RNAVによる到着・出発機の航法精度の評価

天井 治*・長岡 栄*

Evaluating the Navigation Accuracy of the RNAV Equipped Aircraft Flying on Arrival/Departure Routes

Osamu AMAI and Sakae NAGAOKA

Abstract

The evaluation trials for navigation and arrival/departure procedures using the RNAV(Area Navigation) function of FMS(Flight Management System), which is an onboard system of aircraft, were carried out in Japan.

Lateral navigation accuracy for the aircraft which flew on the newly established arrival or departure routes for the trials was estimated on the basis of ASR(Airport Surveillance Radar) data. The result of the analysis on the trajectory of one hundred thirty-eight flights shows that all aircraft flew on every segment of the routes including curved route portions with a lateral deviation value of less than 1.0 NM.

1. まえがき

近年、米国等の諸外国において、FMS(Flight Management System：飛行管理システム)のRNAV(Area Navigation：広域航法)機能を使用した(以後FMS/RNAVと記す)到着／出発方式が設定されている。

我が国においても既存の航行援助施設を利用したFMS/RNAVによる航法および到着／出発方式の評価試験が行われた。この評価試験の目的は、ターミナル空域におけるFMS/RNAVによる運用方式を設定するための基礎資料を得ることである。この資料のために、設定した経路をどの程度正確に飛行できるのかを把握することが求められている。そのため、電子航法研究所では、評価試験を行った空港に設置されているASR(Airport Surveillance Radar：空港監視レーダ)から抽出したデータ(ASRデータと呼ぶ)を用いて、評価試験のために設定された到着／出発経路をFMS/RNAV方式により飛行した航空機の航法精度を調べている。

ターミナル空域におけるRNAVの評価については、米国では1970年代から実験飛行が行われ^[1]、既に実用段階に入っている。日本では、1974年にRNAV機(L-1011型機)を用いてレーダ写真による航法精度の評価が試みられた^[2]が、導入には至らなかった。近年では、実験機によるMLS(Microwave Landing System：マイクロ波着陸システム)-RNAV航法の評価実験^[3]等はあるが、航空会社の定期便を用いた2ヶ月間にわたる評価試験は初めてである。

本稿では、函館空港において収集したASRデータを用いて解析を行い、到着／出発経路を飛行する航空機の横方向の航法精度を調べた結果とその方法について報告する。まずFMSとRNAVの概念を、次に観測対象と解析に使用したASRデータについて述べる。次いで、GPS(Global Positioning System：全地球測位システム)受信機によるASRの位置座標と測角／測距系バイアス誤差の推定のための実験の方法と結果を示す。そして、ASRデータによる横方向逸脱量の解析の方法と結果を述べる。最後に若干の考察を加えて、まとめる。

*正会員 運輸省 電子航法研究所 (〒181-0004 三鷹市新川6-38-1)

2. FMSとRNAV

2.1 FMS^{[4][5]}

FMSは安全で経済的な航空機運航のためのパイロット支援システムである。FMSは、無線航行援助施設からの位置情報、大気・慣性センサの情報、エンジン情報を基に、パイロットが入力した飛行計画または自動操縦条件に基づいて、飛行管理計算機(Flight Management Computer : FMC)により最適条件を計算し、操縦系統およびエンジン系統の自動制御に必要な情報を提供する。

文献により幾つかの定義があるが、米国連邦航空局の定義^[1]は次の通りである。「FMSは、操縦士が航空機を水平／垂直方向に制御することを支援するためのサブシステムを統合したものである。FMSの主な機能は、航法と飛行中の性能の最適化および自動燃料監視である。」

図1にFMSのシステム構成を示す。FMSは複数の計算機とパイロット操作部および表示装置から構成される。我が国では、1997年9月の時点で約5割の航空機にFMSが搭載されている。

2.2 RNAV

RNAVの概念は古く、米国では1960年代末に既にRNAVに関する技術基準が打ち出されている^[6]が、一部の国を除き普及しなかった。近年、国際民間航空機関において運航マニュアルが作成され^[7]、RNAVの実施に向けて航法精度の評価等が行われている^[8]。

RNAVは「航行援助施設の覆域内、または自蔵航法機器の能力の限界内、若しくはこれらの組合せにより任意の希望する飛行経路上での航空機の運航を可能とさせる航法の一方法(国際民間航空条約第11付属書)」と定義される。

従来の方法では、航空路は地上の2つの航行援助施設を結ぶ線として、そして、出発／到着経路は航行援助施設を基点として設定されている^[9]。RNAVでは、航行援助施設または機上の自蔵航法装置から得られる情報を用いて自機の位置を計算しながら飛行するので、航行援助施設の位置にとらわれずに飛行経路を設定できる。

RNAV経路では、経路を構成する地理上の点はウェイポイント(Way-point : WP)と呼ばれる。航空機では、このウェイポイントの位置座標を機上のデータベースに登録することにより経路を定める。

3. 観測対象と使用データ

3.1 飛行経路

評価試験にあたり、4本のFMS評価経路が函館空港の南側に新設された。図2にFMS評価経路の概略を示す。太線は経路を、経路に沿って書かれた英数文字(FMS○○○)は経路名を示す。また白抜き丸はウェイポイントを、D226XおよびHWE33はウェイポイント名を示す。

経路名のFMSはFMS評価経路を意味し、DおよびAはそれぞれDeparture(出発)およびArrival(到着)を表す。また、12および30は滑走路の方向を表し、それぞれ磁北から120°および300°を意味する。使用する滑走路の方向は風向きにより決定され、これに従い使用経路も決まる。

3.2 観測対象機

観測対象機は次の条件を満たした航空機に限った。

- (1) 表1に示す必要数の航法機器等を搭載する航空機。

図1 飛行管理システムの構成

図2 FMS評価経路の概略

(2) 設定されたFMS評価経路の全区間を飛行した航空機。

(1)に該当する日本国内の航空機の機種は、B747-400、B777、B767-300、B737-500、A300-600、A320-200、MD-11などである。

(2)については、管制側および航空会社による調査の結果、途中でFMS経路の飛行を中止、または途中からFMS経路を飛行したと判明したものは解析の対象外とした。

3.3 使用データ

解析に用いたASRデータを収集したシステムの構成を図3に示す。このシステムでは、ASRから得た航空機の位置情報と飛行計画情報とを統合して処理し、表示装置上に便名、機種名、離発着機や上空通過機の区別等を表示できる。

表2に函館空港のASRの諸元を示す。ASRはPSR(Primary Surveillance Radar：一次監視レーダ)とSSR(Secondary Surveillance Radar：二次監視レーダ)とから成っているが、このシステムで記録可能なSSRのデータのみを解析に使用した。具体的には、このシステムから得た航空機の距離(レンジ)と角度、識別符号(SSRモードA)、気圧高度(SSRモードC)および当該機の便名、機種名の情報を解析に用いた。

ASRから得られる値は量子化されており、距離および角度情報の最小量子化単位(LSB：Least Significant Bit)はそれぞれ1/64NM(Nautical Mile：海里、1NM=1,852m)および0.088°である。気圧高度情報のLSBは100ftである。

4. GPSによるASRの測角／測距系のバイアス誤差等の推定

航空機の航法精度はASRデータから得た飛行航跡を解析して求める。飛行航跡をできるだけ高い精度で求めるため、ASRデータの解析に先立ち、次の値を推定した。

- 1) ASRアンテナの正確な位置座標
- 2) ASRの測角および測距系のバイアス誤差

これらの値は、函館空港における測定および飛行実験により得たGPS測位データを用いて推定した。測位に用いたGPS受信機は、NovAtel社製のRT-20と3251Rである。

また、ASRデータの航跡を用いてASRのランダム誤差を推定した。以下に、推定方法および結果を示す。

4.1 ASRアンテナの位置座標の推定

ASRアンテナの設置位置をWGS-84測地系で求める。GPS受信機を用いてアンテナの位置座標を測定したいが、運用中のASRアンテナに直接GPS受信機のアンテナを設置することはできない。そこで、次の手順で位置座標を推定した。図4に測定点の関係を示した。

(1) 基地局の位置座標の測定

空港内の位置座標の既知点(WGS-84測地系の値で、北緯41度46分20.5958秒、東経140度48分28.1880秒、

表1 航法機器等の基準

航法機器等の種類	必要数
航法データベースを有するFMS	1式以上
IRU	2式以上
VOR, DME	1式以上
オートパイロットまたは フライト・ディレクタ・システム	1式以上
EHSI / ND マップ・ディスプレイ	1式以上

※ IRU(Inertial Reference Unit：慣性基準装置)

VOR(VHF Omni-directional Radio Range：
超短波全方向式無線標識)

DME(Distance Measuring Equipment：距離測定装置)

EHSI(Electronic Horizontal Situation Indicator：
電子式水平位置指示計)

ND(Navigation Display：航法表示器)

図3 データを収集したシステムの構成

表2 函館空港ASRの諸元

項目	SSR	ASR
空中線給電方式	オープンアレイ	デュアルビーム
空中線回転数	約 15 rpm	約 15 rpm
最大覆域	60 NM	60 NM
水平ビーム幅	2.5 度	1.26 度
垂直ビーム幅	約 14 度	4.1 度
周波数(送信)	1030 MHz	2730 MHz
(受信)	1090 MHz	2730 MHz
送信先頭電力	1 kW	500 kW
送信繰り返し周波数	293.3 PPS	880 PPS

高さ61.586m(楕円体高))を基準にし、GPSの搬送波位相積算値による相対測位(GPS搬送波位相測位と呼ぶ)により飛行実験の際に基地局とするGPSアンテナの位置座標を測定。

(2) ASRアンテナ近傍の位置座標の測定

基地局の位置座標の測定値を基準にし、GPS搬送波位相測位によりASRアンテナ設置位置の近傍の点の位置座標を測定。

(3) 図面からのASRアンテナの位置座標の推定

(2)の位置の測定値とASRアンテナ設置位置付近の図面からASRアンテナの位置座標を推定。

以上によりASRアンテナの位置座標は、WGS-84測地系の値で、北緯41度46分32.3178秒、東経140度49分8.1641秒、高さ103.07m(楕円体高)と推定された。ここで、高さはSSRの給電素子の高さとした。ASRアンテナの位置座標の推定誤差は、2回のGPS測位の誤差および図面の読みとり誤差等を考慮しても3m以下であると考ええる。

4.2 ASRの測角／測距系のバイアス誤差の推定

4.2.1 GPS測位データを収集するための飛行実験

函館空港においてGPS測位データを収集するための飛行実験を1997年7月8日～11日に行なった。飛行実験には、電子航法研究所所有の実験用航空機(ビーチクラフト99:B99)を使用した。

GPS測位データは、地上(空港内)に設けた基地局と航空機内に取り付けた移動局で同時に収集した。実験終了後、これらのデータを用いてGEOsurv社のSEMIKIN/Flykin^[10]によりGPS搬送波位相測位の計算をし、高精度の測位データを得た。これを用いて[付録1]に示した計算により、バイアス誤差を推定した。

4.2.2 バイアス誤差の推定値

函館空港における磁方位の真北からのずれを 8.66° W(1984年11月の測定値 $8^{\circ}24'$ W、年間のずれ $1.2'$ W)^[11]とし、ASRの測角／測距系のバイアス誤差を測距系 -0.16 NM、測角系 1.26° Eと推定した。

4.3 ASRのランダム誤差の推定

ASRデータを処理して得た航跡データを用い、[付録2]による方法で測角／測距系のランダム誤差を見積もった。標本数2,112個の角度誤差および距離誤差を統計処理し、それぞれの誤差の標準偏差を $\sigma_{\theta} = 0.245^{\circ}$ および $\sigma_r = 0.007$ NMと推定した。

ASRアンテナから33NMの地点(FMS30AのHWE33付近の地点に相当)では、角度誤差の 2σ 値は0.28 NMに相当する。距離誤差の 2σ 値は0.014NMであるので、この地点では距離誤差は角度誤差に比べ無視できる程度である。

ASRのランダム誤差の影響を軽減するため、ASRから得た航空機の航跡には全て平滑化処理を行った。

5. ASRデータの解析

5.1 解析方法

解析にあたり、まずASRデータを航空機識別符号と時刻により分類し、飛行便毎の航跡データを作成した。更に、ASR自身のランダム誤差の影響を軽減するために航跡の平滑化処理を行った。また、ASRの測角／測距系のバイアス誤差は4.2節で推定した値を用いて補正した。

5.1.1 平面座標への変換

まず、球面三角法により次式でASRの測位データ(レーダからの距離 r 、レーダ回転角 θ 、気圧高度 h_p)を位置座標(緯度 Λ 、経度 λ 、高度 h)に変換した。

$$\Lambda = \sin^{-1}(\sin \Lambda_0 \cos \Phi + \cos \Lambda_0 \sin \Phi \cos \theta) \quad (1)$$

$$\lambda = \lambda_0 + \sin^{-1} \left[\frac{\sin \theta \sin \Phi}{\cos \Lambda} \right] \quad (2)$$

図4 測定点の関係

$$\Phi = \cos^{-1} \left[\frac{(R_E + h_0)^2 + (R_E + h_p)^2 - r^2}{2(R_E + h_0)(R_E + h_p)} \right] \quad (3)$$

ここで、 $R_E (=6,371\text{km})$ は地球の半径、 $(\Lambda_0, \lambda_0, h_0)$ はASRの位置座標である。地球は真球と見なしで計算した。ASRの位置座標は、4.1節で推定した値を使用した。

(1), (2), (3)式により得られた緯度 Λ 、経度 λ を、次式により (x, y) 座標に変換した。

$$x = 2R_E \left[\frac{\sin(\lambda - \lambda_0) \cos \Lambda_0}{1 + \sin \Lambda \sin \Lambda_0 + \cos \Lambda \cos \Lambda_0 \cos(\lambda - \lambda_0)} \right] \quad (4)$$

$$y = 2R_E \left[\frac{\sin \Lambda \cos \Lambda_0 - \cos \Lambda \sin \Lambda_0 \cos(\lambda - \lambda_0)}{1 + \sin \Lambda \sin \Lambda_0 + \cos \Lambda \cos \Lambda_0 \cos(\lambda - \lambda_0)} \right] \quad (5)$$

5.1.2 平滑化処理

ある一定時間内の航空機の運動を等加速度運動と見なし、 x 座標、 y 座標がそれぞれ時刻 t に関する2次関数で表せるものとする。このとき、時刻 t_i における平滑位置 x_{si} 、 y_{si} は次式で求められる。

$$x_{si} = a_1 t_i^2 + a_2 t_i + a_3 \quad (6)$$

$$y_{si} = b_1 t_i^2 + b_2 t_i + b_3 \quad (7)$$

これらの2次式の係数 $(a_j, b_j (j=1, 2, 3))$ は、平滑化処理する i 番目のデータの前後 N 個のデータを用いて、最小二乗法により定めた。実際の計算では $N=6$ (52秒間に相当)とした。

5.1.3 直線区間の横方向逸脱量の計算方法

ここでは、計算を簡単にするため地球を半径 R_E の真球とみなし、各点の位置座標(緯度 Λ 、経度 λ 、高度 h)を極座標(地球の中心からの距離 $R_E + h$ 、緯度 Λ 、経度 λ)に変換してから計算した。

経路の中心線上を飛行しようとしている航空機 $(R_E + h, \Lambda, \lambda)$ から、2つのウェイポイントWP1 $(R_E, \Lambda_1, \lambda_1)$ 、WP2 $(R_E, \Lambda_2, \lambda_2)$ で定まる経路の中心線と地球の中心 $O(0, 0, 0)$ を通る平面に下ろした垂線の長さを横方向逸脱量 d_i と定義する。図5に d_i の幾何学的関係を示す。横方向逸脱量の符号は、上記平面に対して空港を含む側を負、反対側を正にとった。以下に横方向逸脱量の計算式を示す。

$$d_i = \frac{C_1 x + C_2 y + C_3 z}{\sqrt{C_1^2 + C_2^2 + C_3^2}} \quad (8)$$

ここで

$$x = (R_E + h) \cos \Lambda \cos \lambda \quad (9)$$

$$y = (R_E + h) \cos \Lambda \sin \lambda \quad (10)$$

$$z = (R_E + h) \sin \Lambda \quad (11)$$

$$C_1 = y_2 z_1 - y_1 z_2 \quad (12)$$

$$C_2 = z_2 x_1 - z_1 x_2 \quad (13)$$

$$C_3 = x_2 y_1 - x_1 y_2 \quad (14)$$

$$x_i = R_E \cos \Lambda_i \cos \lambda_i \quad (15)$$

$$y_i = R_E \cos \Lambda_i \sin \lambda_i \quad (16)$$

$$z_i = R_E \sin \Lambda_i \quad (17)$$

である。

5.1.4 曲線区間の横方向逸脱量の計算方法

曲線区間の3つのウェイポイントの緯度、経度の座標値を(4)、(5)式により (x, y) 座標に変換した値をそれぞれ (x_1, y_1) 、 (x_2, y_2) 、 (x_3, y_3) とする。このとき、その3つのウェイポイントを通る円弧を経路の中心線と仮定し、次式により曲線区間の横方向逸脱量 d_c を計算した。

$$d_c = \sqrt{(x_p - x_0)^2 + (y_p - y_0)^2} - r_0 \quad (18)$$

図5 横方向逸脱量 d_i の幾何学的関係

d_{ic} の符号は、円弧の内側が負となるようにした。ここで、 (x_p, y_p) は経路の中心線上を飛行しようとしている航空機の座標値を意味する。中心の座標 (x_0, y_0) および半径 r_0 は次式で求められる。

$$x_0 = \frac{\alpha_{12} \beta_{12} \gamma_{13} - \alpha_{13} \beta_{13} \gamma_{12} + \gamma_{12} \gamma_{13} (\delta_{12} - \delta_{13})}{2 (\alpha_{13} \gamma_{13} - \alpha_{13} \gamma_{12})} \quad (19)$$

$$y_0 = \frac{\alpha_{12} \alpha_{13} (\beta_{12} - \beta_{13}) + \alpha_{13} \gamma_{12} \delta_{12} - \alpha_{12} \beta_{13} \delta_{13}}{-2 (\alpha_{12} \gamma_{13} - \alpha_{13} \gamma_{12})} \quad (20)$$

$$r_0 = \sqrt{(x_1 - x_0)^2 + (y_1 - y_0)^2} \quad (21)$$

ここで、

$$\begin{aligned} \alpha_{12} &= x_1 - x_2, & \beta_{12} &= x_1 + x_2 \\ \alpha_{13} &= x_1 - x_3, & \beta_{13} &= x_1 + x_3 \\ \gamma_{12} &= y_1 - y_2, & \delta_{12} &= y_1 + y_2 \\ \gamma_{13} &= y_1 - y_3, & \delta_{13} &= y_1 + y_3 \end{aligned} \quad (22)$$

である。

5.2 解析結果

5.2.1 観測便数

観測期間1997年7月14日～1997年9月19日のうち、観測対象機が飛行した64日分のASRデータを解析した。この結果、観測便数は合計138便あった。表3に合計138便についての飛行経路別の観測便数を示す。

5.2.2 観測対象機の航跡

図6および図7に、それぞれ出発および到着経路を飛行した航空機の航跡を示す。

航跡は(6)、(7)式を用いて計算した平滑位置を直線で繋いだものである。図中の白抜き丸印および英文字は、経路上のウェイポイントとその名称を示す。また、図に示した矩形および円弧で挟まれた領域は、直線区間のすべての航跡を包含する領域で、経路の中心線から ± 0.6 NMの領域である。円弧で挟まれた領域は、3つのウェイポイントを通る円の弧をルートを中心線と仮定し、半径を 0.6 NMと -0.6 NM変化させて描画した。この領域の近くの黒丸は、計算した円の中心を表す。図中の(+)と(-)は横方向逸脱量の符号を表す。

図の描画にあたり、経路長の違う領域を同程度の大きさで示すため、図の縮尺を違えた。図7には、曲線区間の航跡を詳しく見られるように、曲線区間の拡大図も併せて示した。

図から各経路を飛行した航空機は、FMS30Aの1便を除き、他の全便が ± 0.6 NMの領域を飛行していることがわかる。上記のFMS30Aの1便は、曲線区間の一部で ± 0.6 NMの領域からはみ出している。この便について航空会社に問い合わせた所、FMS方式で飛行していない確証はないとの回答を得た。

5.2.3 横方向逸脱量の計算結果

横方向逸脱量は直線区間を(8)式により、曲線区間を(18)式により計算した。図8に一例として、FMS12Aの曲線区間での全ての平滑位置における横方向逸脱量(標本数1,458)の相対度数分布を示す。なお、区間幅は 0.005 NMとした。横軸は横方向逸脱量を、縦軸は対数表示の相対度数を表す。平均値が負側に偏っているが、歪度が 0.132 であることから分布は大きく歪んではい

表3 経路別観測便数

経路	航空会社	観測便数	機種	合計
FMS12D	ANA	20	A320-200: 15, B767: 5	44
	JAL	24	B767-300: 24	
FMS30D	ANA	15	A320-200: 11, B767: 4	35
	JAL	20	B767-300: 20	
FMS12A	ANA	20	B777: 2, A320-200: 14 B767-300: 4	34
	ANK	2	B737-500: 2	
	JAL	12	B767-300: 12	
FMS30A	ANA	12	A320-200: 8, B767: 4	25
	ANK	4	B737-500: 4	
	JAL	9	B767-300: 9	
総計		138		138

(a) FMS12D 44 便

(b) FMS30D 35 便

図6 出発経路を飛行した航空機の航跡

(a) FMS12A 34 便

(c) FMS30A 25 便

(b) FMS12A 曲線区間拡大図

(d) FMS30A 曲線区間拡大図

図7 到着経路を飛行した航空機の航跡

ないことが分かる。

表4に各経路における横方向逸脱量の統計値を示す。FMS30Aの曲線区間の最大値0.988NMは、7.3.1で示した1便によるものである。このことから、その1便も ± 1.0 NM以内の横方向逸脱量で飛行していることが分かる。その他の航空機の横方向逸脱量は全て、 ± 0.55 NM以内であった。

曲線区間の平均値は負側に偏っており、直線区間に比べ、中心からのずれが大き。標準偏差は、経路毎に見ると直線区間よりも曲線区間の方が大きい。全体としては、標準偏差は $[0.053\text{NM}, 0.151\text{NM}]$ の範囲内である。

6. 考 察

ある航空会社の話では、曲線区間の平均値が負になる理由は、「FMSの計算機では、経路を航法データベースに登録する際に、無理のない自然な旋回をするために各ウェイポイントの内側を飛行するプログラム(FLY BY)とウェイポイントの上空を飛行するようなプログラム(FLY OVER)を指定でき、当該評価試験ではFLY BYを指定していたため」とのことである。

曲線区間の標準偏差が、直線区間より大きい原因としては、速度の違いによる旋回半径の相違、FMSの

計算アルゴリズムの違い(B767-300のFMSでは、同一機種でも機体により少なくとも3種類の飛行管理計算機がある)などが考えられるが、これは今後の検討課題としたい。

7. まとめ

1997年7月から9月にかけて、函館空港においてFMSを用いた到着／出発方式の評価試験が行われた。評価試験に際し、4本のFMS評価経路が新設された。これらの経路を飛行した航空機の横方向逸脱量の特性を、函館空港の空港監視レーダ(ASR)のデータを用いて調べた。

ASRデータの使用に先立ち、GPS測位データを用いてASRアンテナの位置座標と測角および測距系のバイアス誤差を推定した。その結果を用いて横方向逸脱量を調べた結果、次のことが分かった。

- (1) FMS評価経路を飛行した航空機は、1.0NM以内の横方向逸脱量で評価経路の全区間を飛行していた。
- (2) 経路の曲線区間では、経路の内側を飛行する傾向が見られた。
- (3) 各経路の横方向逸脱量の標準偏差は、[0.053NM, 0.151NM]の範囲内で、同一経路では直線区間より曲線区間の方が大きな値であった。

今後の課題として、曲線区間の計算方式の検討や曲線区間でバラツキが大きくなる原因の究明などがある。

謝 辞

データ収集の際にご協力頂いた函館空港事務所および運輸省航空局の関係各位に感謝いたします。

参 考 文 献

- (1) R.S.Jensen : "Effects of 3-D RNAV Approach Procedural Complexity", Journal of the Institute of Navigation, Vol.22, No.4, 1976.
- (2) S.Nagaoka, E.Yoshioka & T.Muto : "An Evaluation Trial of the Navigation Accuracy of the L-1011", Journal of Navigation, Vol.29, No.2, pp.175-181, 1976.
- (3) 福島・田嶋・横山 : "レーザ追尾を用いたMLS-RNAV航法の飛行評価実験", 電子情報通信学会論文誌, J80-B-II, No.7, 1997.
- (4) Federal Aviation Administration : "ORDER 7100.11A", May, 1996.
- (5) 「航空宇宙電子システム」, 日本航空技術協会他, 1995.
- (6) "Approval of Area Navigation System for Use in the U.S. National Airspace System", FAA Advisory Circular, AC90-45, 1969.
- (7) "Manual of Area Navigation (RNAV) Operations", ICAO Doc 9573-AN/933, 1991.
- (8) 天井・長岡 : "レーダデータを用いたRNAV機の航法精度の評価", 電子情報通信学会論文誌, J78-B-II, No.5, 1995.

図8 横方向逸脱量の相対度数分布
(FMS12A 曲線区間)

表4 各経路における横方向逸脱量の統計値

経路名	計算区間	経路長 [NM]	標本数 [個]	最大値 [NM]	最小値 [NM]	平均値 [NM]	標準偏差 [NM]
FMS12D	直線区間	5.0	837	0.405	-0.301	0.015	0.127
	曲線区間	1.7	571	0.300	-0.483	-0.121	0.132
FMS30D	直線区間	4.9	697	0.403	-0.436	-0.060	0.140
	曲線区間	2.4	355	0.380	-0.473	-0.097	0.151
FMS12A	直線区間	18.5	2024	0.222	-0.320	0.011	0.053
	曲線区間	11.2	1458	0.226	-0.550	-0.156	0.113
FMS30A	直線区間	26.5	2112	0.425	-0.263	-0.037	0.093
	曲線区間	6.1	749	0.988	-0.392	-0.192	0.120

- (9) 運輸省航空局: "計器飛行による進入方式・出発方式及び最低気象条件の設定基準", 1984年7月.
- (10) SEMIKIN™ & Flykin™ for Windows™ Version 3 User's Manual, GEOsurv Inc., Canada, May 1994.
- (11) 運輸省航空局: "Aeronautical Information Publication (AIP) JAPAN", Jan. 1998.
- (12) 長岡・天井: "GPSを用いた航空管制用レーダの較正のための飛行実験", 日本航海学会論文集, 90, p.63-72, 1994年3月.
- (13) 天井・長岡: "航空管制用レーダの測角/測距誤差分布の解析", 電子情報通信学会技術研究報告 SANE89-1, 1989.

[付録1] ASRの測角系と測距系のバイアス誤差の推定方法^[12]

A1-1 平面座標への変換

GPS受信機から1秒毎に得られる位置座標のデータを、ASRの位置を原点としたXY座標に変換した。位置座標データの観測時刻を t_i 、緯度を Λ_i 、経度を λ_i 、高度を h_i 、ASRの位置座標を $(\Lambda_0, \lambda_0, h_0)$ とし、次式を用いて直交座標 (x_i, y_i) に変換した。地球を半径 $R_E (= 6,371\text{km})$ の真球とみなし、球面三角法を用いて計算した。

$$x_i = r_i \sin \theta_i \quad (\text{a-1})$$

$$y_i = r_i \cos \theta_i \quad (\text{a-2})$$

ただし、 r_i, θ_i はそれぞれレーダからの距離、レーダ回転角に相当する。これは、

$$r_i = \sqrt{\rho_i^2 + (R_E + h_0)^2 - 2 \rho_i (R_E + h_0) \cos \frac{\sigma_i}{R_E}} \quad (\text{a-3})$$

$$\theta_i = \tan^{-1} \left| \frac{B_i}{A_i} \right| \quad (\text{a-4})$$

である。ここで、

$$\sigma_i = R_E \tan^{-1} \frac{\sqrt{A_i^2 + B_i^2}}{|C_i|} \quad (\text{a-5})$$

$$A_i = \sin \Lambda_i \cos \Lambda_0 - \cos \Lambda_i \sin \Lambda_0 \cos(\lambda_i - \lambda_0) \quad (\text{a-6})$$

$$B_i = \cos \Lambda_i \sin(\lambda_i - \lambda_0) \quad (\text{a-7})$$

$$C_i = \sin \Lambda_i \sin \Lambda_0 + \cos \Lambda_i \cos \Lambda_0 \cos(\lambda_i - \lambda_0) \quad (\text{a-8})$$

$$\rho_i = R_E + h_i \quad (\text{a-9})$$

である。

A1-2 GPSデータの補間

ASRのデータレートは約4秒、GPSのそれは1秒毎であり、これらの測位時刻は同期していない。比較のためには双方のデータの時刻を合わせる必要がある。そこで、航空機のX方向、Y方向の運動を等加速度運動であると仮定し、GPSデータを用いて時刻 t における次の $X(t)$ 、 $Y(t)$ を求める。

$$X(t) = C_1(t - t_i)^2 + C_2(t - t_i) + C_3 \quad (\text{a-10})$$

$$Y(t) = C_4(t - t_i)^2 + C_5(t - t_i) + C_6 \quad (\text{a-11})$$

$$\text{ただし } t_i - (t_i - t_{i-1})/2 \leq t < t_i + (t_{i+1} - t_i)/2$$

ここで、モデルの係数 $C_j (j = 1, 2, \dots, 6)$ は時刻 t_i の前後の k 個のデータを用いて求めた最小二乗推定量である。

A1-3 バイアスの推定

真の二次元位置を (ξ_j, η_j) とする。これはレーダにより得られた距離 r_j 、レーダ回転角 θ_j を用いて次式で求める。

$$\xi_j = (r_j + \Delta r') \sin(\theta_j + \Delta \theta') \quad (\text{a-12})$$

$$\eta_j = (r_j + \Delta r') \cos(\theta_j + \Delta \theta') \quad (\text{a-13})$$

ここで、 $\Delta \theta'$ 、 $\Delta r'$ はそれぞれ測角、測距系のバイアス誤差の補正量である。

A1-4 補正量の求め方

$\Delta T'$ をGPSによる観測時刻 t とレーダの観測時刻 τ_j とのずれの補正量として

$$\Delta T' \equiv \tau_j - t \quad (\text{a-14})$$

とする。このとき、レーダによる観測位置とGPSデータによる真の位置の推定値との2次元距離を ε_j として、この二乗和 S

$$\begin{aligned} S &= \sum_{j=1}^N \varepsilon_j^2 \\ &= \sum_{j=1}^N \left\{ (\xi_j - X(\tau_j - \Delta T'))^2 + (\eta_j - Y(\tau_j - \Delta T'))^2 \right\} \end{aligned} \quad (\text{a-15})$$

を合致の良さの評価量とした。 $\Delta r'$ 、 $\Delta \theta'$ 、 $\Delta T'$ をそれぞれ変化させ、 S を比較することにより、 S を最小にする補正量($\Delta r'$ 、 $\Delta \theta'$ 、 $\Delta T'$)を求めた。この補正量をバイアス誤差の推定値とした。

〔付録2〕 ASRの角度／距離誤差の見積^[13]

ここでは、6.2.2節の処理により得た平滑位置からの偏差で誤差を代表する。このとき、時刻 t_i における平滑位置からの偏差 Δx_i 、 Δy_i は次式で求められる。

$$\Delta x_i = x_{Si} - x_i \quad (\text{a-16})$$

$$\Delta y_i = y_{Si} - y_i \quad (\text{a-17})$$

誤差の伝搬を考慮し、次式により時刻 t_i における角度誤差 $\Delta \theta_i$ 、距離誤差 Δr_i を得る。

$$\Delta \theta_i = \frac{y_i \Delta x_i - x_i \Delta y_i}{x_i^2 + y_i^2} \quad (\text{a-18})$$

$$\Delta r_i = \frac{x_i \Delta x_i - y_i \Delta y_i}{\sqrt{x_i^2 + y_i^2 + h_{pi}^2}} \quad (\text{a-19})$$

ここで、 x_i 、 y_i 、 h_{pi} はそれぞれ航空機のx座標、y座標、高度である。また、高度偏差 Δh_p は無視できるものとし、0とした。

質 疑 応 答

林 尚吾(東京商船大学)：ルートの変曲部で内側に寄っているのは、何か操縦士の癖でもあるのでしょうか、教えて下さい。

天井 治：この原因については、現在調査中です。[航空会社にお問い合わせしたところ、無理のない自然な旋回をするためにウェイポイントの内側を飛行するモードで飛行していたため、とのこと。]

加来信之(電子航法研究所)：旋回時にコース誤差が大きくなっていますが、その原因はどのようなものと考えられますか。

天井 治：航空機の機種毎のFMSの計算アルゴリズムの違いなどが原因として考えられますが、今後の検討課題とさせていただきます。

長岡 栄：補足させていただきますと、FMSのアルゴリズムは機種によっても違い、同一機種でもバージョンによる違いがあると聞いています。