

8. 空港シュードライトの開発と飛行実験

航空システム部 ※福島 荘之介 齊藤 真二 藤井 直樹 須賀 秀一* 角田 寛人*
*（株）東芝 社会インフラシステム社

1 はじめに

シュードライト (Pseudo-lite) とは、擬似衛星 (Pseudo satellite) を表す造語であり、GPS と同じ様な信号を地上から放送する送信機を指す。空港シュードライト (APL: Airport Pseudo-Lite) は、GPS を用いて着陸進入する航空機に測距信号を与えるシュードライトの一形態で、RTCA (Requirements and Technical Concepts for Aviation) により狭域補強システム (LAAS: Local Area Augmentation System) の CAT-II, III 用のオプションとして検討される装置である。航空振興財団は、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 の要求要件に基づく、P コードパルス方式のシュードライトを開発した。また、航空振興財団と電子航法研究所は、2001 年から共同研究により、シュードライトの飛行実験を開始した。実験の目的は、開発したシュードライトを空港に設置し、進入着陸する航空機上でシュードライト信号を受信して性能を評価することにある。

本文は、開発された空港シュードライト (APL) の概要を説明する。次に、シュードライトを仙台空港内に設置し、共同で実施した飛行実験 (2001 年 12 月と 2002 年 1 月) の方法とその結果の一部について報告する。実験の結果、航空機上部の GPS アンテナでシュードライト信号を受信でき、予想した覆域が確保できることがわかった。また、シュードライト擬似距離に対流圏遅延誤差補正を実施し、同時に受信した GPS 衛星と共にディファレンシャル補正して測位演算した結果、シュードライトにより垂直方向の測位精度が改善されることを明らかにする。

2 米国及び ICAO の動向

シュードライトは 1970 年代の開発当初から遠近問題 (near-far problem) が認められており、1) パルス化、2) 周波数オフセット、3) 代替の長期コードのいずれかを適用することが提案されていた [1]。着陸航法への応用は、1990 年代前半に

米スタンフォード大が提案したインテグリティ・ビーコン着陸システム (IBLS: Integrity Beacon Landing System) [2] が有名である。しかし、この方式の欠点は覆域が“bubble”と呼ばれる狭域に限られることであり、その拡張は課題となった。

一方、FAA は、CAT-I~III までの進入着陸を目指す LAAS の開発を進めており、RTCA は、その要求性能を検討した。また、同時に ICAO (国際民間航空機関) は、この国際標準である GBAS (Ground Based Augmentation System) を含む、CAT-I までの GNSS SARP s (全地球的航法衛星システム 国際標準及び勧告方式) の検討を進め、最近この結果 [3] をまとめた。GBAS (LAAS) の要求性能は、測位精度 (水平・垂直)、インテグリティ (完全性)、コンティニュイティ (連続性)、アベイラビリティ (有効性) で規定される。

FAA は、1997 年に覆域を拡張したシュードライト (C/A コード) を開発し、オハイオ大、スタンフォード大と共同飛行実験を行った。この結果、送信アンテナの設置位置に起因するマルチパスが主要因となる測距誤差が認められ、この低減が課題となった。また、従来から計算機シミュレーションによって、CAT-II, III の測位精度、インテグリティ、コンティニュイティを確保して LAAS を運用した場合、GPS 衛星数が不足するために、そのアベイラビリティが劣化し、不特定の場所において要求性能を満足できない時間帯が存在することが知られていた。

RTCA は 1998 年と 2000 年に LAAS の最低性能標準 (MASPS) とその改訂版 [4] を発行して、空港シュードライト (APL) を CAT-II, III 用 LAAS のオプションとして定義した。これは LAAS 覆域内の衛星数を増し、GPS 衛星数が少ない時間帯に VDOP (垂直精度劣化率) を改善して垂直精度を向上し、アベイラビリティを確保することを目的としている。空港シュードライトは、C/A コードに代わり P コードが採用され、遠近問題を解決するためにパルス方式が用いられた。最

近, FAA とオハイオ大は, P コードパルス方式の APL を開発し, 飛行実験 [5, 6] を開始している.

3 実験装置 (空港シュードライト)

航空振興財団が開発したシュードライトの信号諸元を表1に示す. このうち, 拡散に使用される APL コードは, GPS の P コードと等価な擬似雑音符号 (チップ率:10.23Mbps) を使う. C/A コードは APL コードへ乗り移るために実装されており, これらには PRN34 番を割り当てる (PRN1~32 番は GPS 衛星用, 33~37 番はシュードライト用の予備). 送信電力は, 送信アンテナ利得 (6dBi) と自由空間損失 (121.7dB) など考慮し, 10NM の覆域を満たすように回線設計した要求値である. 製造された APL 送信機のブロック構成を図1に示す. GPS との時刻同期は, 実験前に手動 (最低1回) で行い, その後はフリーランする. ルビジウム (Rb) を原振とする C/A 及び APL コード (P コード) は, GPS と同様に拡散変調される. 通常の GPS と異なるのは, この後パルス化 (平均デューティサイクル:約2.7%) され増幅, 放射されることにある. これは遠近問題を解決するためである. シュードライトの遠近問題とは, 「GPS 信号は衛星とユーザ間距離は約 20,000km のため, ユーザ位置に係わらずほぼ一定の受信電力である. しかし, APL とユーザ間距離 R はこれと比較して近いため受信電力が R^2 に反比例して増加する. このため, ユーザが APL に近づくほど過大な APL 信号と微弱な GPS 信号を受信して SN 比が劣化し, 測位精度が低下する」ことを指す. さらに, 送信機出力段には, BPF を挿入し隣接バンド端 (1559MHz) での送信電力を 40dB 減衰する. これは, インマルサットダウンリンク (1525-1559MHz) への干渉を避けるためである. 送信アンテナ (地上高 4.3m) は 16 段スタックの垂直アレー (垂直偏波) であり, シャープカットオフ特性を有し, 仰角 3 度で 6dBi の利得を持つ.

4 実験方法

飛行実験は, 2001 年 12 月 18~21 日, 2002 年 1 月 22~25 日に実施された. 仙台空港内に配置した APL アンテナと基準局の位置を示す (図2). 送信アンテナの設置位置による伝搬上の影響を考え, 12 月と 1 月ではアンテナ設置位置を変更した. また, これに伴い見通しのある場所を基準

表 1: シュードライトの信号諸元

送信尖頭電力	33dBm (2W)
送信周波数	1575.42 MHz (L1)
周波数帯域	41MHz (99%)
スプリアス放射	49dBc 以下*1
周波数安定度	$< 5 \times 10^{-11}$ (1-10 sec)
変調方式, レート	BPSK, 50 bit/sec
拡散コード	C/A・APL コード
パルス幅	13.685 μ sec
パルス間隔	ランダムパターン*2
duty cycle	平均 2.733%

*1:無変調キャリアに対し, *2:[4]による

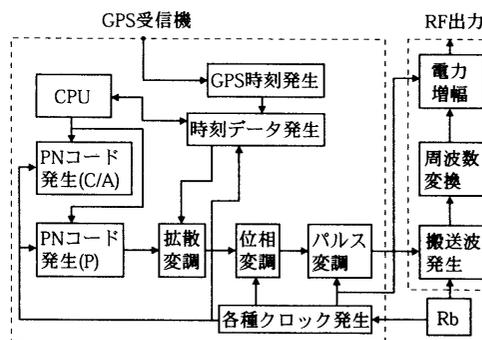


図 1: APL 送信機のブロック図

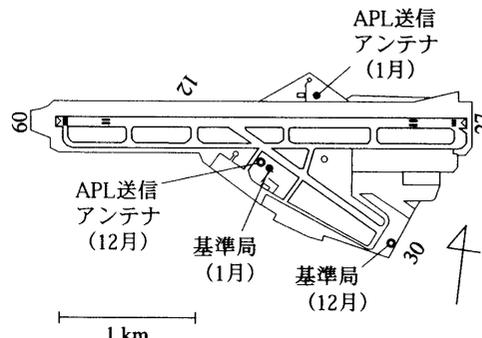


図 2: 送信アンテナ及び基準局の配置

局に選んだ. 実験システムを図3に示す. 基準局は, 後処理で GPS 及び APL のディファレンシャル測位を行うために置く. このため, 基準局の受信アンテナの位置は測量用途向けの受信機 (Trimble 4000SSI) で静止測量した. また, 同様の手法で APL 送信アンテナの位相中心の位置も静止測量する. 航空機局及び基準局に設置した GPS/APL 受信機には, ルビジウム (またはセシウム) を外部クロックとした. これは, 実験データを解析する際の便宜のためであり, 実運用上は必要ない. すなわち, 擬似距離は, 衛星及び受信機のクロックバイアスを含んでいるが, 受信機の内部クロック (水晶) を使用した場合は, その時間変化率が大きい. 安定度の高い外部クロックを用いれば, 短時間ではクロックバイアスが定数のように扱

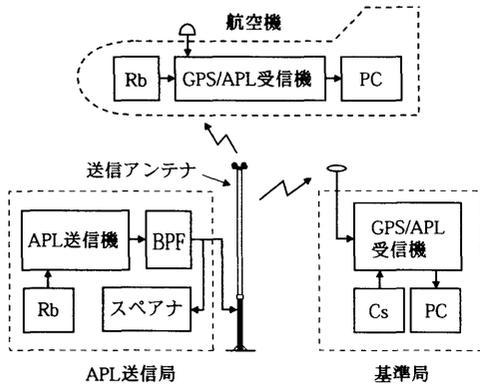


図 3: 実験系統図

えて、これを排除する処理が省ける。

また、この系統図とは別に、航空機にはキネマティック測量用の受信機 (Trimble 5700) を搭載した。実験中は、同受信機と地上の基準点に置いた受信機で生データを保存し、後処理で航空機 GPS 受信アンテナの軌跡を描く。後で述べるデータ処理では、この値を真の航空機位置と仮定した。実験で使用した航空機上の GPS アンテナは、Tecom 社製 40170 で、2 周波のスパイラル型である。仕様上の最小利得は、仰角 5 度以上で -3dBic であり、RTCA (DO-228A) の要求値 -4.5dBic に比較して 1.5dB 多い。

5 実験結果

5.1 受信信号強度

実験用航空機 (B99) による飛行は、滑走路 27 へのアプローチ飛行を中心に、レベル飛行、オービット飛行を実施した。図 4 に、飛行例として 2002 年 1 月 24 日 10~12 時に実施したアプローチ飛行の水平面飛行航跡と APL の受信状況を示す。この飛行は当初予定のオービット飛行を中止して滑走路 27 へ 5 回の ILS アプローチ (1,500ft から) を行った例である。飛行中、ILS アプローチに入る前に 2 か所、APL が受信できない場所がある (図中の A 及び B)。実験中、APL 送信アンテナから機影を観察し、遠方で仰角が低い場合に空港周囲の林や建物によって遮蔽される領域が原因であることがわかった。また、離陸上昇中は APL が受信できない場合が 4 回中 2 回ある。これは 20ft と 50ft で APL の追尾がはずれることに起因する。以上の現象は、他のアプローチ飛行でも同じ様に発生した。しかし、APL の覆域は設計した 10NM を十分満足し、さらに航

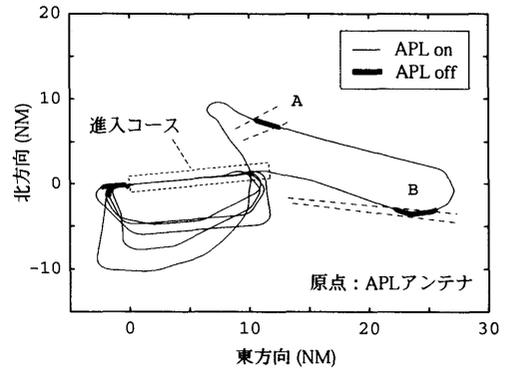


図 4: APL の受信状況 (アプローチ飛行)

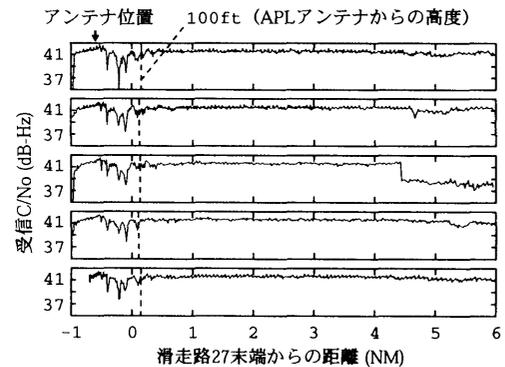


図 5: アプローチ中の信号強度

空機上に搭載した GPS アンテナでもアプローチのコース上では追尾をはずすことなく受信できることが確認できた。これは別の日のアプローチ飛行においても同様である。

さらに、5 回のアプローチ飛行の受信信号強度を図 5 に示す。図は上からアプローチ回数順である。横軸は滑走路 27 末端からの水平距離を示す。図から全ての試行において降下中 (4.5NM 付近から) は、十分な信号強度があることがわかる。降下前の水平飛行時は 3 回目に限り 3dB ほど C/N_0 が低い。アンテナ設置位置が異なる 12 月のアプローチ飛行でも、同様の現象は確認されており、機体の姿勢に関係して、信号が減衰する場所があると考えられる。また、100ft 未満 (末端を越えた滑走路) での C/N_0 の変動は大きく、追尾がはずれる場合もある。この原因は、明らかに大地反射によるマルチパス波が合成された結果である。同様の現象は、12 月のアプローチ飛行でも観測された。

5.2 測位性能

収集した擬似距離データから後処理によって受信機位置を算出する。まず、基準局の GPS/APL 受信機で観測された n 番衛星の擬似距離と既知

であるアンテナ位置から GPS 衛星と APL の擬似距離補正值 δ_m^n を

$$\delta_m^n = \rho_m^n - |\underline{s}^n - \underline{r}_m| - B^n \quad (1)$$

と求める。ここで、 ρ_m^n は基準局で観測される n 番衛星の擬似距離、位置 \underline{s}^n はエフェメリスから得られる衛星位置（または APL アンテナ位置）、 \underline{r}_m は基準局の位置、 B^n はエフェメリスの時計補正係数から求める n 番衛星のクロックオフセットである。航空機上の GPS/APL 受信機で観測される擬似距離 ρ^n をこの δ_m^n で補正すれば、航空機位置 \underline{r}_u 、受信機のクロックバイアス b_u 、対流圏遅延誤差 T^n 、誤差 ϵ_n との間に

$$\rho^n - \delta_m^n = |\underline{s}^n - \underline{r}_u| + b_u - B^n + T^n + \epsilon_n \quad (2)$$

の観測方程式が成り立つ。ここで、通常のディファレンシャル GPS と異なるのは対流圏遅延誤差 T^n の扱いにある。

通常、ユーザと基準位置の両方が地上にある場合のディファレンシャル GPS では、要求精度によっては T^n を補正しない場合が多い。これは、GPS 衛星からの伝搬経路長がほぼ同じため、遅延誤差が相殺されて、無視できるほど小さいためである。しかし、ユーザが航空機である場合、基準局との高度差により、伝搬経路長は異なる。このため、GBAS では、次の対流圏遅延誤差モデル [3]

$$T_{GBAS} = \frac{N_R h_0 10^{-6}}{\sqrt{0.002 + \sin^2 EL^n}} \left(1 - e^{-\Delta h/h_0}\right) \quad (3)$$

を適用する。ここで、 N_R は屈折指数 (refractivity) であり、地表の気温、気圧、相対湿度に関係する。 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 は対流圏のスケールハイト (大気の実効的な厚み) (m) である。さらに、APL の場合は送信アンテナと航空機の斜距離 R_s に対する遅延が存在し、遅延誤差モデル

$$T_{APL} = N_R R_s 10^{-6} \left(1 - \frac{\Delta h_u}{h_0}\right) \quad (4)$$

の適用が提案 [7] されている。ここで、 Δh_u は APL アンテナからの航空機高 (m) である。

図 6 は、式 (4) に実験時の地上の気温、気圧、相対湿度を適用した数値例であり、APL アンテナ

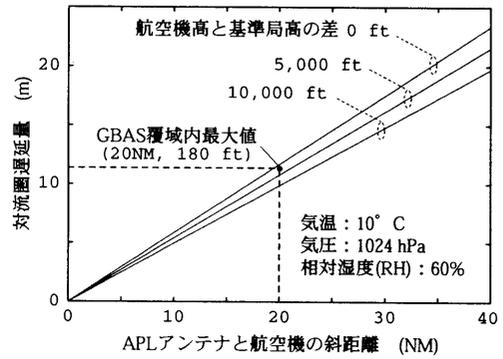


図 6: 対流圏遅延量 (斜距離, 高度による変化)

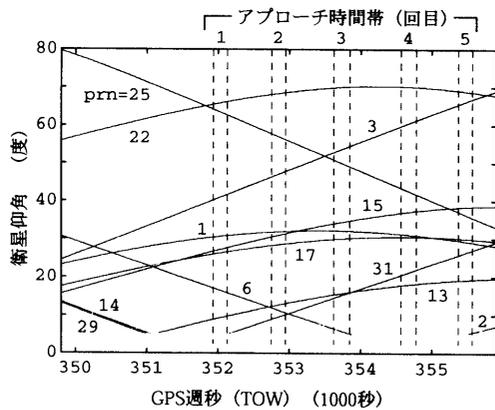


図 7: アプローチ中の GPS 衛星仰角

と航空機間の斜距離、飛行高度と対流圏遅延量の関係を示す。グラフから実験時の航空機位置、例えば 10NM, 1,500ft では遅延量が 5m 近くなり、無視できないことがわかる。また、GBAS 覆域内 (20NM, 180~10,000ft) では、180ft の覆域下端で遅延量が最大となり、約 11m になることがわかる。式 (4) の屈折指数 N_R は、地上の気温、気圧、相対湿度の関数として表され、気温 30°C、気圧 1024hPa、相対湿度 90% の場合、覆域下端の遅延量は 15m 近くになる。

式 (2) は 4 衛星以上の観測で未知数 \underline{r}_u 、 b_u を求めることが可能であり、未知数に対して非線形であるため、未知数を近似値と補正量の周りで線形化 (テイラー展開) して最小 2 乗法を適用するのが一般的である。最小 2 乗法には重みはつけないこととした。

以上から求めた航空機位置 \underline{r}_u を前述の後処理キネマティック GPS から求めた真の航空機位置と 0.5 秒毎に比較し、測位誤差を求める。5 回のアプローチ期間中の GPS 衛星の仰角を図 7 に示す。図 8 は、測位誤差の垂直方向成分であり、APL を測位演算に適用した場合としない場合を示す。図中の $|\mu| + 2\sigma$ は、95% 値の目安であり、APL を

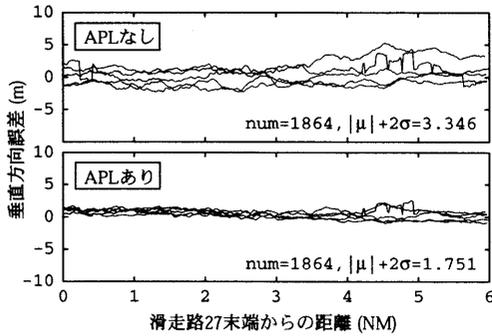


図 8: APL による垂直誤差の比較

用いず GPS だけで計算した場合 (3.346m) に比較して, APL を測位演算に入れた場合 (1.751m) は約 52%改善される. これは, 6NM から滑走路端までの範囲である. 次に, 誤差の水平成分を図 9 に示す. 図の横軸であるアロングトラック方向は, 滑走路 27 に沿った方向 (APL 送信アンテナに向かう航空機の進行方向) であり, クロストラック方向は, それと垂直方向を意味する. $|\mu| + 2\sigma$ は, アロングトラック方向に比べクロストラック方向が大きく, APL なしで測位演算した場合は 2.459m, APL ありの場合は 2.714m となった. また, アロングトラック方向の誤差は, 1.462m (APL なし), 0.999m (APL あり) となった. 以上から, APL は水平面誤差の改善に大きく影響しないことがわかる.

次に APL が垂直誤差の低減に寄与していることを確認するため, 5 回のアプローチについて, 測位演算の際に, 強制的に GPS 衛星を排除することを試みた. 排除する衛星は仰角の高い 22 番, 3 番の 2 基とした. これを 0 基 (1 通り), 1 基 (3 通り), 2 基 (3 通り) の計 7 通りで実施し, APL を演算に入れる場合と入れない場合の 14 通りの垂直誤差の $|\mu| + 2\sigma$ 値を計算する. この結果を図 10 に示す. 図から APL を測位演算に入れた方が, 入れない場合に比べて垂直誤差が改善され, 特に衛星を強制的に排除して VDOP を低下させた場合に改善比が高いことがわかる. ただし, 試行によっては APL を演算に入れた場合の誤差が, 入れなかった場合の誤差より大きくなる場合もある (図の破線より下側の部分). これは, 特に 3 回目のアプローチで 22 番衛星を排除した場合に顕著であり, バイアス誤差 μ が大きくなることが原因である.

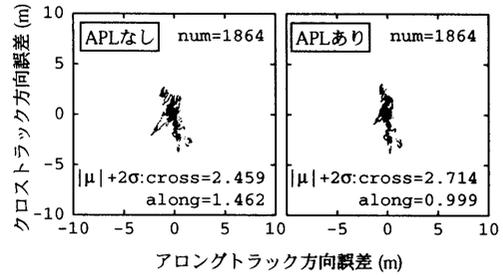


図 9: APL による水平誤差の比較

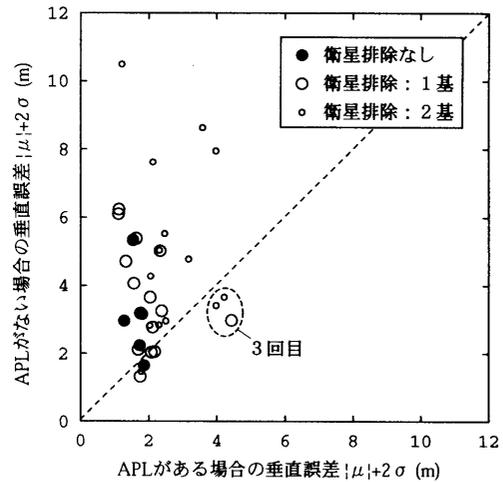


図 10: 衛星数を減じた場合の APL による垂直誤差の改善

6 考察

実験結果から, APL の受信信号強度は, 小型機の GPS トップアンテナで十分受信可能であり, 想定した覆域を十分満足することがわかった. 実験時のアンテナ配置では, 12・1 月ともに, 高度 100ft 未満の滑走路上の信号強度の変動が大きく, 大地反射によるマルチパス波の影響が観測された. この 1 つの対策は, APL アンテナの設置高を高くすることである.

測位性能の評価については, 1 基準局を使用して, ディファレンシャル GPS 処理した場合に APL によって VDOP が改善され, 測位誤差の垂直成分が小さくなる様子が, アプローチ飛行実験のデータから確認できた. 試みに, 高仰角の衛星を強制的に排除し, APL を測位演算に入れて VDOP を改善した場合には垂直誤差が大きく低減されることを確認したが, 例外的に垂直誤差が大きくなる試行もある. これについては, 今後 APL の測距誤差を詳細に検討し, 原因を探求する予定である. 現時点では, APL の工場試験の結果, 信号強度が増加した場合に, これに比例して擬似距離誤差にバイアス成分が生じるこ

とが知られており [8]、飛行実験データにも、滑走路末端付近で最大 2m 近いバイアス誤差が含まれることがわかっている。

また、全試行の垂直誤差の 95% 値は、APL を適用することにより 3.346m から 1.751m に改善された。これは、CAT-I 用 GBAS の垂直精度 (95%) 4m [3] を十分満足しているが、CAT-III の検討案 [9] 0.8m には及ばない。この原因の 1 つは、現時点で擬似距離にキャリアスムージングを十分行っていないことにある。飛行実験データの擬似距離は、GPS/APL 受信機内部で行われる、時定数が約 20 秒のスムージングによって得られたものであり、GBAS が要求する時定数 100 秒のスムージングを実施した評価は今後の課題となる。しかし、CAT-II, III の測位精度を直接評価するためには、GPS の擬似距離にも十分な精度が必要であり、CAT-II, III の性能を持つ GBAS と組み合わせただけの場合のみ、総合的な評価が可能と考えられる。

7 まとめ

国内で初めて開発された P コードパルス方式の空港シュードライトの概要を説明し、仙台空港で実施した飛行実験の方法とその結果の一部について報告した。実験の結果、航空機上で受信した APL の受信信号強度は十分で、予想した覆域を持つことが確認できた。ただし、高度 100ft 未満の滑走路では、大地反射のマルチパス波による信号強度の変動が観測され、アンテナの設置高に改善の余地があることがわかった。

測位性能の評価は、データ数の不足もあり十分ではない。しかし、5 回のアプローチ飛行データから後処理で測位演算を実施し、APL を測位に適用する場合としない場合を比較できた。この結果、測位誤差の垂直成分が改善され、特に強制的に衛星を排除し VDOP を悪くした場合にその改善比が高い傾向が確認された。この効果は以前からシュードライトの利点として報告されていたが、本実験では実際の APL でアプローチ飛行中の測位誤差を定量的に評価できた。

今後の課題は、APL の擬似距離に含まれる誤差を顕在化することにある。このためには、信号強度に比例したバイアス誤差を排除することが当面の課題となる。この原因は、現在受信機内部の RF 増幅段の飽和と考えられており、GPS/APL 受

信機を改造し、再度飛行実験を行う予定である。

謝辞

本実験は航空振興財団との共同研究で実施され、振興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。ご尽力頂いた航空振興財団の足立彌八郎氏、適切なアドバイスを頂いた水町守志委員長を初めとする委員各位、APL アンテナの設置等に際してご協力頂いた、国土交通省航空局仙台空港事務所、当所岩沼分室の関係者に感謝致します。

参考文献

- [1] B. D. Elrod, A. J. Van Dierendonck, "Pseudolites," in *Global Positioning System: Theory and Applications*, vol. II, pp.51-79, AIAA, 1996.
- [2] C. E. Cohen, B. S. Pervan, H. S. Cobb, "Precision Landing of Aircraft Using Integrity Beacons," in *Global Positioning System: Theory and Applications*, vol. II, pp.427-459, AIAA, 1996.
- [3] ICAO GNSS Panel, "Amendment 76 to ANNEX 10, volume I(Fifth Edition)," Nov. 2001.
- [4] 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.
- [5] J. Warbuton, M. Dickinson, "Integration and Testing of a wide-band airport pseudolite," *Proc. ION-GPS*, pp.1531-1540, Sept. 1999.
- [6] C. G. Bartone, S. Kiran, "Flight test results of an integrated wideband airport pseudolite for the local area augmentation system," *J. ION*, vol.48, no.1, pp.35-48, spring 2001.
- [7] A. J. Van Dierendonck, Pseudolite technology for GPS augmentation, *ION GPS-97 tutorial*, Sept. 1997.
- [8] 航空振興財団, 地上疑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.
- [9] ICAO GNSSP, "Draft SARPs and Guidance Material ver.6.0," in *Report of ICAO GNSS Panel Working Group B appendix-E*, Feb. 1998.