

空港シュードライトの対流圏遅延誤差の検討

航空システム部 福島荘之介, 吉原貴之, 齊藤真二, 藤井直樹, 須賀秀一†, 角田寛人†
†(株)東芝 社会ネットワークインフラ社

1 はじめに

空港シュードライト (APL: Airport Pseudo Lite) は, 狭域補強システム (LAAS: Local Area Augmentation System) の CAT-II, III 用のオプションとして, RTCA (Requirements and Technical Concepts for Aviation) により提案された擬似衛星 [1] であり, 進入着陸する航空機に GPS と同様な信号を送信する (図 1). 空港シュードライトに関する最近の活動は, 米国 FAA, オハイオ大の飛行実証を中心とした研究の他, RTCA 及び ICAO (国際民間航空機関) による技術標準 [2, 3] の策定である. 国内では航空振興財団が 1998 年から「地上擬似衛星を用いた精密進入援助システムの開発」委員会を開催し, RTCA の要求要件に基づき, 広帯域コードパルス方式のシュードライトを開発 [4] した. 電子航法研究所と航空振興財団は, 共同研究 (2001 ~ 2002 年) により, シュードライトの飛行実験を実施し, 進入パス上で特に垂直方向の測位精度が改善されることを実証している [5].

狭域補強システムは, 空港内に設置された基準局受信機 (複数) で受信した実 GPS 衛星の擬似距離の誤差を推定し, VHF のデジタル通信 (VDB: VHF Data Broadcast) で航空機に放送してコード型の DGPS を構成する [6]. また, 空港シュードライト信号も GPS 衛星からの信号と同様な測距源として扱われる. しかし, 空港シュードライトは, 基準局が近距離 (空港内) にあることから, 対流圏遅延が相殺されず, ユーザ (航空機) 側で最大の誤差要因となる.

このため, RTCA は Chao のモデル [7] を基礎として, 空港シュードライトの伝搬遅延モデル (理論式) を提案し, 基準局の地上の気象観測値 (気温 T , 気圧 P , 相対湿度 RH) から計算した屈折率とスケールハイト (大気の実効高) を放送して, ユーザ側で遅延誤差を補正する方法を提案した [3]. しかしながら, 進入パス上でシュードライト信号を受信し, 実験データからこのモ

デルを検討した例はまだない. そこで, 2002 年 1 月 (冬期) と 2002 年 7 月 (夏期) に実施した飛行実験のデータから, 対流圏遅延量を推定して, 実験時の地上の気象観測値から求めた伝搬遅延モデルと比較した.

本稿では, 飛行実験データから, 搬送波位相の 2 重差を使い, 対流圏遅延量を求める原理と方法を述べ, 実験値と理論モデルを比較した結果について報告する. また, 伝搬遅延モデルに地上の気象データを使わず, 標準的な値を使う場合についても比較検討する.

2 対流圏遅延とシュードライト

GPS 信号が電離圏及び対流圏で遅延を生じることがよく知られている. 対流圏での遅延は, 乾燥空気と水蒸気で構成される中性大気中での電波の屈折に原因する. 電離圏遅延量が周波数に依存するのに比べ, 対流圏遅延は周波数に依存しない. また, 電離圏と異なり, 位相速度と群速度は同じで, コードと搬送波位相の遅延量は等しい. このため, GPS 信号の遅延に関しては従来から, Saastamoinen, Hopfield といった理論モデルが提案され, 地上の気圧 P , 気温 T , 相対湿度 RH から天頂方向の遅延量が求められてきた. また, 遅延量は衛星の仰角に依存するため, いくつかのマッピング関数が提案されており, 仰角に応じた遅延量が計算されている. GPS 信号

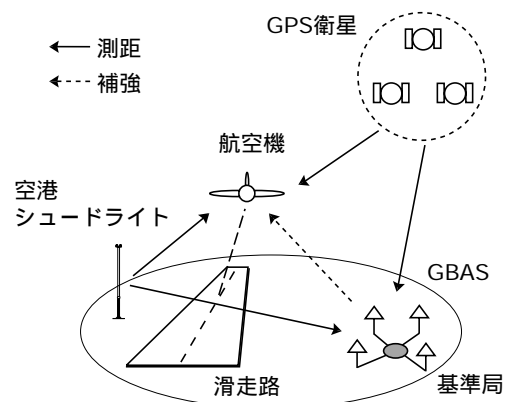


図 1: 空港シュードライトと狭域補強システム の概念

の場合、天頂方向の典型的な遅延量は 2.4m ほどで、そのうちの 90%までは乾燥空気の影響、残りの 10%が水蒸気の影響であることがわかっていいる。また、乾燥空気の影響は緯度、高度などに依存するが安定しており、理論モデルとよく一致する。しかし、水蒸気の影響は局地的な天候に左右されやすく、モデルとは異なる場合も多いと言われる。低仰角（例えば 5 度）の遅延量は、20~30m のオーダーであり、理論モデルとの差も大きくなる。このため、精密測量用途の汎用プログラムでは、マスク角を 15 度以上にして、低仰角の衛星の利用を避ける傾向にある。

対流圏遅延は、大気の屈折率 (refractive index) n をパスに沿って積分した伝搬時間差と幾何的に決まる直線パスの伝搬時間の差として定義される。しかし、 n は通常 1.0003 と小さいので、屈折指数 N_R (refractivity): $N_R = (n - 1) \times 10^{-6}$ を用いて、

$$\Delta\tau = 10^{-6} \int_{path} N_R ds \quad (1)$$

と表す。

空港シュードライトは、空港内に送信アンテナが配置され、進入パス（通常 3 度）上の航空機に測距信号を送信する。シュードライト信号は、GPS 信号と同様であるが、遠近問題を解決するために、スペクトル拡散信号を更に低いデューティサイクル（約 2.7%）でパルス化することに特徴がある [5]。また、受信機側で良い相関性能を得るために、P コードと等価な広帯域の WB コードを使い、送信周波数は L1 (1575.42MHz) の 1 周波で、送信尖頭電力は 33dBm (2W) である。空港シュードライトは、狭域補強システムのオプションであるため、シュードライト信号にも、コード型の DGPS が行われることが前提となる。このため、空港内の基準局で受信されたシュードライト信号の擬似距離補正值 (PRC: Pseudo Range Correction)、送信アンテナの位相中心位置などが狭域補強システムの VDB で放送され、航空機上で GPS 衛星と共に測位演算に利用される。狭域補強システムの覆域は 20NM であり、対流圏遅延量は覆域端で最大 (10m 強) となる。要求される航空機の測位誤差 (NSE: Navigation System Error) は、CAT-I~III で異なるが、最も厳しい CAT-III で RTCA は 2m (垂直方向の 95%値) を

表 1: 実験データの諸元

2002年					
月日	回数*	気圧(hPa)	気温(°C)	湿度(RH)	
冬	1.22am	3 (4)	1002.8	9.4	64.5
	1.23am	1 (5)	1007.0	7.6	43.0
	1.24am	4 (5)	1015.5	4.5	57.0
	1.25am	1 (1)	1023.0	4.5	48.0
夏	7.29am	1 (3)	1012.0	24.0	83.3
	7.29pm	1 (3)	1012.0	25.0	83.5
	7.31am	4 (7)	1009.5	29.0	70.1
	8. 1am	5 (7)	1005.5	35.0	50.0
	8. 1pm	4 (7)	1004.0	37.0	39.6
計	24 (42)				

*: 対流圏遅延の推定に使用した試行回数。括弧内は進入着陸の回数

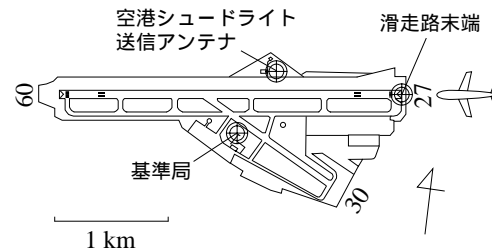


図 2: 飛行実験の配置

基準としている。ただし、ICAO の GNSS パネル会議では 0.8m とする案が討議された経緯もあり、現時点では確定していない。

3 飛行データと対流圏遅延量の推定手法

対流圏遅延量の推定に利用したデータは、2002 年 1 月（冬期）と 2003 年 7 月（夏期）に行った飛行実験の内、8NM 付近（1,500ft）から実施した滑走路 27 への進入着陸の試行（全 42 回）である。表 1 に使用したデータと進入着陸の回数、仙台航空測候所が発表した気象観測値 (METAR) から得た実験時間帯の P , T , RH を示す。実験時のシュードライト送信アンテナと基準局の配置を図 2 に示す。図の送信アンテナの位相中心から滑走路末端までの直線距離は約 1.1km、基準局の受信アンテナ位相中心までの距離は 630m で、冬期、夏期の実験でほぼ等しい。送信アンテナ及び受信アンテナの位相中心の位置は、実験毎に測量用途の受信機を用いて静止測量した。また、航空機上の受信アンテナ位置も後処理のキネマティック測位（2 周波、GPS 衛星のみを使用）に

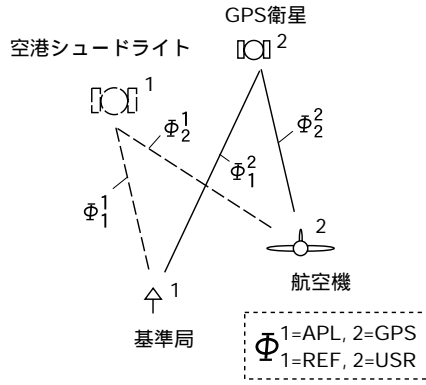


図 3: 2 重差の概念

より求めた．この誤差は，滑走路に着陸し，中心線上を走行しているときの GPS 受信アンテナ高の多数回の比較結果（この値には，滑走路の凹凸，航空機の上下動を含む）に基づき，数 cm から最大で数 10cm のバイアスを持つと考えられる [8]．実験中，航空機上及び基準局で観測したデータは，ユーザ及び基準局で利用した受信機（NovAtel 社 GPS Card，MiLL-OEM3 をベースに P コードシュードライト受信対応）の出力で，GPS 衛星のコード擬似距離（時定数 20 秒のキャリアスムージング）及び搬送波位相，放送層による GPS 衛星位置とシュードライトのコード擬似距離及び搬送波位相である．

対流圏遅延量は，実験データのうち，マルチパスやノイズの少ない搬送波位相を用い，次に示す方法により推定する．距離に換算した搬送波位相 Φ は，

$$\Phi = \rho + dt_r + dt_s + d_{eph} - d_{ion} + d_{trop} + d_{mul} + \lambda N \quad (2)$$

と誤差を含むことが知られている．ここで， ρ は GPS 衛星（またはシュードライト）と受信アンテナ位置から決まる幾何学的な距離， dt_r は受信機のクロックバイアス， dt_s は GPS 衛星（またはシュードライト）のクロックバイアス， d_{eph} は GPS 衛星の軌道（またはシュードライトの設置）誤差， d_{ion} は電離圏遅延量， d_{trop} は対流圏遅延量， d_{mul} はマルチパス誤差， λ は波長 (c/f_1)， N は整数値バイアス（ambiguity）である．次に図 3 に示すように， Φ の右上と右下に 1 または 2 の数値を付し，それぞれ，右上の 1 はシュードライト，2 は GPS 衛星，右下の 1 は基準局，2 は

航空機の意味として，それぞれの間の距離とする．例えば，シュードライトと基準局間の搬送波位相は， $d_{mul} \sim 0$ を仮定すると，

$$\Phi_1^1 = \rho_1^1 + dt_{r1} + dt_s^1 + d_{eph}^1 + d_{trop1}^1 + \lambda N_1^1 \quad (3)$$

と記述でき，シュードライトとユーザ間の Φ_2^1 でも同様である．また GPS 衛星と基準局間の搬送波位相は， $d_{eph}^2 \sim 0$ を仮定すると，

$$\Phi_1^2 = \rho_1^2 + dt_{r1} + dt_s^2 - d_{ion1}^2 + d_{trop1}^2 + \lambda N_1^2 \quad (4)$$

と記述される．これは，GPS 衛星とユーザ間の Φ_2^2 についても同様である．次に，GPS 衛星（またはシュードライト）に対する 2 つの受信機の Φ の差（1 重差）を求める．これによって，衛星に共通である dt_s ， d_{eph} は消去でき，距離が近いいため $d_{ion1}^2 \sim d_{ion2}^2$ とすると，シュードライトの 1 重差 ($\Delta\Phi^1$) は，

$$\begin{aligned} \Delta\Phi^1 &= \Phi_1^1 - \Phi_1^2 \\ &= \Delta\rho^1 + \Delta dt_r + \Delta d_{trop}^1 + \Delta\lambda N^1 \end{aligned} \quad (5)$$

となる．次に，GPS 衛星に関する 1 重差 ($\Delta\Phi^2$) も同様に求める．更に，受信機のクロックバイアス dt_r を消去するために， $\Delta\Phi^1$ と $\Delta\Phi^2$ の差をとり，2 重差 ($\nabla\Delta\Phi$) を

$$\begin{aligned} \nabla\Delta\Phi &= \Delta\Phi^1 - \Delta\Phi^2 \\ &= \nabla\Delta\rho + (d_{trop2}^1 - d_{trop1}^1) - \Delta d_{trop}^2 + \lambda\nabla\Delta N \end{aligned} \quad (6)$$

と求める．式 (6) からシュードライトとユーザ間の対流圏遅延量 d_{trop2}^1 は，

$$\begin{aligned} d_{trop2}^1 &= \nabla\Delta\Phi - \nabla\Delta\rho + d_{trop1}^1 + \Delta d_{trop}^2 \\ &\quad - \lambda\nabla\Delta N \end{aligned} \quad (7)$$

となる．ここで， d_{trop1}^1 はシュードライトと基準局間の遅延量（固定値）であり，後で述べる RTCA の理論モデルで計算する． Δd_{trop}^2 は GPS 衛星に関するユーザと基準局の対流圏遅延の差であり，高低差を持つため，次に述べる GBAS の理論モデルで求める．計算の結果， d_{trop1}^1 は 0.19m， Δd_{trop}^2 は 10NM で 0.13m ほど（距離差が小さくなるにつれてゼロに近づく）であった．

ICAO の SAPRs (国際標準及び勧告方式) では, 高度差のある航空機と GBAS 基準局の対流圏遅延を補正するため, 遅延モデル [2]

$$\Delta T_{GBAS} = \frac{N_R h_0 10^{-6}}{\sqrt{0.002 + \sin^2 EL^n}} \left(1 - e^{-\Delta h/h_0}\right) \quad (8)$$

を適用し, ユーザの擬似距離を補正する. ここで, Δh は GBAS 基準局からの航空機高 (m), EL^n は n 番衛星の衛星仰角 (度), h_0 はスケールハイトである. N は屈折指数であり, ドライ項 N_d とウェット項 N_w で

$$N_R = N_d + N_w \quad (9)$$

と表される. 各項は

$$N_d = \frac{77.6 P_s}{T_s}$$

$$N_w = 2.277 \cdot 10^4 \frac{RH}{T_s^2} 10^{\frac{7.4475(T_0 - 273K)}{T_0 - 38.3K}}$$

$$h_0 = \frac{N_d h_{0d} + N_w h_{0w}}{N_R}$$

と計算する [9].

実験データから式 (7) を用い, シュードライトとユーザ間の対流圏遅延量 d_{trop2}^1 を求める. GPS 衛星には, 実験中最も仰角の高い (マルチパス誤差の少ない) 衛星を選択する. しかし, d_{trop2}^1 には整数値バイアス差の項 $\lambda \nabla \Delta N$ が含まれており, サイクルスリップ (電波の中断による搬送波位相の整数値倍の跳び) によって, ほとんどの試行に一部不連続が生じている. そこで, 3重差を用いてデータの跳びを判定し, 不連続なデータを編集して連続データにすることを試みる. 3重差 ($\delta \nabla \Delta \Phi$) は 2重差の観測時刻に関する差で,

$$\delta \nabla \Delta \Phi = \delta \nabla \Delta \rho + \delta \nabla \Delta d_{trop} \quad (10)$$

と表現できる. データの編集は, この $\delta \nabla \Delta \Phi$ のしきい値を λ とし, しきい値を越えるときには $\delta \nabla \Delta \Phi$ に最も近い ΔN (整数) を求めて, d_{trop2}^1 から $\lambda \Delta N$ を差し引く. 以上の編集過程の例を 2002 年 1 月 24 日の 4 回の進入着陸データで示す. 図 4 (a) はデータから着陸進入パスの区間を抜き取り, 式 (6) から求めた遅延量で, 進入開始時 (旋回中) にスリップによる不連続が観測できる. 図 4 (b) は同一データの 3重差であり (a) の不連続部分の時刻に一致して, $\lambda (= 0.19m)$ を

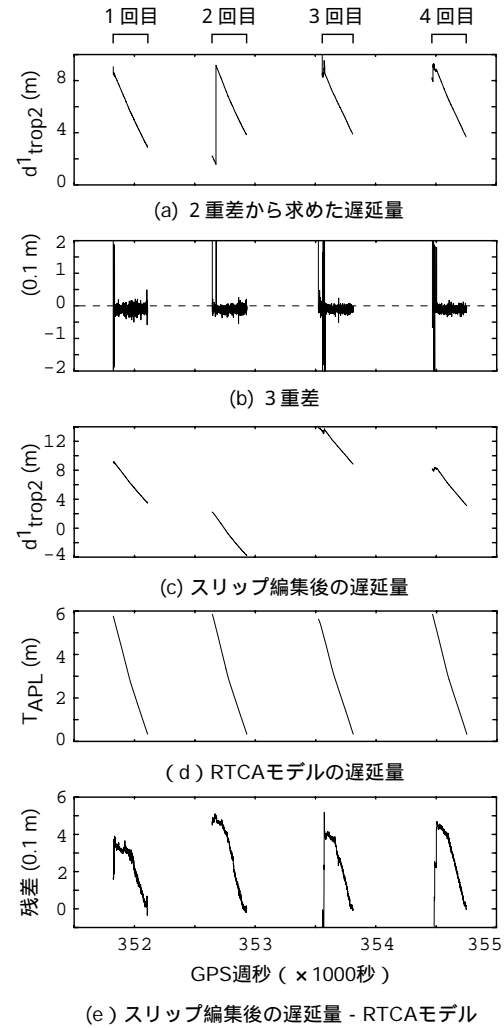


図 4: 遅延量の推定処理過程の例

越える箇所がある. 図 4 (c) はこのデータの跳びを編集した結果である. しかし, 整数値バイアス N を求めた訳ではないため, この段階ではバイアス成分が残る.

4 実験値と理論モデルの比較

RTCA の提案する対流圏遅延モデル [3, 10] は,

$$T_{APL} = N_R R_s 10^{-6} \left(1 - \frac{\Delta h_u}{h_0}\right) \quad (11)$$

である. ここで, R_s はシュードライトと航空機の斜距離, Δh_u はシュードライトからの航空機高 (m) である. また, N_R は式 (9) と等しく, h_0 は

$$h_0 = \frac{N_R h_{0w} h_{0d}}{N_d h_{0w} + N_w h_{0d}} \quad (12)$$

と計算する [11].

次に, 実験データから 2重差を編集して求めた対流圏遅延量 (d_{trop1}^2) を RTCA モデルと比較

し、遅延量の残差を求める。このとき、バイアスを補正するため、シュードライトから 1.1km ほどの場所にある滑走路 27 末端での遅延量が等しいと仮定し、残差をオフセットする。しかし、全ての試行で、2 重差が完全に連続になる訳ではなく、不連続な箇所が残る場合もあった。このような試行には何らかの異常が含まれていると考え、手動により進入期間を区切ったり、試行を省いた。連続にできない試行には、1) スリップが複雑で連続にならない（進入開始時と着陸時に多い）、2) 3 重差の値が他と比較して数倍大きい（GPS 衛星の組み合わせを変更した結果、原因はシュードライト側の搬送波位相 $\Delta\phi^1$ にあることが判明）、3) λ 以下の数 cm レベルの跳びが生じる（この原因も $\Delta\phi^1$ にある）、場合がある。全進入着陸の試行（42 回）から、完全に編集できない試行を除くと、遅延量の推定に利用できる試行は約半分の 24 回であった。

図 4 (c) は、表 1 の進入着陸時間帯の地上の気象観測値から計算した RTCA の理論モデルであり、図 4 (d) はスリップ編集後の遅延量から RTCA モデルの値を差し引いた残差である。表 1 の夏期と冬期の全試行（24 回）について、以上の処理で求めた残差を図 5 に示す。横軸はシュードライトからの斜距離 (NM) とする。

5 考察

図 5 から、実験データから推定した対流圏遅延量と RTCA モデルの残差は、シュードライトからの斜距離に依存することがわかる。その大きさは、8NM の地点で約 0.6m ほどで、全遅延量の 1/10 ほどであるが、航空機が進入パスに合し降下を開始する 5NM の付近で傾きが変わる様子が見える。このため、残差は斜距離だけでなく、航空機の高度にも関係している。また、冬期に比べ、夏期は残差の変化が大きいことがわかる。この誤差を CAT-III の垂直誤差規定と比較すれば、規定値を満たす。しかし、マルチパスなど測位誤差の要因は他にもあり、対流圏遅延量の誤差配分を考慮すれば、RTCA モデルには改良の余地が残ると考えられる。

次に、RTCA モデルの計算に気象観測値を用いず、標準的な大気を仮定して、 $P=1013\text{hPa}$ 、 $T=20^\circ\text{C}$ 、 $RH=50\%$ とした場合の、遅延量の残差を求める。図 6 (a)(b) は、冬期のデータに

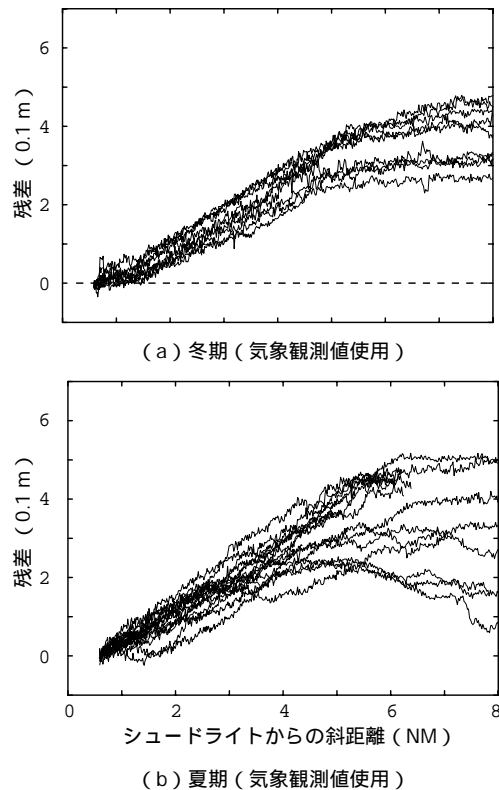


図 5: 遅延量とモデル（気象観測値使用）の残差

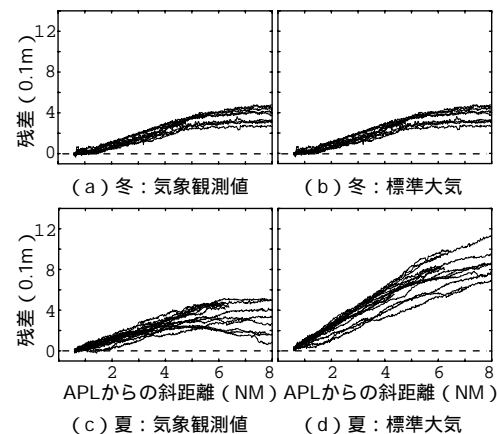


図 6: 気象観測値と標準大気を用いた場合の遅延量残差（冬期，夏期）

ついて、RTCA モデルに気象観測値を用いた場合と標準大気を用いた場合である。これらと比較すると大きな差はなく、標準大気を用いた方が、わずかに残差が小さい。これは、気象観測値を使う効果がないことを意味する。しかし、図 6 (c)(d) に示す夏期の結果では、標準大気を用いた場合、残差が極端に大きくなる。この原因は、遅延量（屈折指数 N の積分値）と気温 T 、相対湿度 RH が図 7 の関係にあることに起因し、気温が高い夏期には、 RH の影響が大きくなり、標準大気と実測の RH の差が顕著になるためと

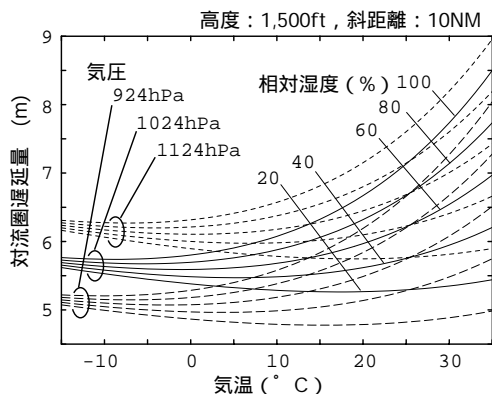


図 7: 気温, 気圧, 相対湿度と対流圏遅延量の関係
考えられる.

6 おわりに

空港シュードライトの飛行実験データから、搬送波の 2 重差を使い、対流圏遅延量を推定した。この結果を RTCA の提案する理論モデルと比較し、その妥当性を検討した。この結果、1) 推定された遅延量と RTCA モデルの残差は、シュードライトと航空機間の斜距離や航空機の高度に依存しており、8NM で 0.6m ほどある、2) この残差は、CAT-III の対流圏遅延量の誤差配分を考えると顕著であり、RTCA モデルに改良の余地が残る、3) 地上の気象観測値を用いて RTCA モデルを計算する場合と標準大気を用いる場合を比較した結果、冬期は大差ないが、夏期には差が大きい、ことがわかった。地上の気象観測値を誤差補正に用いる方法は、システムのインテグリティに影響するため、可能な限り避けることが望ましい。標準的な大気を設定して季節毎に切り替える方法もありえるが、設定値と異なる日(時間帯)には誤差が増加する(特に夏期)。今後の課題は、RTCA 以外のモデルと実測値を比較すること、RTCA モデルを改良することである。

謝辞

本稿で使用した実験データは航空振興財団との共同研究で実施された飛行評価実験により得られた。また、空港シュードライトの製造は、航空振興財団によって行われ、同財団の事業は日本財団及び空港整備環境協会の助成を受けて実施された。ご尽力頂いた関係各位に謝意を表す。

参考文献

[1] B. D. Elrod, A. J. Van Dierendonck, "Pseudolites," in Global Positioning System: The-

ory and Applications, vol. II, pp.51-79, AIAA, 1996.

- [2] ICAO GNSS Panel, "Amendment 76 to ANNEX 10, volume I (Fifth Edition)," Nov. 2001.
- [3] RTCA SC-159, GNSS Based Precision Approach Local Area Augmentation System (LAAS) Signal-In-Space Interface Control Document(ICD), RTCA DO-246/246A, Sept. 1998 / Jan. 2000.
- [4] 航空振興財団, 地上擬似衛星を用いた精密進入援助システムの開発 報告書, 平成 10, 11, 12, 13 年度.
- [5] 福島荘之介, 齊藤真二他, "空港シュードライトの性能評価," 信学技報, SANE2002-32, July 2002.
- [6] 福島荘之介, 齊藤真二他, "多基準による狭域 DGPS の測位性能評価," 信学論(B), vol.J84-B, no.12, pp.2212-2219, Dec. 2001.
- [7] C. C. Chao, "The tropospheric caribration model for Mariner Mars 1971," JPL TR 32-1587, pp.61-76, Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, CA, March 1974.
- [8] S. Saitoh, S. Fukushima, etc., "Flight experiment of GBAS in Japan," Proc. ION-GPS, pp.1757-1765, Sept. 2001.
- [9] G. A. McGraw, T. Murphy, M. Banner, S. Pullen, A. J. Van Dierendonck, "Development of the LAAS accuracy models," Proc. ION-GPS, pp.1212-1223, Sept. 2000.
- [10] A. J. Van Dierendonck, "Local differential tropospheric delay corrections," RTCA WG4a, memorandum distributed Sept. 1997.
- [11] A. J. Van Dierendonck, "What is h_0 ?," RTCA WG4a, memorandum distributed Sept. 1998.