつつ、30~40 分程度の高々度における直線飛行時に掩蔽 GPS 衛星が航空機斜め前方に観測できるように設定された。また、衛星配置の良い場合は 1 回の飛行で 4 例程度の掩蔽 GPS 衛星を観測した。なお、各キャンペーンでは 1 日当り午前、午後の 2 回、3 時間程度の飛行を計画した。

その結果、天候不順などで中止となった飛行もあるが合計 47 回の飛行を行い、四季を通じて北海道・東北から四国地方まで様々な地域における沈み、昇り掩蔽 GPS 衛星信号を 75 例以上観測した。これらのデータのうち、本章では最も低い仰角まで掩蔽 GPS 衛星信号が捕そくできた、梅雨末期の 2004 年 7 月 1 日午前に高知空港をベースとして実施した飛行実験データの解析結果を示す。

##### 4.1 飛行実験の概要

図 6 に飛行実験における 3 時間弱の飛行航跡を示す。実験用航空機は高知空港を離陸後、上空 5.8 km まで上昇し、9:50 (JST) から高度を保ちながら宮崎沖に向けて南西方向に 40 分程度の直線飛行をした後、折り返して高知空港に戻った。直線飛行の間、南南東の洋上に沈む掩蔽 GPS 衛星 (PRN7) の仰角は、見かけ上 1 分当り約 0.3 度の変化率で 8.6 度から -4.5 度まで変化した。DL-GPS 掩蔽観測では地球大気の屈折率分布が水平一様であると仮定している。このことは時々刻々と変化する湾曲した電波伝搬経路の近地点 (以下、タンジェントポイント) 付近での平均的な屈折率を推定することに相当する。図 6 には本実験でのタンジェントポイントの推移も示しており、高度が低くなるにつれて航空機近傍から水平方向に数百 km 程度遠方まで移動している。

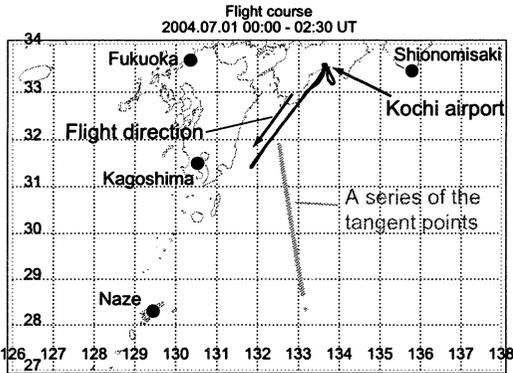


図 6 飛行航跡 (黒線) と DL-GPS 掩蔽観測におけるタンジェントポイント (灰点) (2004 年 7 月 1 日, 高知-宮崎沖). 丸印はラジオゾンデ観測点を示す.

Fig. 6 Flight course around Kochi airport on July 1, 2004 (Black line). The observational tangent points are indicated by a series of Gray dots. A circle indicates the radiosonde observational point.

#### 4.2 大気によるドップラーシフト

サイドアンテナで測定した掩蔽 GPS 衛星の搬送波ドップラーシフトから掩蔽 GPS 衛星とサイドアンテナの相対速度補正及び電離層遅延の補正を行うことで、大気によるドップラーシフトを抽出した結果を図 7 に示す。この間、トップアンテナで推定された航空機速度は掩蔽 GPS 衛星の視線方向成分で約 60 m/s を中心に、10 m/s 程度の変動幅をもって推移していた。また、航空機はほぼ直線状に飛行したが、掩蔽 GPS 衛星の視線方向速度に影響の大きい、航空機のロール角と方位角はそれぞれ、10 度及び 15 度の範囲で変動していた。トップ及びサイドアンテナは約 5 m 離れているが、これらの姿勢角変動を無視してトップアンテナ速度をサイドアンテナ速度として代用すると、大気によるドップラーシフト解析に数 cm/s 程度の比較的大きな系統誤差を与える。

図 7 から、掩蔽 GPS 衛星の仰角が 0 度以下になると大気によるドップラーシフトが急激に増大していることが分かる。二周波受信機では掩蔽 GPS 衛星仰角で -2 度程度までしか受信できていないが、一周波高感度受信部では -4.5 度まで信号を追尾している。この日の同一時刻・同一場所における気象研究所のメソスケール数値気象モデルを用いて、GPS 電波の軌跡を追跡 (レイトレーシング) した結果、仰角 -4.5 度の電波の近地点高度は、560 m 程度であった。なお、この日の電離層遅延変動は非常に小さく、搬送波ドップ

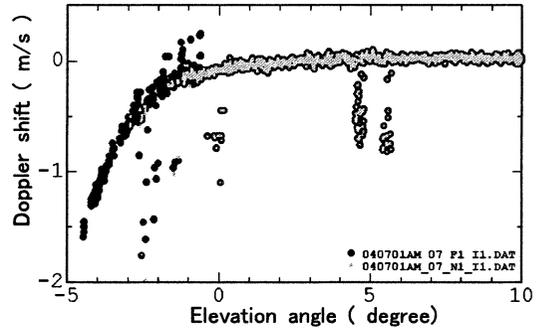


図 7 掩蔽 GPS 衛星信号に含まれる大気による搬送波ドップラーシフト量 (2004 年 7 月 1 日, 高知-宮崎沖). 黒点及び灰点はそれぞれ 1 周波用受信部, 2 周波受信機による観測データを示す.

Fig. 7 Doppler shift of the occulting GPS satellite resulting from the atmospheric propagation delay in the flight experiment on July 1, 2004. Black and Gray dots show the results of the L1 and L1/L2 receiver unit, respectively.

ラーシフトへの影響は 1 mm/s 以下であったが、一周波受信データのみで区間が存在することから電離層モデルによる補正を行った。

図 7 において、全般的に搬送波ドップラーシフトに数 cm/s の雑音を含んでいるが、搬送波ドップラーシフト計測値に含まれるランダム誤差に加えて、航空機速度と IMU 姿勢角速度からサイドアンテナ速度を推定する際の角速度測定値に含まれるランダム誤差が数 cm/s 程度の誤差をもたらす。また、仰角 5 度付近の異常値は機体からのマルチパスによってキャリヤループが不安定であったと考えられ、仰角 -1 度から -3 度付近の異常値を含んだ 10 cm/s のランダムな変動は海面反射波などによるフェージングの影響とそれにより受信強度が一時的に低下した際の異常値であると考えられる。一方、搬送波ドップラーシフト計測値が屈折率高度分布の推定に与える影響としては、搬送波ドップラーシフト計測値に対応した一連の偏角を大気上層から下層にかけて積分変換し、屈折率高度分布に変換する際の誤差の積分効果が挙げられる。したがって、搬送波ドップラーシフト計測値の誤差が偏角のバイアス性誤差を生じさせる場合には問題となる。しかし、偏角の導出においては異常値の排除に加えてスムージング処理を行っているため、これらのランダム誤差の影響はいずれも小さくなる。大気屈折率を導出する際の積分変換においては水平一様分布の仮定に基づく推定誤差も存在するため、単純に搬送波ドップラーシフトの誤差と推定される屈折率高度分布の誤差を結びつ

けることはできないが、後述する最終結果についての気象ラジオゾンデ観測、メソスケール数値気象モデルとの比較から全体の傾向としてよく一致しているため、搬送波ドップラーシフトに含まれるこれらの雑音の影響は小さいと考えられる。

#### 4.3 屈折率高度分布の解析

富士山頂 DL-GPS 掩蔽実験データに対して用いた解析方法を改良して航空機に移動観測に最適化した上で、前述の非電離大気による搬送波ドップラーシフトから航空機以下の屈折率高度分布の推定を試みた。図 8 に航空機で取得した DL-GPS 掩蔽観測データから推定された四国南方洋上上の屈折率高度分布を示す(黒線)。図 6 には気圧、気温、湿度等の高度分布を 9 時と 21 時の 1 日 2 回、気球により直接観測を行う気象ラジオゾンデ観測点を示している。いずれも一連のタンジェントポイントから数百 km 以上離れているが、鹿児島(点線)と名瀬(灰線)における 9:00 (JST) の観測データから式 (2) により得られた屈折率高度分布及び一連のタンジェントポイントとほぼ同一時刻・同一場所について計算されたメソスケール数値気象モデル結果(鎖線)も図 8 に示す。気象ラジオゾンデ観測との比較にはそれぞれの観測領域の空間的な隔たりを考慮する必要があるが、これらの高度分布の傾向は大まかに一致していることから、世界で初めて航空機 DL-GPS 掩蔽観測の実証実験を行い、屈折率高度分布の導出に成功したといえる。なお、解析手法上の制約により屈折率高度分布は最後に測定した掩蔽 GPS 衛星信号に対応する最低高度 560 m までには到達しないものの、高度 1 km 程度まで 150 m 程度の高い高度分解能で推定できた。

しかし、高度約 3.5 km 以下では比較的大きな差が見られ、特に高度 2 km 以下についてはメソスケール数値気象モデルからタンジェントポイント周辺の領域で大きな水平方向の屈折率こう配が存在したことが示唆されている。これらの差は空間的な隔たりに加えて、高度 2~3.5 km については航空機からの DL-GPS 掩蔽観測から推定される屈折率がある高度で一定の水平スケールをもった値であるのに対し、気象ラジオゾンデ観測やメソスケール数値気象モデルから得た屈折率はある高度における点での屈折率であることに起因する差も含まれている。更に、高度 2 km 以下における差に関しては、梅雨末期の対流圏下層では水蒸気の水平方向の非一様性が卓越しているため、大気による搬送波ドップラーシフト量から屈折率を導出する際にお

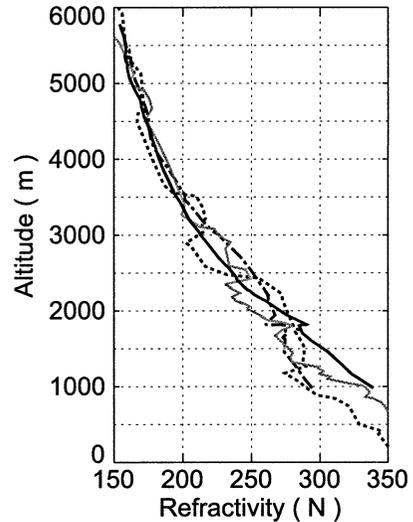


図 8 2004 年 7 月 1 日の航空機からの DL-GPS 掩蔽観測データから推定された屈折率 ( $N$ ) 高度分布(黒線)。比較のため、鹿児島(点線)、名瀬(灰線)での気象ラジオゾンデ観測の結果(同日 9 時)とメソスケール数値気象モデルの結果(鎖線)も示している。

Fig. 8 Atmospheric refractivity ( $N$ ) from airborne-based downward-looking GPS occultation on July 1, 2004 (Black line). The radiosonde observation results at Kagosima (Dotted line) and Naze (Gray line) at 9:00 JST were also plotted. The mesoscale numerical weather prediction model result was indicated by Dot-dash line.

ける、球対称大気の仮定の適用には限界があると考えられる。

## 5. むすび

対流圏下部の大気屈折率高度分布を任意の場所で観測可能な航空機からのダウンルッキング GPS 掩蔽観測を実現するために、低仰角から到来する微弱な掩蔽 GPS 衛星信号を捕そくする高感受受信システムを開発した。受信強度を確保するために測位用アンテナとは別の掩蔽観測用アンテナを航空機に横向きに設置し、それぞれのアンテナで受信した二系統の GPS 衛星信号を同時処理可能な二つの RF フロントエンドをもつ受信システムを用いた結果、飛行高度約 5.8 km において仰角  $-4.5$  度、電波伝搬経路の近地点高度にして 560 m まで掩蔽 GPS 衛星信号を追尾できた。また、同時に掩蔽観測に必要な航空機速度を 5 mm/s 程度以下の精度で計測するため、キネマティック GPS 及び INS のハイブリッド処理を行う速度計測システムを構築した。

これらの観測システムを用いて、9回にわたる飛行実験キャンペーンを実施し、75例以上の掩蔽GPS衛星受信データを含む47回の飛行実験データを取得した。梅雨末期の四国地方で行った実験データの解析により、掩蔽観測用アンテナ速度、及び電離層遅延の補正を行った上で非電離大気の寄与による搬送波ドップラシフトを抽出し、世界で初めて航空機からのGPS掩蔽観測による対流圏下部の屈折率高度分布の導出に成功した。これにより、洋上における大気屈折率を高度1km程度まで150m程度の高い高度分解能で観測できた。得られた屈折率高度分布を気象ラジオゾンデ観測及びメソスケール数値気象モデルと比較したところ、高度3.5km以上では分布傾向がよく一致していることを確認した一方で、それ以下の低高度においては水蒸気量の水平こう配が卓越した状況における球対称大気を仮定することの妥当性の検証が必要であることも示唆された。今後は、屈折率高度分布の詳細な検証とともに、数値気象予報の精度向上に対するインパクトをデータ同化実験により調査する必要がある。

謝辞 本観測実験は、文部科学省科学振興調整費・先導的研究「精密衛星測位による地球環境変動監視技術の開発」(平成14~16年度課題)の一環として実施した。本観測実験を進めるにあたり、航空機からのDL-GPS掩蔽観測に使用する電離層モデル結果を提供した独立行政法人情報通信研究機構の巖本巖氏、五十嵐喜良氏並びに京都大学大学院理学研究科の齊藤昭則氏に厚く感謝申し上げる。また、メソスケール数値気象モデル解析結果及びレイトレーシング結果は気象研究所の小司禎教氏の提供による。最後に、飛行実験に協力頂いた関係諸氏に謝意を表する。

## 文 献

- [1] R. Kursinski, G.A. Hajj, K.R. Hardy, J.T. Schofield, and R. Linfield, "Observation of Earth's atmosphere with radio occultation measurement," *J. Geophys. Res.*, vol.102, pp.23429-23465, Oct. 1997.
- [2] J. Wickert, C. Reigber, G. Beyerle, R. Konig, C. Marquardt, T. Schmit, L. Grunwaldt, R. Galas, T.K. Meehan, W.G. Melbourne, and K. Hocke, "Atmospheric sounding by GPS radio occultation: First results from CHAMP," *Geophys. Res. Lett.*, vol.28, no.17, pp.3263-3266, Sept. 2001.
- [3] W.S. Schreiner, D. Hunt, C. Rocken, and S. Sokolovskiy, "Recent radio occultation analysis results from the COSMIC data analysis and achieve center (CDAAC)," Preprint of COSMIC Radio Occultation Science Workshop, Boulder, CO, Aug. 2002.
- [4] C. Zuffada, G.A. Hajj, and E.R. Kursinski, "A novel

approach to atmospheric profiling with a mountain-based or airborne GPS receiver," *J. Geophys. Res.*, vol.104, no.D20, pp.24435-24447, Oct. 1999.

- [5] Y. Aoyama, Y. Shoji, A. Mousa, T. Tsuda, and H. Nakamura, "Temperature and water vapor profiles derived from downward-looking GPS occultation data," *J. Meteor. Soc. Japan*, vol.82, no.1B, pp.433-440, March 2004.
  - [6] Y. Shoji, T. Kawabata, Y. Aoyama, H. Seko, T. Tsuda, and M. Kunii, "Data assimilation of Mt. Fuji observed GPS down-looking occultation data into the JMA mesoscale numerical weather prediction model," *Proc. SPIE 4th Inte'l Asia-Pacific Environmental Remote Sensing Symp.*, no.5661-04, pp.27-36, Honolulu, HI, Nov. 2004.
  - [7] S.B. Healy, J. Haase, and O. Lense, "Abel transform inversion of radio occultation measurements made with a receiver inside the Earth's atmosphere," *Ann. Geophys.*, vol.20, no.8, pp.1253-1256, 2002.
  - [8] E.K. Smith and S. Weintraub, "The constants in the equation for atmospheric refractive index at radio frequencies," *Proc. IRE*, vol.41, pp.1035-1037, 1953.
  - [9] 張替正敏, 辻井利昭, 村田正秋, 新宮博公, "DGPS/INS複合解析システムの理論精度解析とその飛行検証," 航空宇宙技術研究所報告, TR-1398, Jan. 2000.
  - [10] N. Fujii, T. Yoshihara, S. Saitoh, K. Matsunaga, T. Sakai, and K. Hoshinoo, "Development of airborne GPS down-looking occultation experiment system," *Proc. European Navigation Conference GNSS 2005*, no.518, Munich, Germany, July 2005.
  - [11] T. Yoshihara, N. Fujii, K. Hoshinoo, K. Matsunaga, S. Saitoh, T. Sakai, T. Tsuda, Y. Aoyama, and S. Danno, "Measurement system and experimental results of airborne-based downward-looking GPS occultation," *Proc. ION GNSS 2005*, no.D1.6, pp.290-297, Long Beach, CA, Sept. 2005.
- (平成17年10月5日受付, 18年2月2日再受付)



吉原 貴之 (正員)

平8新潟大・工・電気電子卒。平13京大大学院理学研究科博士後期課程了。平14(独)電子航法研究所研究員。GPSによる着陸システムの研究,特にGPS信号に対する電離圏・対流圏遅延の影響に関する研究に従事。平18IEEE AES Japan Chapter 優秀論文賞受賞。



藤井 直樹 (正員)

昭 52 神戸大・理・物理卒, 昭 54 同大学院修士課程了。同年, 運輸省電子航法研究所入所。以来, 航空保安無線施設, 特に航空機の着陸システムの研究に従事。現在, 電子航法研究所上席研究員。



齊藤 真二 (正員)

平 8 電通大・電子工卒。平 10 同大学院博士前期課程了。同年運輸省電子航法研究所入所。以来, GPS による着陸システムの研究に従事。現在 (独) 電子航法研究所研究員。



坂井 丈泰 (正員)

平 6 早大・理工・電気工卒。平 8 同大学院修士課程了。同年運輸省電子航法研究所入所。GPS による航空航法システムの研究に従事。平 10 本会第 10 回回路とシステム軽井沢ワークショップ奨励賞, 平 17 IEEE AES Japan Chapter 優秀論文賞。平 13 より早稲田大学理工学総合研究センター客員研究員, 平 14~15 米国スタンフォード大学客員研究員。博士 (工学)。



松永 圭左 (正員)

平 8 京大大学院理学研究科博士前期課程了。同年三菱電機 (株) 入社。平 11 運輸省電子航法研究所入所。現在, GPS の広域補強 (SBAS) に関する研究に従事。



星野尾一明 (正員)

昭 47 岡山大・工・電子卒。同年 4 月運輸省電子航法研究所入所。昭 62 搭載装置研究室長。平 14 衛星航法研究 G リーダー。入所以来, 航空衛星用の測距方式, 通信方式の研究に従事。平 5 より GPS の広域補強 (SBAS) に関する研究に従事。



津田 敏隆 (正員)

昭 50 京大・工卒。昭 52 同大学院工学研究科修士課程了。平 7 同大超高層電波科学研究センター教授。現在, 同大生存圏研究所教授。



青山 雄一

平 5 金沢大・理卒。平 6~8 国立天文台助手 (南極越冬観測)。平 9 金沢大・大学院理学研究科修士課程了。平 12 総合研究大学院大学数物科学研究科博士課程了。同年, 京都大・宙空電波科学研究センター機関研究員。平 14 日本学術振興会特別研究員。平 17 情報通信研究機構専攻研究員。



淡野 敏

平 16 京大・工・電気電子卒。同年同大学院情報学研究科博士前期課程進学し, グウンルッキング GPS 掩蔽データを用いた水蒸気観測の研究に従事。平 18 同課程了。