航空機の精密進入着陸のための DGPS/INS 複合航法システム^{*1}張 替 正 敏^{*2}

Key Words: Guidance and Control, Human Engineering, GPS, Hybrid Navigation System

1. はじめに

航空機に搭載される将来の航法システムが持つべき性能をまとめると次のものが考えられる。

- 出力される航法情報の精度が高く、いつでもどこでも計測可能なこと。
- 自律的なシステムであること。
- 種々のミッションに対応した航法情報を出力できること。
- 使用するセンサの故障などに対して適応性のあるシステムであること。
- ハードウェア的に優れ低価格であること。

これらの性能のすべてを満足する航法システムを構築するためには、全地球型の衛星航法システム (GNSS, Global Navigation Satellite System) とくに GPS (Global Positioning System, 全世界測位システム) が不可欠であるとして、アメリカでは将来の航空航法システムのあり方を討議する委員会 (FANS 委員会, Special Committee on Future Air Navigation Systems) において精度、信頼度、利便性の各面から GPS を用いた航法システムの検討が行われている。それによると、2000 年までに基本性能の確認を

行い、2005 年からは GPS によるカテゴリー I の精密進入着陸の運用を開始するとしている。

GPS が航空機の航法システムとしてその実用性に注目されるようになった背景には、ディファレンシャル GPS (DGPS, Differential GPS) 航法による測位精度の大幅な向上と、INS (Inertial Navigation System, 慣性航法システム) との複合航法による航法データの信頼性向上がある。本稿では、DGPS/INS 複合航法による精密進入着陸技術を中心に、世界の技術動向、航法研究で実施している複合航法の飛行実証と精度解析の結果について紹介する。

2. DGPS/INS 複合航法の技術動向

GPS と INS との複合航法システムは、GPS の安定した精度を持つ観測データにより、時間とともに増大する INS のドリフト誤差を推定、除去しようとするものである。推定には INS ドリフト誤差のダイナミクスをモデル化したカルマンフィルタが用いられる。この手法は GPS の開発段階からすでにアメリカ空軍において研究が進められており、Cox¹⁾ は複合化のメリットとして次の 2 点を挙げている。

- (1) INS の欠点である時間とともに増大するドリフト誤差を抑えることで、ダイナミックレンジの広い、位置、速度、姿勢レート、加速度情報が安定して得られる。
- (2) 飛翔体が激しい運動下にあるとき、あるいは劣悪な信号環境下にあるときに GPS 信号の受信を安定させることができる。

第 1 図は DGPS/INS 複合航法に関わるおもな研究の流れを、年代ごとに達成された測位精度とあわせて示したものである。1970 年代の研究は複合航法のアルゴリズム検証がおもな目的で、シミュレーションにより測位精度の予測が行われていた。ただし、GPS 誤差モデルの精度が低く、得られた結果は現在の技術レベルからみるとかなり悪いものである。80 年代にはリットン社から GPS 受信機を含む INS 装置が発表され²⁾、アメリカの Draper 研究所では実際に飛行実

著者紹介

張替 正敏 (正会員)

昭和 34 年生、奈良県出身。昭和 62 年東京大学大学院工学系研究科航空学専攻博士課程単位取得退学。同年(株)東芝入社。平成 5 年科学技術庁航空宇宙技術研究所入所。現在、制御部計測研究室長。航空宇宙機の航法システムの研究に従事。計測自動制御学会論文賞 (技術賞) 受賞。工学博士。

^{*1} 平成 8 年 10 月 18 日、第 34 回飛行機シンポジウムにて講演。平成 9 年 5 月 7 日原稿受理 DGPS/INS Hybrid Navigation System for Precise Approach and Landing of Aircraft

^{*2} 航空宇宙技術研究所 Masatoshi HARIGAE

第1図 DGPS/INS 複合航法システムに関するおもな研究のなごれ

験で GPS/INS 複合航法の性能を確認している³⁾。この実験では GPS 衛星の配備数がまだ十分でなく、しかも DGPS 航法を行っていないため精度は 10~40 m 程度にとどまった。90 年代に入ると SA (Selective Availability, 選択利用性)⁴⁾が導入され通常の GPS 航法では十分な精度が得られなくなったが、これを契機に DGPS 航法の技術開発が加速した。DGPS 航法とは、地上の定点に設置した GPS 受信機と機上の受信機とのデータを使って共通の誤差源を除去する手法で、SA だけでなく大気遅延による測定精度の劣化のほとんども回避することができる。この DGPS と INS を複合化させて最初に飛行実験を実施したのがブランシュバイク工科大学 (ドイツ) の飛行誘導制御研究所である。このときの測位精度は、縦方向はカテゴリー II を、横方向はカテゴリー III を満足したとされており、航空機の精密進入着陸に GPS を応用できるという最初の結果であった⁵⁾。ついで NASA ラングレー研究センターがハネウェル社と共同で同様の飛行実験を実施している⁶⁾。

これを受け世界各国で GPS による自動着陸システムの開発が始まり、95 年はそのデモンストレーションの年となった。アメリカでは FAA (連邦航空局) の主導で DGPS と既存の INS を併用した航法システムで⁷⁾、ドイツでは DGPS/INS 複合航法で飛行実験が実施され⁸⁾、日本でも航技研が試作した DGPS/INS 複合航法で計器着陸を試みた⁹⁾。いずれの実験でも 1~2 m 程度の測位精度が得られている。90 年代に

入り、数が少なくなったシミュレーション等による精度予測の研究であるが、本稿でも紹介する航技研の 96 年の結果¹⁰⁾では飛行実験のデータとほぼ同様の予測精度が得られており、実験結果と合わせて DGPS/INS 複合航法の技術が確立したといつてよい。

GPS 搬送波位相データを利用した DGPS 航法 (キネマティック GPS と呼ぶ) では、FAA とスタンフォード大学が中心となり 95 年に着陸実験を行い、測位精度が 10 cm とさらに一桁向上することが実証されている⁷⁾。ただし、キネマティック GPS 単独航法ではその信頼性に解決すべき課題があり、DGPS/INS 複合航法のなかで搬送波位相データを処理する方式を採用すべきであるとの提案もある¹⁰⁾。

3. DGPS/INS 複合航法システムの構成と飛行実験結果

航技研が開発したシステムを例に、第2図に DGPS/INS 複合航法システムにおけるデータの出力関係とアルゴリズムを表したブロックダイアグラムを示す。ダイナミックレンジが広く、情報内容が豊富な INS 航法データの特性を生かすために、本システムでは GPS データを測位には用いず、INS における時間とともに増加するドリフト誤差を推定するための観測データとして用いる。図中、上半分はジャイロと加速度計の出力を積分するストラップダウン INS 航法演算の部分で、本システムでは 64 Hz のレートで計算している。この結果、INS 航法データは、航空

第2図 DGPS/INS 複合航法システムのブロックダイアグラム

機のダイナミクスにも十分対応できるダイナミックレンジを持つことになる。図中、下半分はGPSデータを利用してINSのドリフト誤差を推定するフィルタ部分である。本システムでは0.5~1 Hzで入力されるGPSデータに同期したINS航法データを取り込み、両者を比較することでINS航法データに含まれるドリフト誤差（位置誤差、速度誤差、姿勢角誤差）とその原因となるセンサ誤差（加速度計バイアス、ジャイロバイアス）を推定している。推定されたこれらの誤差はストラップダウンINS航法演算にフィードバックされ、それぞれの航法データの更正に用いられる。この結果、DGPS/INS複合航法では、INSのオープンループ計算がGPSデータを使ったフィードバックループ計算に変わり、安定した航法情報を出力できるようになる。

航技研では本システムを実験用航空機ドルニエ搭載の汎用のボード計算機上に実現し、位置、速度、姿勢角情報を実時間でパイロットに表示することで、DGPS/INS複合航法による滑走路への精密進入着陸を試みる飛行実験を実施している。第3図は97年3月に仙台空港において実施した進入着陸実験の結果で、その時の飛行経路（赤線）をDGPS/INS複合航法の情報を使って描いたものである。第3図上図は滑走路に対して横から見た図で、航空機が離陸してから

仮想の経路に沿って進入着陸するまでの全飛行経路を示している。下図は上から見た飛行経路図で、分かりやすくするため最後の進入着陸部分のみを横方向に拡大してプロットした。パイロットは二、三度、機体を横にふり、DGPS/INS複合航法の応答を確認した後、滑走路手前6,000 m付近から仮想経路に沿った進入着陸を実施している。図からは着陸後、滑走路の中央を走行した後、駐機点に向かって誘導路を移動しているところまで読みとれる。このときの測位精度は、各軸とも誤差が1 m程度であり、航空機を安全に進入着陸させるのに十分な精度であった。

DGPS/INS複合航法による経路誘導を行うとき、その高精度な航法情報を的確にパイロットに伝えることが重要である。今回の飛行実験では、キャビン内において第4図で示すようなコンピュータ・グラフィックスを使った3次元の経路表示を実現した（コックピットではこれを簡略化した表示を行い、パイロットによる計器誘導に使用した）。第4図は滑走路手前0.7マイル（約1,300 m）での経路表示で、DGPS/INS複合航法情報を用いて滑走路と目標経路（トンネル）に対する機体の位置、姿勢角を3次元表示するとともに、方位、速度、昇降率、高度データを計器イメージで示している。第3図から分かるように、この位置では風の影響で機体が滑走路に対してやや左にある。パ

第3図 DGPS/INS 複合航法システムによる進入着陸実験の飛行経路図

第4図 3次元経路表示 (DGPS/INS 複合航法システムの出力情報を使ってリアルタイム表示している)

イロットはそれに対応して、右にバンク角を取り、機首(図中央黄色い四角)を滑走路の右に向けて飛行経路を修正しようとしていることが表示からよくわかる。このような DGPS/INS 複合航法システムと結合した3次元表示を装備することで、天候の急変などにより視界がまったく利かない状況下でも、パイロットは予定経路からどれだけずれているか、機体は今のどのような状態にあるかが的確に把握でき、飛行機事故を未然に防ぐことができる。

4. DGPS/INS 複合航法システムの精度予測

シミュレーション等により理論的に複合航法システムの精度を予測することは、飛行実験でその性能を実証することと同様に重要である。例えば理論精度予測を行うことで以下のような評価が可能になる。

- 飛行実験結果だけでは評価が難しい飛行中のセンサ誤差の推定性能などを、精度予測と合わせるこ

とで総合的に評価できる。

- 航法精度に対する各誤差源の感度を求めることで、性能を規定する主要誤差要因を同定することができる。これは、より高性能なアルゴリズムの開発への指針となる。

- センサ精度を変えたときのシステムの航法精度を予測するなど、複合航法システムの設計ツールとすることができる。

本稿では理論的な精度予測に、DGPS/INS 複合航法システムの真の誤差空間上での搭載カルマンフィルタの精度を計算する共分散解析の手法を用いた。第5図にそのアルゴリズムを示す。図中上半分の陰をつけた部分が搭載フィルタのアルゴリズムであるが、ここで用いられる GPS あるいは INS の誤差モデルは計算量の制限などから完全なものではない。その結果、その誤差共分散行列 P^* は、必ずしも実際のシステム精度を表していない。一方、図の下半分は現実の誤差

第5図 精度予測のための共分散解析アルゴリズム

第1表 GPS と INS の誤差モデル

誤差源	次元	誤差の大きさ (1σ)	ダイナミクスモデル	DGPS指数
アンビグイティ	12	0.5 m	定常バイアス	1.0
クロック誤差	4	10 ⁻¹⁰ (短期安定度 1 秒)	バイアス、周波数ランダムウォーク、周波数フリッカー	1.0
S/A 短周期	12	28.3 m	1 次マルコフ過程 (時定数 200 秒)	6.1×10 ⁻⁵ Δt ³ +1.1×10 ⁻⁵ Δt
S/A 長周期	12	10.6 m	1 次マルコフ過程 (時定数 90 秒)	6.1×10 ⁻⁵ Δt ³ +1.1×10 ⁻⁵ Δt
電離層遅延	12	1.5 m ~ 4.0 m	定常バイアス (大きさはベントの 8 パラメータ・モデルに従う)	0.00117
対流圏遅延	1	2.5 m ~ 12.0 m	定常バイアス (大きさはザースタモイネン・モデルと C/A-2.2 写像モデルに従う)	0.005
マルチパス	12	0.5 m (レンジ) 0.5 cm (位相)	1 次マルコフ過程 (時定数 50 秒)	1.0
受信機ノイズ	-	0.5 m (レンジ) 0.5 cm (位相)	ホワイトノイズ	1.0
初期位置誤差	3	100 m	速度誤差で励起される	-
初期速度誤差	3	1 m/sec	加速度誤差で励起される	-
初期姿勢角誤差	3	0.01 deg	姿勢レート誤差で励起される	-
センサバイアス	6	5.0×10 ⁻⁴ m/s ² (加速度計) 0.05 deg/h (ジャイロ)	1 次マルコフ過程 (時定数 60 秒)	-
センサスケールファクタ	6	7.0×10 ⁻⁵	定常バイアス	-
センサミスマライメント	12	1.0×10 ⁻⁵	定常バイアス	-

備考: Δt=DGPS地上局と機上GPSとの観測データの時間差(秒), l=DGPS地上局と機上GPSとの相対距離(km)。

イナミクスに可能な限り近い誤差モデル（ここでは真の誤差モデルと呼ぶ）を持ち、その空間上で動作するカルマンフィルタの精度を求めるアルゴリズムである。このとき、誤差共分散行列 P は DGPS/INS 複合航法システムの実際の性能を表す¹¹⁾。

航法精度をできる限り正確に予測するためには、正確な真の誤差モデルを持つ必要がある。本稿で示す解析では第1表に示すような GPS と INS の誤差モデルを使用した。この誤差モデルを作る際には、GPS に関してはそのシステム誤差に関する最新の知見を用い、それでも不明確なものは地上実験データを使って誤差同定を行った。INS についてもリングレーザジャイロを前提に、3 軸テブル試験のデータも併用した誤差モデルとしている。この結果、搬送波位相の整数倍波長分の不確定値（アンビギュイティと呼ぶ）も含めて 98 次元の真の誤差モデルとなり、実験で使っ

た搭載フィルタの 17 次元のモデルと比較してより詳細なものとなっている。また、表中で DGPS 指数とあるのは、DGPS 航法を実施しても残る GPS 誤差の大きさを示したもので、DGPS 地上局との距離 (l) や観測データの時間差 (Δt) の関数となっている誤差源もある。

第2表は DGPS/INS 複合航法システムの精度予測の結果をまとめたものである。95 年 2 月に仙台空港で実施した進入着陸実験の実験結果も併せて示した。実験では位置の評価にレーザトラッカと精度 10 cm のキネマティック GPS を併用している。速度の評価はキネマティック GPS の微分値を用いているが、これは複合システムより精度が悪いと予測され十分な評価ではない。その他の航法状態量も、真値を測定することが困難なため実験データだけでは正確な評価ができない。ちなみに Z 軸の加速度バイアスは、仙台に

第2表 理論精度解析の結果と飛行実験データとの比較

航法状態量	精度予測	飛行実験データ
位置		
水平面	1.2 m	1.7 ~ 1.6 m
高度方向	1.7 m	1.2 ~ 2.1 m
速度		
水平面	0.025 m/s	0.03 ~ 0.28 m/s
高度方向	0.031 m/s	0.05 ~ 0.44 m/s
姿勢角		
ロール/ピッチ	0.0055°	-
ヨー	0.028°	-
加速度計		
X 軸/Y 軸バイアス	100 mgal	-
Z 軸バイアス	50 mgal	54 mgal
ジャイロ		
X 軸/Y 軸バイアス	0.07 deg/h	-
Z 軸バイアス	0.1 deg/h	-

備考：すべての値は 95 % 値

第6図 加速度計バイアスの推定結果と精度予測値

第7図 ジャイロバイアスの推定結果と精度予測値

おける局所重力異常を推定しているとみて、その値との差である。

表から精度予測と実験結果は速度の一部を除いてよく一致していることが分かる。とくにレーザトラッカにより評価が十分なされている位置精度が精度予測値と一致していることは理論精度解析の正確さを示している。位置誤差を決める主要因となっているのはGPSのマルチパス誤差であることが精度解析から分かっている。したがって、DGPS/INS複合航法の性能をさらに向上させるためには、マルチパスを処理できるアルゴリズムを開発する必要がある。

真値は分からないが、その推定値の動きから精度予測結果が正確にDGPS/INS複合航法システムの性能を推定している例として、第6, 7図に加速度計バイアスとジャイロバイアスの推定結果を示す。図中、実線は飛行実験時の各センサのバイアス推定結果、一点破線が精度予測結果(P)、破線が搭載フィルタの共分散値(P^*)を示している。破線に比べ、一点破線は航空機のダイナミクスに応じたバイアス推定値の動きをよく予測していることが分かる。このことは、第2表で示した精度予測の結果が、位置だけでなくセンサ誤差推定値まで信頼がおけることを実証している。

5. おわりに

GPSの登場により、航空機の航法システムが大きく変わろうとしている。DGPS/INS複合航法シス

テムを例に本稿で示したように、実験によりそして理論的にその航法性能の評価が確立しつつあり、今後は精密進入着陸を含めた航法システムはGPS抜きには考えられなくなってくるだろう。その際、従来システムの延長上にある航法精度要求の規定方法、航空機の誘導方式やコックピットの表示は大きく変わる可能性がある。

このような時代において、将来の動向を見通すためのキーワードは「システム」である。その意味は、個々のセンサの性能や機能から導かれる設計ではなく、ミッションの目的に応じて機能を切り分け、必要なセンサを配置して「システム」を作り上げるというトップダウンの設計である。その観点からDGPS/INS複合航法システムも一つの「システム」と考えているが、今後はさらに誘導・制御システムとの結合をすすめて、将来の航空電子機器(アビオニクス)としてふさわしいものにしていきたいと考えている。

DGPS/INS複合航法システムの開発は(株)東芝との共同研究に基づき実施した。本稿の3次元経路表示は、航技研飛行実験部 船引浩平研究員がデザインしたものである。仙台空港における飛行実験は運輸省電子航法研究所との共同研究の一環として実施した。実験にご協力いただいた仙台空港、電子航法研究所岩沼分室の関係者の方々に感謝いたします。

参考文献

- 1) Cox, D. B.: Integration of GPS with Inertial Navigation Systems, NAVIGATION, 25, 2 (1978), pp. 236-245.
- 2) Tazartes, K. A. and Mark, J. G.: Integration of GPS Receivers into Existing Inertial Navigation Systems, Proceedings of ION GPS-87 (1987), pp. 176-183.
- 3) Parkinson, B. and Spilker, J. J., Jr.: Global Positioning System: Theory and Applications, Progress in Astronautics and Aeronautics, 164 (1996).
- 4) 村田正秋, 張替正敏: GPS におけるセレクトティブ・アベイラビリティ (選択利用性) の観測と評価解析, 航技研技術報告 TR-1105 (1991).
- 5) 村田正秋, 小野孝次: GPS 応用一着陸複合航法システムの研究一, 航空宇宙技術研究所第 33 回研究発表会前刷集, 1995, pp. 11-20.
- 6) Vallot, A., Snyder, B., et al.: Design and Flight Test of a Differential GPS/Inertial Navigation System for Approach/Landing Guidance, NAVIGATION, 38, 2 (1991), pp. 103-122.
- 7) Braff, R., et al.: FAA's Cat III Feasibility Program: Status and Accomplishments, Proceedings of ION GPS-95 (1995), pp. 773-780.
- 8) Meyer, J. and Harder, H.: Application of INS/GPS Systems Integration to Increase Performance of Automatic Landing Systems, Proceedings of ION GPS-95 (1995), pp. 755-762.
- 9) Harigae, M., et al.: Flight Evaluation of the DGPS-INS Hybrid Navigation System for Category III Automatic Landing, Advances in Astronautical Sciences, 91, AAS 95-622 (1995), pp. 771-785.
- 10) 張替正敏: DGPS/INS 複合航法システムの理論精度解析, 第 13 回誘導制御シンポジウム前刷集, 1996, pp. 57-64.
- 11) Gelb, A.: Applied Optimal Estimation, The M. I. T. Press, 1974, pp. 268-274.

—特 集—

カテゴリーⅢ ILS の信頼性の評価と就航率の改善^{*1}

横山 尚志^{*2}・福島 荘之介^{*2}
藤井 直樹^{*2}

Key Words: CAT-Ⅲ ILS, RVR, Continuity of Service

1. はじめに

ILS (計器着陸装置) は、視程不良時に航空機を滑走路に安全に誘導するための着陸援助装置である。わが国の ILS は最近まで 1 カ所を除いて CAT (カテゴリー) I で運用してきた。CAT I では、滑走路の視程が濃霧によって下がると、ダイバート (代替飛行場への着陸) や欠航などにより就航率が低下する。このため就航率の改善や定時運航の促進などの抜本的な改善が要望されていた。そこで、釧路空港、熊本空港および新東京国際空港において、CAT III A の運航を目的とする CAT III 対応の ILS が整備された。

ILS を CAT III 化するには、システムの完全性やサービスの継続性などの信頼性に関する要件が厳しくなり、一定の基準に達していることを証明する必要がある。従来の ILS は後者の点で問題があった。即ち、

著者紹介

横山 尚志 (正会員)

昭和 19 年生。群馬県出身。昭和 42 年東京工科大学工学部電気科卒業。同年船舶技術研究所電子航法部入所。同年 7 月電子航法研究所出向。以来、着陸システムの研究・開発に従事。電子情報通信学会会員。主任研究官。

福島 荘之介 (正会員)

昭和 39 年生。愛知県出身。昭和 60 年運輸省航空保安大学校航空電子卒業。平成 5 年電気通信大学電子情報卒業。平成 7 年同大学大学院情報システム学博士前期課程修了。現在、運輸省電子航法研究所研究官。MLS および GPS による着陸航法の研究に従事。電子情報通信学会会員。

藤井 直樹 (非会員)

昭和 52 年神戸大学理学部卒業。昭和 54 年神戸大学大学院理学研究科修士課程修了。同年運輸省電子航法研究所入所。現在、航空施設部新着陸施設研究室長。航空機の着陸システムの研究に従事。電子情報通信学会会員。

^{*1} 平成 8 年 10 月 18 日, 第 34 回飛行機シンポジウムにて講演。平成 9 年 5 月 15 日原稿受理 Evaluation Methodology to Reliability Coverage and Improvement of Service Ratio on CAT-Ⅲ ILS Ground System

^{*2} 運輸省電子航法研究所 Hisashi YOKOYAMA, Sounosuke FUKUSHIMA and Naoki FUJII