

次世代運航システム (DREAMS) プロジェクトについて (2)

越岡 康弘*

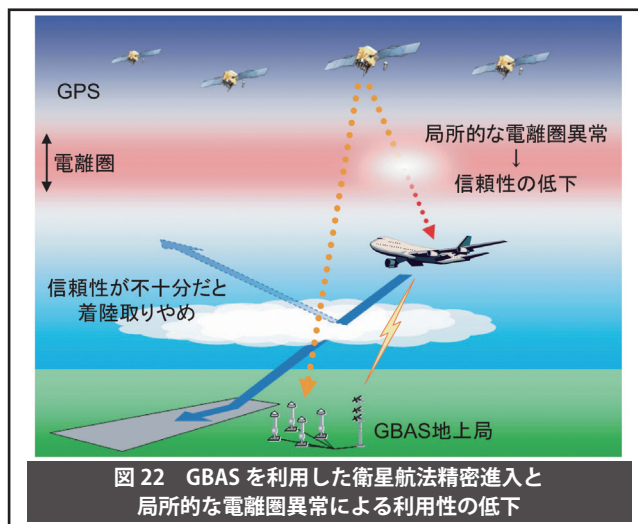
4. 高精度衛星航法技術

DREAMS プロジェクトでは、衛星航法を利用した高精度航法システム、特に GBAS (Ground-Based Augmentation System; 地上型衛星航法補強システム) 補強下における精密進入の信頼性向上について研究を進めた。衛星航法による精密進入の実現には、衛星信号の伝搬経路にある電離圏異常への適切な対処が必要とされるが、特に日本などの低磁気緯度地域では高頻度なプラズマバブル (赤道域電離圏におけるプラズマ密度が局所的に減少する事象) の影響が懸念される。そこで、プラズマバブルによる GBAS 精密進入の利用性への影響に着目し、航空機に搭載された INS (Inertial Navigation System; 慣性航法システム) を複合することで、利用性低下を最小限とすることを目標として研究開発を進めた²⁴⁾。

GBAS は、滑走路近くに設置した 3~4 台の GPS 地上局で受信した GPS 信号をもとに、疑似距離に含まれる誤差の補正情報や信頼性に関する情報を生成し、周辺の航空機に向けて配信するシステムであり (図 22)、航空機は GBAS から受信した補正情報を利用して、一周波ディファレンシャル GPS (DGPS) 測位方式に基づく高精度な測位を行うが、地上局と航空機とで観測される電離圏遅延量の相関が低下すると DGPS 測位精度が低下する。他方、プラズマバブル内部では、様々なスケールのプラズマ不規則構造が生じており、そのため、これを通過して受信される GPS 信号には、シンチレーション (受信強度や位相の揺らぎ) が発生し、これが激しくなると GPS 受信機内部での信号位相追尾処理が困難となり、ついには受信できなくなる。

* Yasuhiro KOSHIOKA

国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構
航空技術部門



同時に多数の衛星が利用できなくなると、精密進入の利用性が低下する可能性がある。

プラズマバブルが衛星信号に与える影響を調べるため、2013 年 3 月より約 2 年間にわたり、シンチレーション観測用 GNSS 受信機 (Septentrio 社製 PolaRxS Pro) による地上局での継続的な観測を実施した。この受信機は疑似距離、搬送波位相などの一般的な GNSS 観測量に加え、TEC (Total Electron Content; 信号伝送路に沿った電子の量、電離圏遅延の要因)、S4 (振幅シンチレーション強度指標)、 σ_0 (位相シンチレーション強度指標) を記録できる (S4 および σ_0 のいずれかが 0.7 以上で強いシンチレーションとされる)。低緯度ほどプラズマバブルの影響を受けることから²⁵⁾、観測場所として電子航法研究所が石垣市中央運動公園 (北緯 24 度、東経 124 度) に設置している観測サイトを利用し、日没から明け方までのデータ収集を実施した。図 23 (左図) に多数のプラズマバブルの発生した 2013 年 3 月 24 日に取得した S4 を、同時時間帯の各受信信号のロック状態

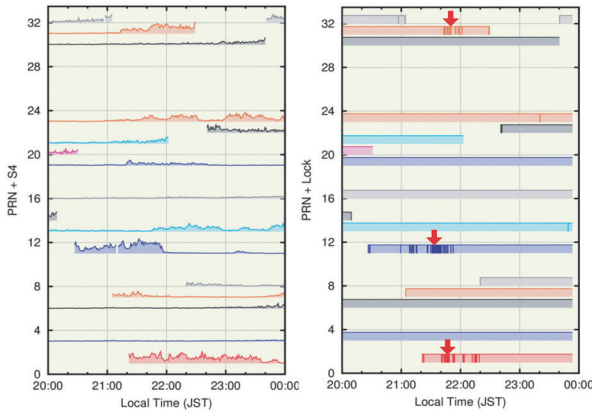


図 23 受信信号の S4 (左図) とロック状態 (右図)
(矢印で示した箇所ではロック損失が頻発)

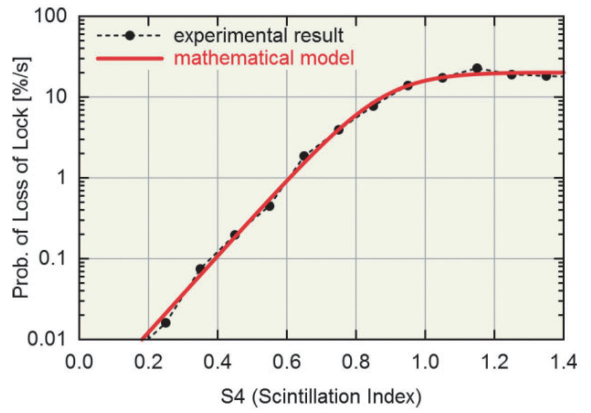


図 25 シンチレーション指標 (S4) と
ロック損失確率との相関 (機上受信機)

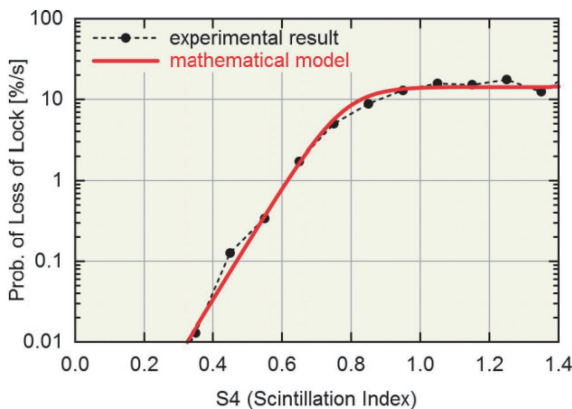


図 24 シンチレーション指標 (S4) と
ロック損失確率との相関 (地上受信機)

を図 23 (右図) に示す。特に PRN1、11、31 についてロック損失が頻発しているが、ロック損失時の S4 レベルが高く、強いシンチレーションにより、信号が途切れていることがわかる (PRN ; Pseudo Random Number 衛星の識別コード)。

静止する地上局で受信される衛星信号と飛行中の航空機で受信される衛星信号との違いを検証するため電離圏異常環境下における GNSS データ収集のため、JAXA の所有する実験用航空機「飛翔」による飛行実験を実施した。受信機は地上試験に用いたものと同一であり、2012 年 9 月、2013 年 3 月、9 月、2014 年 3 月の計 4 回の試験キャンペーンで、プラズマバブル発生時に計 17 回の飛行実験を実施した。収集したデータを地上と機上との受信特性について評価したところ、ロック損失の発生しやすさに差異があることが分かった。図 24、

25 にロック損失開始時からロック回復時までの平均時間の逆数をロック損失確率 (P_{Loss} [%/s]) と定義し、S4 と P_{Loss} の関係を地上受信機と機上受信機について示す。これより機上受信機の方が、低 S4 領域でロック損失を起こしやすいことがわかる。これは主に飛行ダイナミクスに起因するものと推測された。

航空機上で GPS 信号を受信すると、機体運動に起因するドップラ偏移を生じ、それに追従するために追尾ループの帯域幅は、静止する地上受信機に比べ広くとる必要がある²⁶⁾。他方、INS は、航空機 の速度、位置、姿勢角を出力するため、機体運動に起因するドップラ周波数を算出することが可能であり、これを補正量として追尾ループに入力することで (図 26)、受信機側での負担が減少し、地上受信機に近い性能が期待できる。図 27 に 2013 年 3 月 24 日 21 時 33 分～50 分において観測されたシンチレーション強度を示す。特に PRN11 に強いシンチレーションが観測されていることがわかる。図 28 に INS 複合なしで、積分時間が 1ms の場合 (通常の GPS 受信機に相当) の位相追尾誤差を示す。中程度のシンチレーションがある PRN23 では追尾ロスが発生しており、強いシンチレーションがある PRN11 ではほとんど追尾できていないことがわかる。図 29 に INS 複合を行い、積分時間を 100ms とした場合の位相追尾誤差を示す。シンチレーションの大きい PRN11 の場合でも、位相追尾誤差は大きいものの追尾ロスは発生していないことがわかる。従来の研究では、シンチレーション

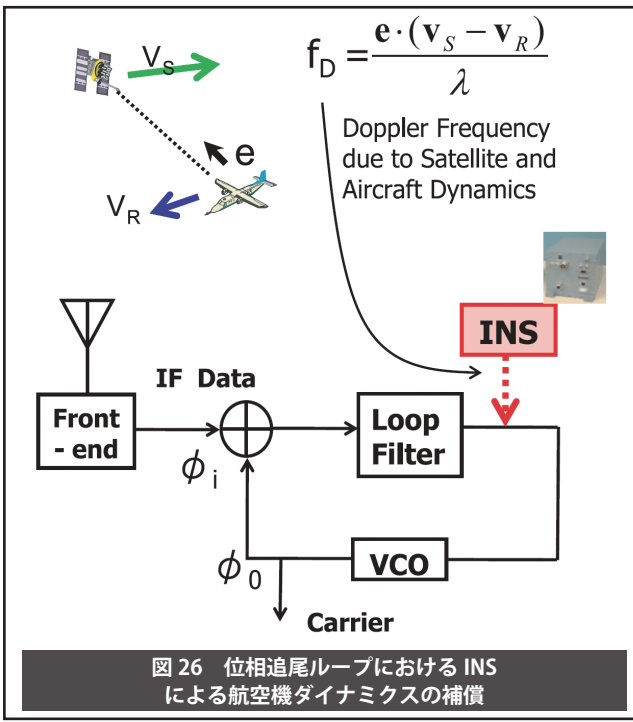


図 26 位相追尾ループにおける INS による航空機ダイナミクスの補償

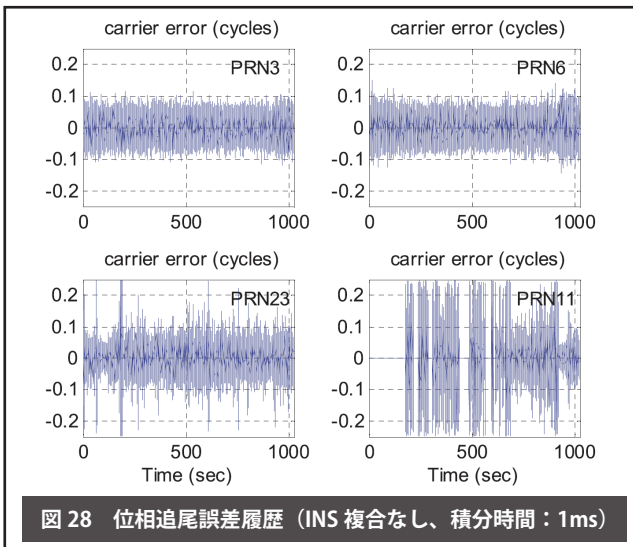


図 28 位相追尾誤差履歴 (INS 複合なし、積分時間：1ms)

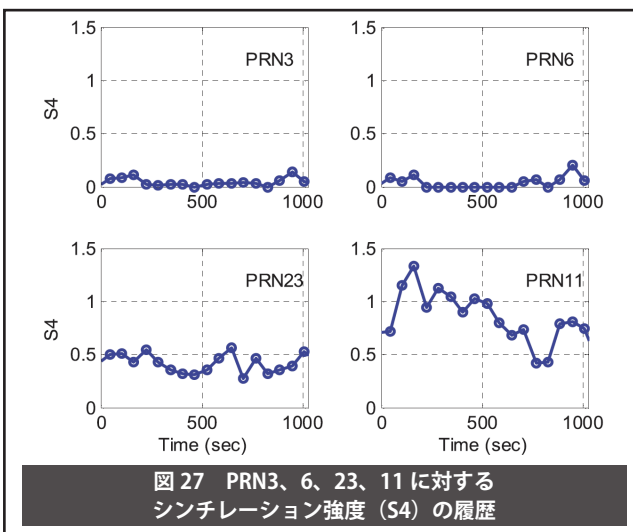


図 27 PRN3、6、23、11 に対するシンチレーション強度 (S4) の履歴

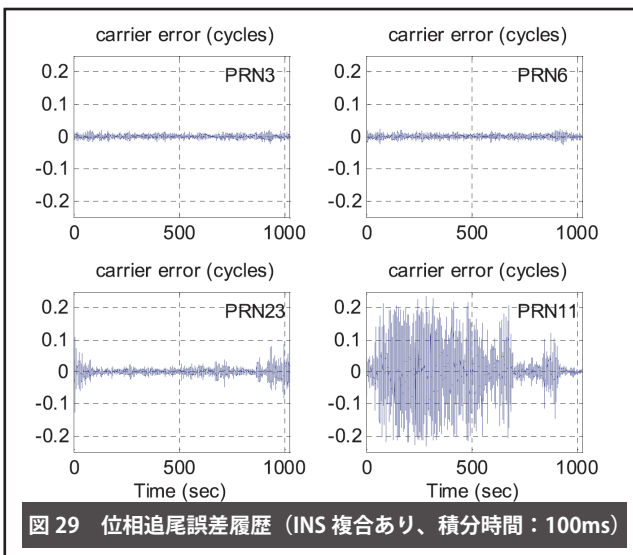


図 29 位相追尾誤差履歴 (INS 複合あり、積分時間：100ms)

下では、10～20msの比較的短い積分時間が有利、特に非常に強いシンチレーション下ではさらに短い1ms程度の積分時間が有利とされてきたが^{28～30)}、これは激しく変動する位相を追尾するためには、高いフィードバックレートが必須であり、積分時間を短くとる方が有利となるためと考えられる。一方INS複合とすることで変動レベルを低く抑え、長時間積分を可能とすることで、ロバストな追尾を可能としているものと考えられる。図30に多数の飛行データを解析して得られたロック損失確率とS4の関係を示す。これよりINS補強により大幅にロック損失確率が改善していることがわかる。

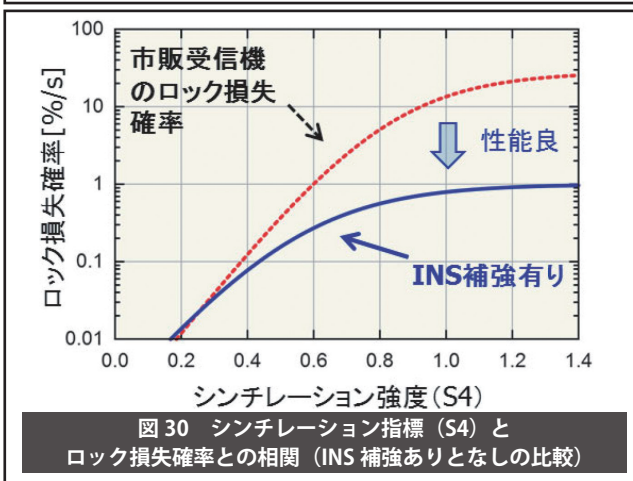


図 30 シンチレーション指標 (S4) とロック損失確率との関係 (INS 補強ありとなしの比較)

最後に、構築したGPS信号ロスモデルを用いて、GBAS利用性評価シミュレーションを実施した。シミュレーションの条件としては、太陽活動の

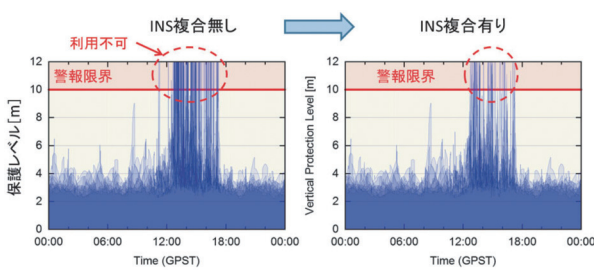


図 31 垂直保護レベルと警報限界の履歴

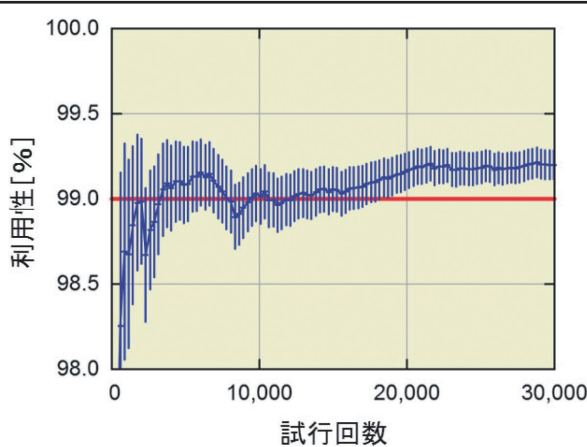


図 32 多数回シミュレーションによる利用性評価結果
(縦の誤差幅は信頼性 95%を示す)

強さを示す F10.7 指標は 200 とした（過去の太陽活動極大期においては、年間のおよそ半数の日がこの値を超える）。地上局および機上の精度指標（GAD（Ground Accuracy Designator）及び AAD（Airborne Accuracy Designator））はともに B とし³¹⁾、プラズマバブルは幅 100 km、高さ 800 km の矩形断面が地磁気磁力線に沿って南北方向に伸びているものとして、互いに約 400 km ずつ離れた 4 つのプラズマバブルが 100 m/s の速度で西から東へ移動するものとした。利用性の判定は、GBAS 精密進入の成立に必要な複数の要件のうち、最も厳しい要件である VPL（Vertical Protection Level：垂直保護レベル）が VAL（Vertical Alert Limit：垂直警報限界）を超えない条件とした。ここで VAL は一般的に用いられる 10 m とした。図 31 に INS 複合なしの場合と INS 複合ありの場合の垂直保護レベルを示す。この際、INS 複合なしでは、利用性（VPL < VAL となる時間の割合）は 98.08% となり、INS 複合ありの場合には 99.19% であった。図 32 に衛星配置等の条件を変化させてモンテカルロ・シミュレーションを実

施した結果を示す。これより信頼性 95% で利用率は 99% 以上であることが示された。

現在 GPS の INS 補強に関する技術基準は米国 RTCA（Radio Technical Commission for Aeronautics）の GPS 委員会（SC-159）が策定した ABAS（Aircraft-Based Augmentation System）機上機器の規格文書（DO-316, Appendix R）及び SBAS（Satellite-Based Augmentation System）機上機器規格文書（DO-229, Appendix R）に規定されている。近年低価格で高性能な INS の普及が進んでいることから、RTCA では GNSS/INS そのものの技術基準（MOPS for GNSS-aided Inertial Systems（仮））を策定中であり、JAXA も本研究結果を踏まえ策定作業に参画している。また、本規格をベースとした FAA による TSO（Technical Standard Orders；航空機搭載品の認証技術基準）の策定が想定されており、これまでは機体とセットで認証されてきた複合航法装置が GNSS/INS 単体での認証が可能となり、汎用の航空機装備品として開発することで、利用拡大が期待されている。

5. GBAS を用いた曲線進入技術

一般的に行われている ILS（Instrument Landing System）による精密進入では、少なくとも 3 ～ 5 NM の直線部が必要となる。そのため、空港周辺に急峻な地形がある場合や人口密集地がある場合、十分な直線部が確保できず、計器進入方式が設定できない空港がある。最終直線部を短くする曲線進入が可能となれば、これらの空港でも計器進入が可能となり、市街地上空の飛行制限の回避、経路短縮による燃料節減、排出ガス削減、定時性向上等が期待できる。将来の空港への精密進入システムとして導入が始まっている GBAS³²⁾ は、地上からデジタル情報として放送される飛行経路と機上で算出された自機位置の差分を経路からのずれとして扱う方式であるので、ILS のように進入経路毎の設備は不要で、一つのシステムで複数の進入経路を設定することが可能である。さらに、GBAS の機能の一つとして検討されている TAP³³⁾（Terminal Approach Path）では、標準的な直線経路以外に曲線を含む複数のセグメントを接続し

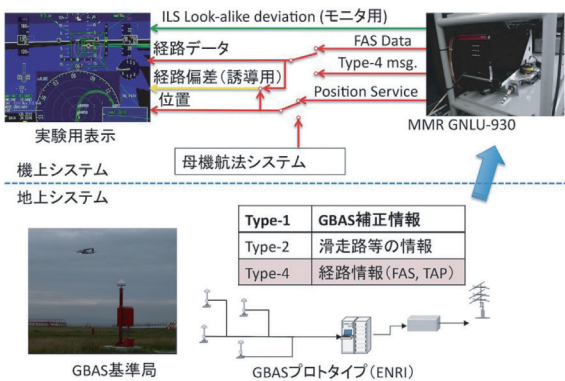


図 33 飛行実験で用いた実験システム構成



図 34 実験用航空機 (MuPAL-α)

06L		24R	
形式	記号	形式	記号
FAS	GKJ	FAS (標準)	GKW
FAS (2000 m 内側接地)	GKJB	FAS (標準)	GKW0
FAS (900 m 内側接地)	GKJC	TAP-A (連続降下)	GKW1
FAS (降下角 4°)	GKJD	TAP-A	GKW2
TAP-C	GKJ1	TAP-B	GKW3
		TAP-C	GKW4

表 3 設定した経路

た経路を扱うことができることから、連続的な精密曲線進入が可能となると考えられている。現状では、TAPは基準化団体等で将来技術と位置づけられており、規格の標準化が進んでおらず、現在の航空機のオートパイロットは曲線進入に対応していない。本プロジェクトでは、GBAS-TAPを用いた自動着陸技術の開発を目的として、電子航法研究所(ENRI)と共同で研究開発、飛行実証を実施する

こととした。

一連の飛行実験で使用した実験システムの構成を図 33 に示す。地上局としては、ENRIが開発した GBAS プロトタイプを用いた^{33~36)}。2011年の段階では、ILSに重畳する 4 本の直線経路(FAS: Final Approach Segment) のみが設定されていたが、2012 年以降 TAP を含む曲線経路、直線経路が追加されている(表 3)。機上側の機器としては、JAXA が保有する実験用航空機 MuPAL-α (図 34) に TAP に対応した GBAS 受信機である MMR (Multi Mode Receiver)、Rockwell Collins 社製 GNLU-930 を搭載し、その出力をコックピット右席の実験用ディスプレイに表示している(図 35)。ここでは、経路及び経路からのずれを透視図法的な空間のトンネルとして表示し、誘導

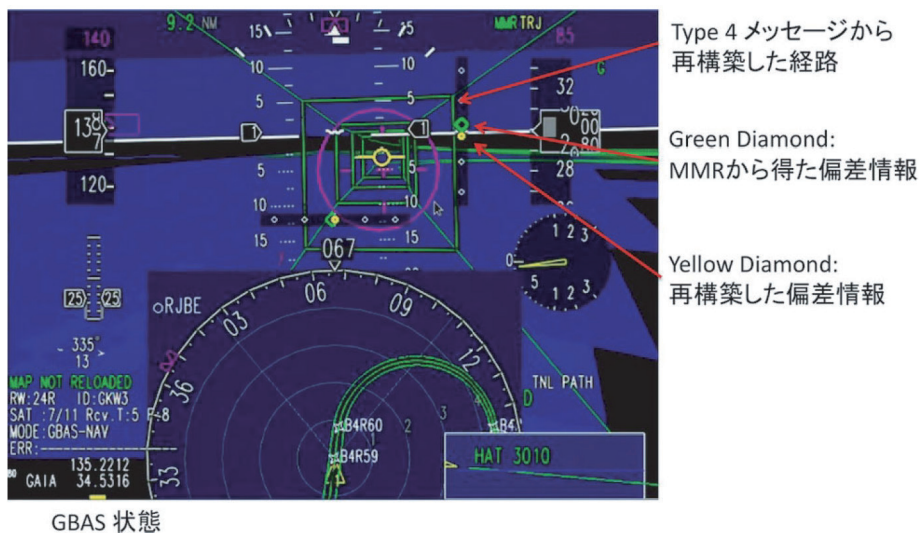


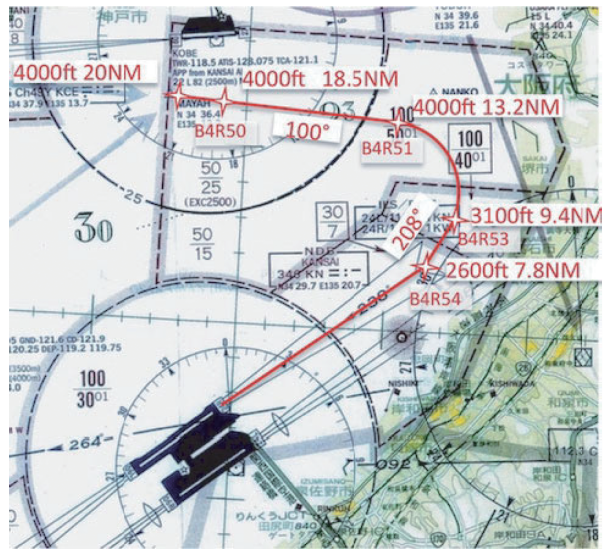
図 35 実験用ディスプレイの表示例



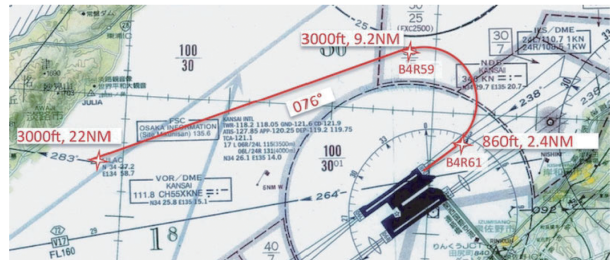
図 36 LAAS シミュレータ概観

と操縦の手がかりをパイロットに与えるほか、選択されている経路名や空港名、GPS の状態を表示することができる。GBAS システムでは、GPS 信号と GBAS メッセージから MMR が経路誤差を両信号から算出するため、飛行試験による機能確認が欠かせない。しかしシステム開発のために飛行試験を実施することは非常に非効率なので、GPS 信号に加え、GBAS のメッセージを生成する LAAS (Local Area Augmentation System) シミュレータ (SPIRENT GSS4150) を導入し、飛行シミュレータ、MMR と組み合わせることで、地上試験環境を構築した (図 36)。今回の飛行実験のために設定した曲線経路を図 37 (a) ~ (c) に示す。今回の飛行実験では、関西国際空港滑走路 06L 側に接地点を滑走路内側にずらした直線経路を 2 本、降下角を 4° とし経路を 1 本、曲線経路の TAP-C を 1 本追加した。また滑走路 24R 側には曲線経路 4 本と TAP-C に接続するための直線経路 GKWO を新たに 1 本追加した。

最初にシステムの機能確認を行うため、2011 年 6 月及び 12 月に、関西国際空港に設置された



(a) 経路 TAP-A



(b) 経路 TAP-B



(c) 経路 TAP-C

図 37 実験で設定した曲線経路の例

ENRI の GBAS プロトタイプと実験用航空機を用いて、直線進入の飛行実験を実施した。この実験では、GBAS 地上局から送信された Type-1 メッセージおよび Type-4 メッセージが正しく受信され、MMR が適切な経路誤差情報を出力している

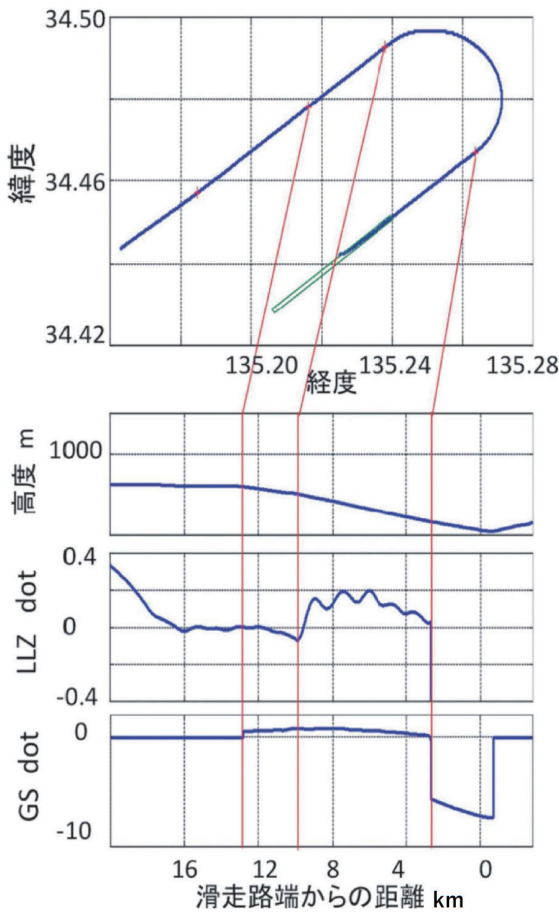


図 38 TAP-C 飛行時の経路誤差

ことが確認された。2012 年 6 月には TAP を含む曲線経路を追加し、パイロットの手動操縦によりディスプレイに表示された経路を飛行する実験を行った³⁷⁾(図 37)。TAP-C を飛行した際の履歴を図 38 に示す。飛行経路は設定された通りのデータを機上で受信、解読して、それによる飛行ができていたのに対し、図 38 の GS (Glide Slope) と LLZ (Localizer) の履歴に示されるよう、MMR が出力する誤差情報に異常が見られた。LAAS シミュレータを用いて検証を進めた結果、TAP の仕様を定めた RTCA DO-246D³⁸⁾ に記載のない制限やデータの扱いがあることが判明し、これらを考慮して経路設計を行い、問題を解決した。

現状のオートパイロットでは、経路からの誤差である GS と LLZ 信号を入力することで経路追従することができる。MMR が出力する誤差情報とも互換性があるため、GBAS システムによっても同様に

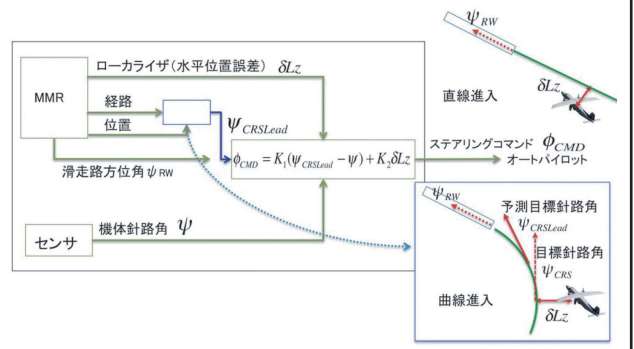


図 39 曲線進入に対応したオートパイロット

着陸進入が可能である。しかしながら、曲線経路からの誤差情報を入力しても曲線経路に追従することはできない。これは、現状のオートパイロットのアルゴリズムが直線経路を想定しているためであり、曲線経路追従中の定常バンク角が残差となるためである。そこで、定常バンクの成分をオートパイロットのアルゴリズムに入力する方法として、滑走路方位角の入力を利用する方法が考えられた。本方式の概念を図 39 に示す。本来は一定の数値を設定する滑走路方位角 ψ_{RW} の代わりに、MMR の出力する時刻によって変化する目標方位角 ψ_{CRS} を与える方法である。しかし、この方法では、経路誤差が 0 の時には機体の進路角と目標方位角が一致してしまうので、やはり残差が発生してしまう。そこでさらに現在の目標方位角に代えて一定の距離だけ先の目標方位角 $\psi_{CRSLead}$ を用いることで、定常バンク角を発生させる方法を考案した。 $\psi_{CRSLead}$ は経路の曲線部分の曲率のみから容易に算出できるため、MMR 内部で十分に処理することが可能である。このアルゴリズムは、シミュレーションによる確認を経て、MuPAL- α システムに用意されたオートパイロットの基本モードに接続し、GBAS を用いず、あらかじめ機上で設定した曲線経路による飛行試験により、所望の追従精度を有することを確認した。

2013 年 12 月に、開発したアルゴリズムが直線経路と同等の精度で曲線経路を飛行できることを示す目的で、飛行実験に臨んだ。実験の飛行経路と経路誤差を図 40 に示す。図からわかるように、曲線部分について再現性のある特徴的な経路誤差がみられ、直線経路についても、定常的な誤差が生じていることがわかる。アルゴリズムを検証した

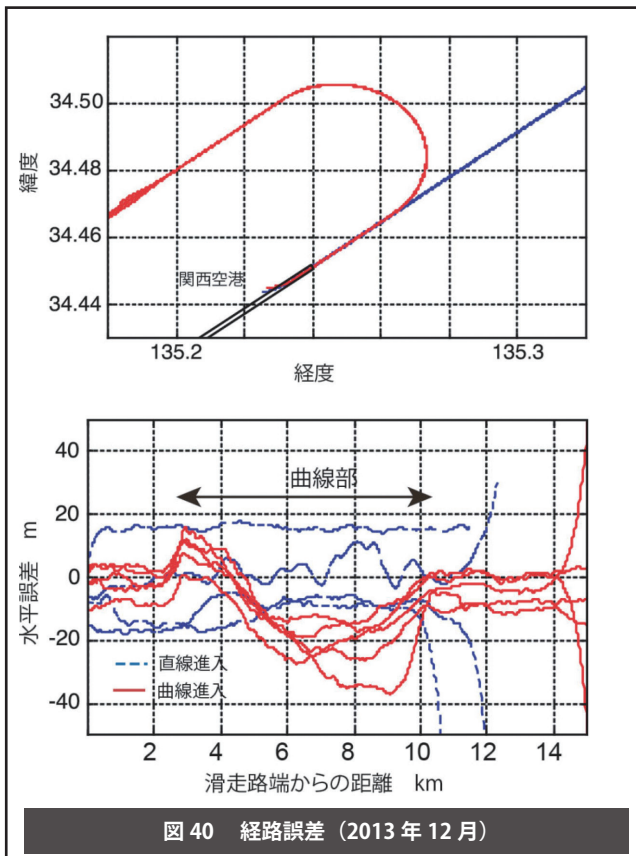


図 40 経路誤差 (2013 年 12 月)

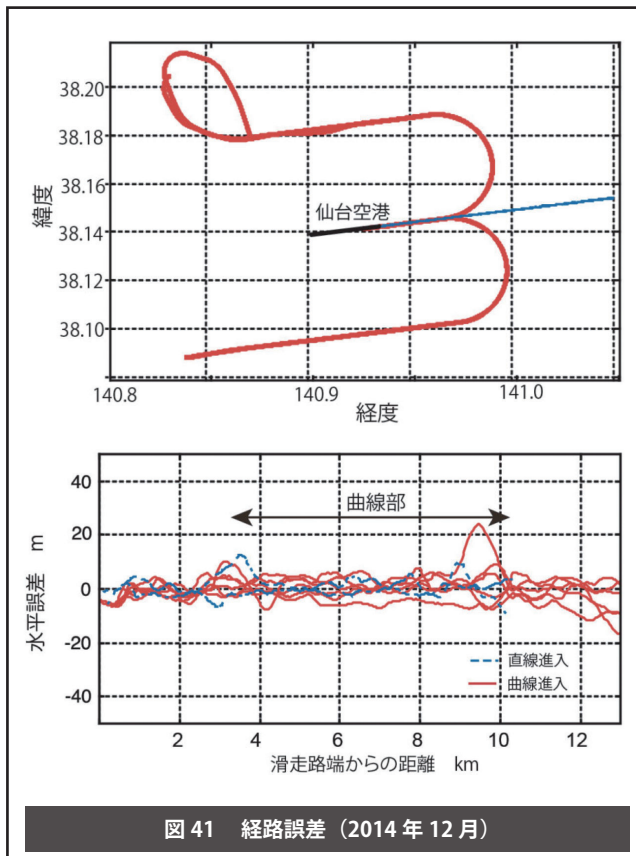


図 41 経路誤差 (2014 年 12 月)

結果、対地速度と対気速度の扱いに不備があり、試験当日は北西の強い風があり事前確認で発見できなかった事象が表れていることが判明した。アルゴリズムを修正、確認したのち、2014 年 12 月に仙台空港に設置された GBAS 実験局を用い、関西国際空港での実験と同じ経路による試験を実施した。今回の試験経路と水平誤差を図 41 に示す。今回も 20 ~ 30kt の北西の風が吹いていたが、直線進入、曲線進入の双方で経路誤差が低い値に抑えられており、アルゴリズム、システムの妥当性を確認することができた。

6. 防災・小型機運航技術

DREAMS プロジェクトの一環として開発がすすめられた「防災・小型機運航技術」は後継事業による研究開発が継続しており、最新の開発状況は「大規模災害時のヘリコプター運航管理の研究～災害救援航空機情報共有ネットワーク (D-NET)」として本誌9月号に掲載される予定であるので、そちらを参照されたい。

7. まとめ

DREAMS プロジェクトは、国土交通省の航空交通に関する CARATS ロードマップにおける施策と JAXA の得意技術を紐づけることで、成果の受け取り手を明確にしたプロジェクト活動とすることができた。これによりハードウェア開発を伴わない研究開発でありながら、「新しい空港風情報(ALWIN)」(気象庁への技術移転による成田、羽田両空港への導入)、D-NET に対応した「集中管理型消防防災ヘリコプター動態管理システム」(アビオメカへの技術移転による総務省消防庁への導入)等の社会実装を早期に実現することができた。また、アルゴリズム開発やフィールド試験、飛行実験による実証により、世界レベルの予測モデルの構築(後方乱気流予測モデル、低層風擾乱における風擾乱検出機能、地上騒音伝搬予測モデル、電離圏異常モデル)、GBAS-TAP 方式による曲線進入アルゴリズム構築が実施された。これらは国際民間航空機関(ICAO)をはじめとする国際基準機関における基準策定作業への反映を目指して提案活動が進行中である。

(おわり)

参考文献

- 24) 藤原 健、辻井利明、久保田鉄也：GPS/INS 複合による電離圏異常環境での GBAS 利用性向上（続報）、第 51 回飛行機シンポジウム講演集、2013.11.
- 25) Saito, S.: Study of Effects of the Plasma Bubble on GBAS by a Three-Dimensional Ionospheric Delay Model, Proc. of ION GNSS 2009, 2009.
- 26) Tsujii, T., Fujiwara, T., Suganuma, Y., Tomita, H. and Petrovski, I.: Development of INS-Aided GPS Tracking Loop and Flight Test Evaluation, SICE J. Control Meas. Syst. Integration, 4,1 (2011) , pp.27-30.
- 27) Tsujii, T., Fujiwara, T. and Kubota, T.: Improvement of INS-Aided GPS Tracking Performance under Strong Ionospheric Scintillation, NAVIGATION, J. Inst. Navigation, 62.2 (2015) , pp.111-119.
- 28) Humphreys, T.E., Psiaki, M.L. and Kintner, P.M., Jr.: Modeling the Effects of Ionospheric Scintillation on GPS Carrier Phase Tracking, IEEE Trans. Aerospace Electronics Syst., 46, 4 (2010) , pp.1624-1637.
- 29) Won, J.H., Eissfeller, B., Pany, T. and Kintner, P.M., Jr.: Advanced Signal Processing Scheme for GNSS Receivers under Ionospheric Scintillation, Proceedings of IEEE/ION PLANS 2012, Myrtle Beach, DC, Apr. 2012.
- 30) Macabiau, C, Deambrogio, L., Barreau, V., Vigneau, W., Valette, J.J., Artaud, G., Thevenon, P. and Ries, L.: Kalman Filter Based Robust GNSS Signal Tracking Algorithm In Presence of Ionospheric Scintillations, Proc. ION GNSS 2012, Nashville, TN, Sep. 2012, pp.3420-3434.
- 31) McGraw, G.A., Murphy, T., Brenner, M., Pullen, S. and Van Dierendonck, A.J.: Development of the LAAS Accuracy Models, Proc. of ION GPS 2000, Salt Lake City, UT, Sep. 2000, pp.1212-1223.
- 32) 森岡日出男：GBAS Landing System について、日本航空宇宙学会誌、56 (2008)、pp.97-100.
- 33) 工藤正博、齋藤 亨、齋藤真二、藤田征吾、藤井直樹、武市昇：GBAS の放送する経路情報とその拡張可能性について、第 47 回飛行機シンポジウム講演集、2009.
- 34) 福島荘之介、工藤正博、齋藤 亨、吉原貴之、齋藤真二、藤田征吾、星野尾一明、藤井直樹：インテグリティ保証のための GBAS プロトタイプの開発、第 48 回飛行機シンポジウム講演集、2010.
- 35) 工藤正博、齋藤 亨、吉原貴之、齋藤真二、松本圭左、藤田征吾、山 康博、星野尾一明、藤井直樹：GBAS の実験計画について、第 48 回飛行機シンポジウム講演集、2010.
- 36) 伊藤正宏、福島荘之介、山 康博、齋藤真二、藤田征吾、樋上一誠、森岡日出男、長井丈宣、袴田健一：関西国際空港における B787 を用いた GBAS プロトタイプの飛行実験、第 49 回飛行機シンポジウム講演集、2011.
- 37) 船引浩平、津田宏果、福島荘之介、齋藤真二：GBAS-TAP を用いた曲線進入の飛行実験（その1）、日本航空宇宙学会第 44 期年会講演会、2013.
- 38) GNSS-Based Precision Approach Local Area Augmentation System (LAAS) Signal-in-Space Interface Control Document (ICD) , RTCA DO246D, 2008.