

14. 浅い降下角の中間セグメントを伴う RNP to xLS 進入方式の設計条件

航法システム領域 ※福島荘之介，齊藤真二
航空交通管理領域 森亮太

1 まえがき

GBAS（地上型衛星航法補強システム）を利用した将来運航の検討を契機に，RNP（航法性能要件）に基づく RF（円弧）旋回と精密進入の最終進入セグメントを接続する RNP to xLS 進入方式の研究が進んでいる。ここで，xLS は ILS（計器着陸システム）または GLS（GBAS Landing System）を意味し，最近では SBAS LPV（Localizer Performance with Vertical guidance）を含む場合もある。初期に RNP と xLS を接続する方式を提案したのは，産業界を中心に構成される FAA の PARC（Performance-based Operation Aviation Rulemaking Committee）であり，欧州や我が国でも検討が進められてきた[1-7]。しかし，現在 ICAO の飛行方式設計の基準である PANS-OPS（Procedure for Air Navigation Services – Aircraft Operation）に，本方式は含まれておらず，飛行方式設計パネルは検討を継続している[8]。

これまで主要な課題は，RNP to xLS 方式を設計するための基準が不明確なことであり，現在の自動飛行制御システム（AFCS）の動作との関係が調査された。その後，PARC はより燃料効率の高い，中間進入セグメントに浅い降下角を伴う RNP to xLS 方式を提案した。ただし，高温時に AFCS が xLS のローカライザ（LOC）コース幅の範囲外でグライドスロープ（GS）を捕捉（Capture）する場合があります。これは，気圧高度で飛行する RNP 経路上では真高度が気温に依存するためであり，ILS では保証範囲外で GS を利用することになる。

本研究では，この課題を解決する経路の設計方法を検討した。本稿では，まず浅い降下角の中間進入セグメントを用いた場合の高度とその気温補正，この場合の LOC 捕捉点の位置関係を定式化する。次に，最大気温などいくつかの制約条件を仮定し，この条件の下で経路の設計

パラメータを計算する方法を提案する。さらに，典型的な経路で航法データベースを構成して B787 フライトシミュレータにより検証実験を実施し，提案手法により導かれる設計パラメータが妥当であることを示す。この結果，課題を解決して浅い降下角を伴う RNP to xLS 進入方式の設計を可能とする。

2 RNP to xLS 進入方式の設計

2.1 設計パラメータの関係

精密進入方式は，初期，中間，最終，進入復行の各進入セグメントから構成される。精密進入では，初期進入セグメントにより LOC へ会合し，中間進入セグメントにより GS へ会合する。気温により変化する GS 捕捉点の位置を知るためには，中間進入セグメントとそれに接続される RF レグ上での航空機の真高度を計算する必要がある。

浅い降下角を持つ中間進入セグメントと GS パスの会合高度と気温の関係を図 1 に示す。ISA（International Standard Atmosphere）は国際標準大気であり，海面気温は 15°C，1,000 ft 上昇毎に約 2°C 気温が低下する。標準大気（ $\Delta ISA = 0^\circ C$ ）の場合，GS パスとの会合点（FAP）

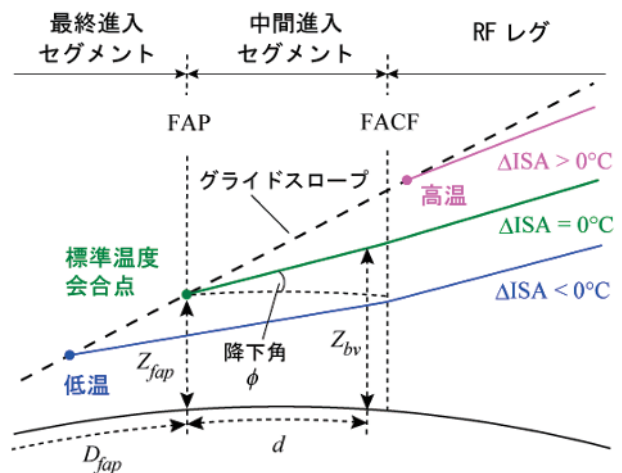


図 1：気温による GS 会合点と高度の関係

の高度を Z_{fap} とすると滑走路末端（THD）から FAP までの水平距離 D_{fap} (ft) には以下の関係がある。

$$D_{fap} = \frac{r \pi}{180} \left(90 - \theta - \sin^{-1} \left[\frac{\cos \theta (r + Z_{dcp})}{r + Z_{fap}} \right] \right) \quad (1)$$

ここで、 r は地球半径 20,890,537 (ft)、 Z_{dcp} は THD のパス高 (ft)、 θ は GS 角 (度)、 Z_{fap} は FAP 高度 (ft) である[9]。

FAP から手前の距離 d (ft) の降下パス（気圧高度計による）上の高度 Z_{bv} (ft) は、 Z_{fap} から

$$Z_{bv} = e^{\left(\frac{d \tan \phi}{r} \right)} (r + Z_{fap}) - r \quad (2)$$

と求められる。ここで、 ϕ は降下角 (度) である。RF レグ上の高度も、同様に式 (2) により計算できる[9]。

地上気温が異なる場合の降下パスの高度は、高度の気温補正を使って求められる。 Z_{bv} に加算する PANS-OPS の気温補正值 Δh (ft) は、

$$\Delta h = \frac{-\Delta T_{std}}{L_o} \ln \left(1 + \frac{L_o h_{fap}}{T_o + L_o h_{thr}} \right) \quad (3)$$

である。ここで、 ΔT_{std} は標準大気からの気温差 (°C)、 L_o は標準大気の気温減率 (-0.00198°C/ft)、 h_{fap} は航空機高度 (ft)、 T_o は平均海面での気温 (288.15 K)、 h_{thr} は滑走路末端の高度 (ft) である。

気温補正後の降下パス上の FAP から距離 d の地点の GS 角 θ (度) は、式(1)から、

$$\theta = \tan^{-1} \left(\frac{\sin \left(\frac{\pi}{2} - \frac{D_{fap} + d}{r} \right) - \frac{r + Z_{dcp}}{r + (Z_{bv} + \Delta h)}}{\cos \left(\frac{\pi}{2} - \frac{D_{fap} + d}{r} \right)} \right) \quad (4)$$

と導出した。

一方、図 2 に示す FACF（最終進入コースフィックス）から LOC 捕捉点までの円弧に沿った距離 (L_{loc}) は、

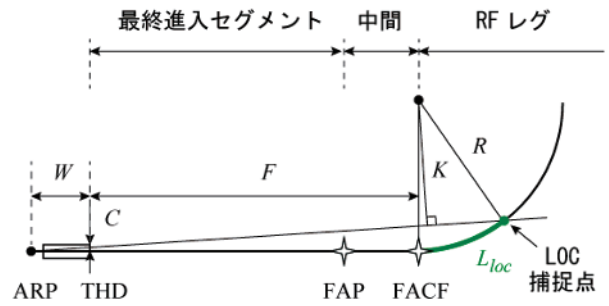


図 2 : LOC 捕捉点の位置

$$L_{loc} = R \tan^{-1} \left(\frac{-K C + W \sqrt{R^2 - K^2}}{-K W - C \sqrt{R^2 - K^2}} \right) \quad (5)$$

と導出できる。ここで、 F は FACF から THD までの距離、 R は RF レグの半径、 W は ARP (Azimuth Reference Point) から THD までの距離、 C はフルスケールのコース半幅、 K は RF 中心から ARP と LOC 捕捉点を結ぶ線に下ろした垂線の距離であり、次の関係にある。

$$K = \frac{W(C - R) + C F \sqrt{C^2 + W^2}}{C^2 + W^2} \quad (6)$$

2.2 方式設計上の仮定

飛行方式を設計するにあたり、次の 5 つの仮定を設ける。

(仮定 1) 「設計した飛行方式を航法データベースの仕様である ARINC424 に合致して作成可能である」。ARINC424-19 では、GLS を含む全ての精密進入は、FINAL APRCH データ部で FACF から始まる必要がある。ただし、ARINC424-20 または-21 において、GLS ではこの制約は存在しない。しかし、多くの機器が ARINC-19 を前提に製造されているため、パッキング（航法データを FMS メーカーのフォーマットへ変換すること）が不可能な場合があり、現状では FACF が必要である[10]。

(仮定 2) 「最大気温は ISA+30°C とする」。ただし、過去の最大気温に関する気象データが得られた場合は、その 95% 値を利用できる。

(仮定 3) 2 つのタイプの AFCS が存在しており、RNP 経路に追従する LNAV/VNAV モードから LOC および GS 経路に追従する APP モードに遷移する際、LOC 捕捉の前に GS 捕捉を許容するタイプ (TYPE A) と許容しないタイプ

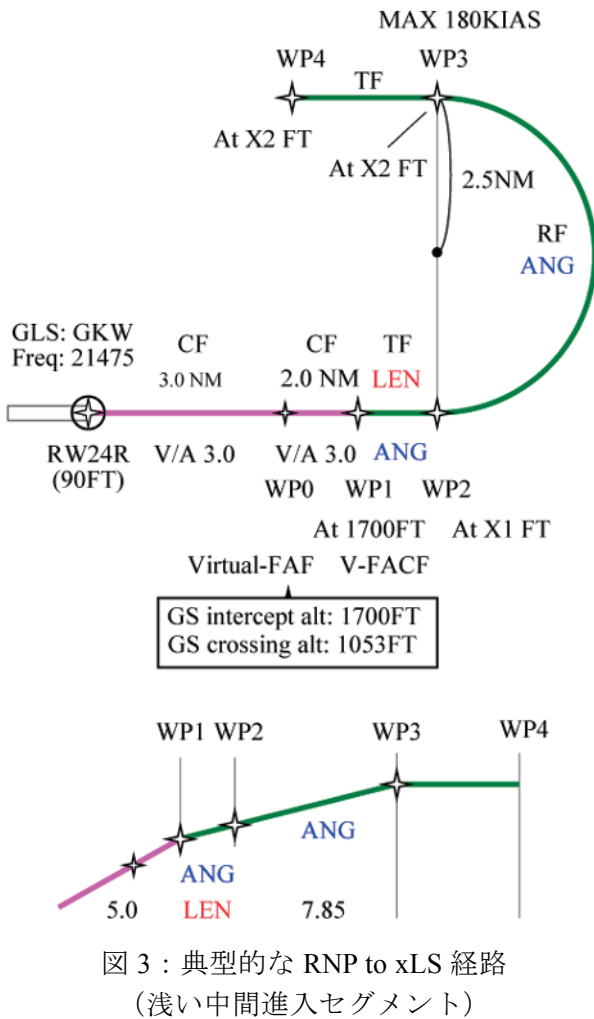


図 3：典型的な RNP to xLS 経路
(浅い中間進入セグメント)

プ (TYPE B) が存在する。本研究では、より厳しい条件となる「TYPE A を仮定する」。
 (仮定 4) 通常、LOC 会合へディンク上で APP スイッチが押された後、AFCS は LOC コース幅の端付近で LOC を捕捉する。しかし、高温時には、LOC コース幅の外側の RF レグ上で GS がゼロ DDM となり、APP スイッチを押した直後に GS を捕捉する可能性がある (TYPE A)。この場合、パイロットは LOC スイッチを押し、一旦 LOC を捕捉した後に、APP スイッチを押して GS を捕捉する手順をとらなければならない。本研究では、スムーズな手順となるように、複数のパイロットからの意見を参考に、「GS 指示が少なくとも +1 dot 以上となる」ことを仮定した。dot は、プライマリーフライトディスプレイに表示される偏移の単位である。フルスケールは 2 dot で、GS 偏移では 0.75 度に相当する。

```

ステップ 1 :
    ANG := ANG0
    式 (5, 6) による Lloc の計算
ステップ 2 :
    do
        ANG := ANG + δ
        式 (2) から VNAV パス高度 Zbn の計算 (ISA)
        式 (3) から VNAV パス高度 Zbn + Δh の計算 (ISA + 30 °C)
        式 (4) から GS 偏移 (dot) を計算し、最大値を求める
        Lgs の計算 : GS 偏移が 1/2 dot となる GS 捕捉点を探索
        ただし、GS 偏移のフルスケールは 0.75° で 2 dot
        while (Lgs < Lloc and 最大 GS 偏移 > 1.0 dot)
ステップ 3 :
        output ANGmax := ANG
    
```

図 4：中間進入セグメントの最大降下角の計算

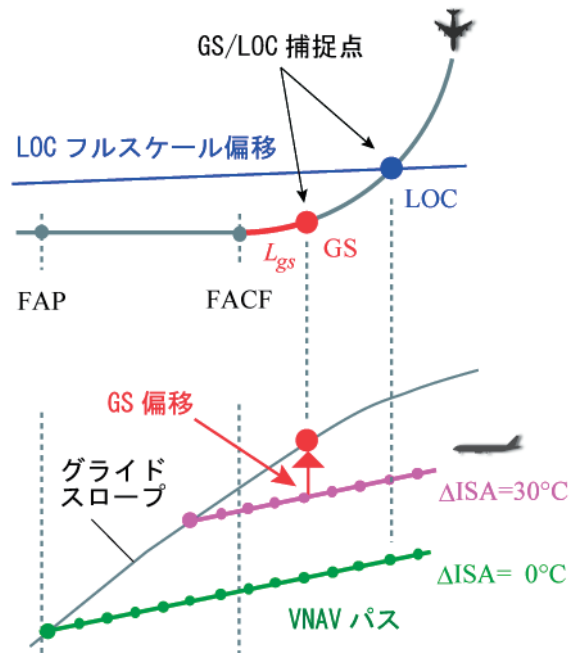


図 5：高温時の GS パス高度と GS 捕捉点

(仮定 5) GS 捕捉の境界は AFCS の設計により異なるが、本研究では 1/2 dot と仮定した。

2.3 中間進入セグメントの降下角の計算方法

燃料消費の観点から、中間進入セグメントを一定高度とするより、浅い降下角を持つ方が望ましい。2.1 節の関係から 2.2 節の仮定を満たす最大降下角を計算して航法データベースを設計する方法を示す。図 3 は RNP to xLS 方式の

表 1：検証実験の各試行の設定

試行	中間セグメント長, 降下角	気温 Δ ISA (°C)	風
A	1.0 NM, 1.4 度	0, 15, 30	無
B	1.5 NM, 1.5 度	0, 15, 30, 45	無
C	2.0 NM, 1.6 度	0, 15, 30	無
D	2.0 NM, 1.6 度	0	乱気流

典型例であり、中間進入セグメント長を LEN、降下角 (V/A) を ANG とする。一定の降下とするため、RF レグも同様の降下角 (ANG) とした。この場合、降下開始点である FAP 上に FAF (最終進入フィックス) を設定して航法データベースをコーディングするのが通常である。しかし、航法データベースを作成することは不可能であった (仮定 1)。このため、WP1 を仮の FACF とし、滑走路方向の 2 NM に仮の FAF (WP0) を置くコーディングを採用した。このコーディングは特殊であるが、ARINC429 仕様を満たしており、テイラード航法データとして正常にコーディングおよびパッキング可能である[4]。

図 4 に反復法を用いて、与えられた LEN から中間進入セグメントの降下角の最大値を求めるアルゴリズムを示す。Step 1 の ANG_0 は初期値であり、式 (5, 6) から L_{loc} を求める。次に Step 2 で、式 (1) から式 (4) を用いて気温補正 (Δ ISA=30°C) した中間進入セグメントの高度から GS 偏差を計算してパス上の最大 GS 偏差を求める。最後に FACF から GS 捕捉までの距離 L_{gs} と L_{loc} を比較し、(仮定 3) LOC 捕捉が GS 捕捉より早く、かつ (仮定 4) GS 偏差の最大値が 1 dot 以上である場合は、Step 2 の最初に戻る。その後も ANG に微小角度 δ を加えて繰り返し、条件を満足する ANG の最大値を出力する。

図 5 に、最大降下角を計算する際の高温時 (Δ ISA=30°C) の中間進入セグメントの高度と L_{gs} の関係を示す。3 度の GS の高度は、THD からの直線距離に比例するため、始点である WP4 からは増加し、最も遠い点で最大高度となり、その後は減少する。GS 捕捉点は、降下パス上の任意の点の気温補正後の高度から

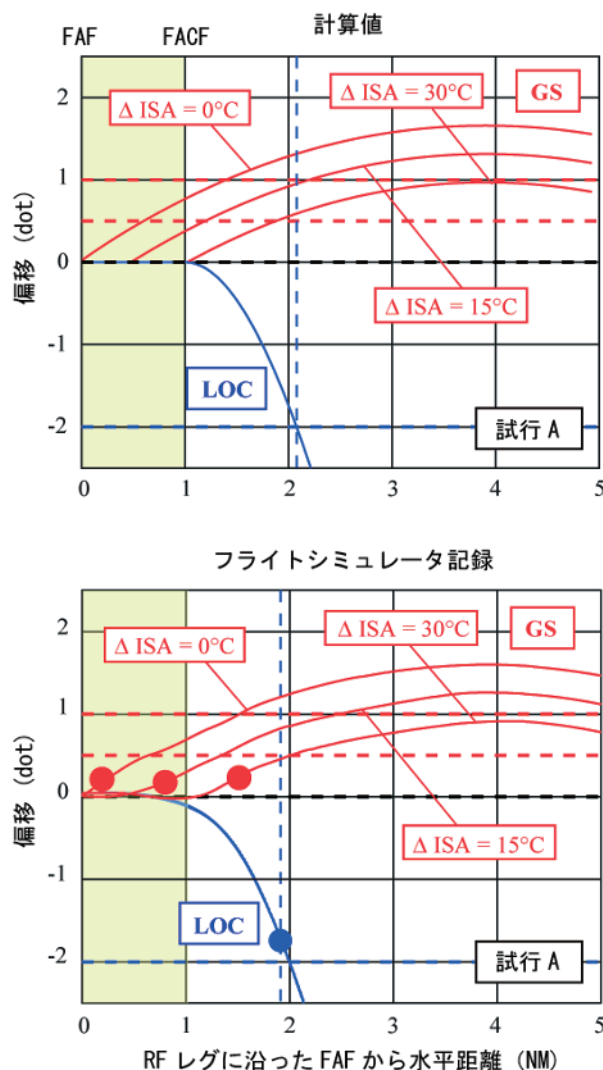


図 6: 試行 A の LOC/GS 偏差

GS 偏差が 1/2 dot となる位置を探索計算する。

3 フライトシミュレータ実験

提案手法の妥当性を検証するため、航空機と同等の AFCS 性能を有するシミュレータを用いた検証実験を実施した。利用したシミュレータは、ANA 訓練センターの訓練用フルフライトシミュレータ (B787-8) である。シミュレータは、忠実度が高く、FAA 14 CFR Part 60 Level D と同等である JCAB Level D を取得しており、ハネウェル社の FMS を搭載する。検証実験では、無燃料重量 295,000 lbs、総重量 350,000 lbs、重心 24 %とし、航空会社の標準的な運航手順と同等な進入を行った。各試行は、図 3 の WP4 から開始し、滑走路末端付近の決心高度

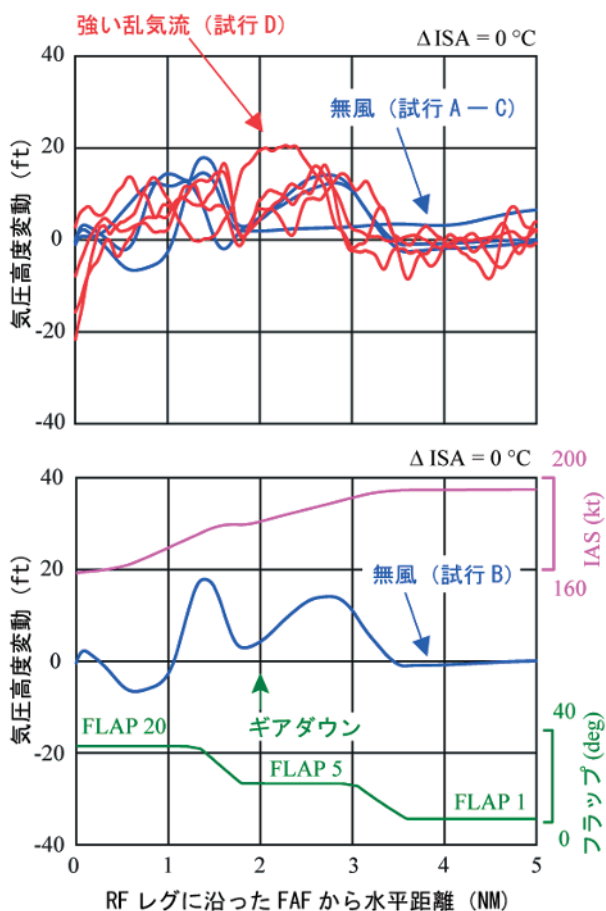


図7:フラップ拡張とギア収納により発生した気圧高度の変動
(上:強い乱気流時の変動, 下:無風時の変動とフラップ拡張・ギア収納のタイミング)

(DA)で終了する。地上気温を試行ごとに設定して、航空機位置、LOC/GS 偏差、速度などのデータ、および、プライマリーフライトディスプレイとナビゲーションディスプレイの画像を記録した。

検証実験は、図3の経路から作成した航法データベースをFMSで選択し、AFCSを使って操縦した。表1に試行AからDにおける中間進入セグメント長、降下角、地上気温の設定を示す。例えば、試行Aは中間進入セグメント長が1.0NMの場合であり、2節に示した提案手法で最大降下角を1.4度と計算し、地上気温15℃、30℃、45℃で3回実施した。試行BとCは、中間進入セグメント長が1.5NM、2.0NMの場合であり、試行Dは試行Cと同様の設定でランダムな風向の強い乱気流(Severe

LOCから末端までの距離:4320m, コース幅:210m
ISA+30℃, LTP=36ft, TCH=54ft

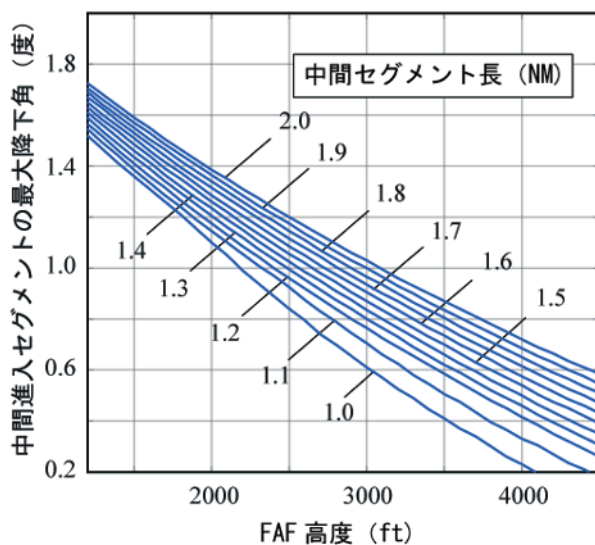


図8:FAF高度・中間進入セグメント長と中間進入セグメントの最大降下角

Turbulence)とした。検証実験の結果取得された試行A(中間進入セグメント長:1.0NM)のLOC/GS偏差とFAFからの距離の関係を図6に示す。上図は幾何計算で求めたLOC/GS偏差であり、下図はシミュレータで記録したデータである。これらの結果はよく一致しており、LOC偏差は気温に依存せず、GS偏差は気温により変化する。また、GS捕捉(赤丸)はLOC捕捉(青丸)後のLOCコース幅内で発生しているため、最大降下角の計算が正しいことを確認できる。これらの結果は、試行Bおよび試行Cにおいても同様であった。しかし、全ての試行でFAFから3NM付近までにGS偏差の乱れがあることも確認された。記録データからこの原因を確認したところ、図7下に示す様にフラップやギアの操作が、飛行高度に影響するためであると判明した。フラップの展開により機体は上昇するが、VNAV制御によりパスに追従しようとするため、パスからの変動(紺色線)となり、GS偏差の乱れとなる。このパスからの高度の変動量の風による影響を調べるため、試行Dを実施した。この結果、図7上に示す様に、強い乱気流環境下では±20ftの変動が発生した。この高度変動は、気温による高度への影響と同等の値であるため、最大降下

角を求める際には考慮する必要がある。

4 最大降下角の計算結果

検証実験の結果から、図4に示したアルゴリズムを修正し、さらに保守的に高度に+50 ftのマージンを加える。図8に修正アルゴリズムを用いて、FAF高度と中間進入セグメントの距離に対応した中間進入セグメントの最大降下角を計算した結果を示す。中間進入セグメント長が長いほど、GS角が低くなるため、最大降下角は大きくなる（例えばFAF高度1,500 ftで中間進入セグメント長2.0 NMの場合、最大降下角は1.6度）。また、FAF高度が高いほど、最大降下角は小さくなる。これは、高高度ほど気温変化の高度への影響が大きいためである。

5 まとめ

ICAO飛行方式設計パネルで検討が継続されているRNP to xLS進入方式について、PARCが提案した浅い降下角の中間進入セグメントを用いる方法の設計条件と手法を詳細に検討した。

本稿では、最大気温など2.2節に示す設計上の条件を仮定して中間進入セグメント長から反復法で最大降下角を計算する方法を提案した。この手法で設計した航法データベースを用いてフライトシミュレータにより検証実験を実施し、計算された設計パラメータが妥当であることを示した。この結果、LOCおよびGSの捕捉に関する従来の課題を解決し、飛行方式設計者がRNP to xLS進入方式の設計を可能とした。

（謝辞）

フライトシミュレータによる検証実験にあたり、ご支援およびご助言を頂いたANAオペレーションサポートセンターフライトオペレーション推進部の関係者の皆様に感謝致します。また、航法データの設計についてご議論頂いた長崎大学の中西善信准教授に感謝致します。

参考文献

- [1] FAA PARC, “RNP to ILS Action Team Report,” March 2010.
- [2] FAA PARC, “RNP to xLS Recommendations,” August 2014.

- [3] A. Herndon, M. Cramer, S. Miller, and L. Rodriguez, “Analysis of advanced flight management systems (FMSS), flight management computer (FMC) field observations trials: performance based navigation to x landing system (PBN to xLS),” 33rd Digital Avionics Systems Conference (DASC), Oct. 2014.
- [4] D. De Smedt, E. Robert, and F. Behrend, “RNP to precision approach transition flight simulations,” 33rd Digital Avionics Systems Conference (DASC), Oct. 2014.
- [5] D. De Smedt, E. Robert, and F. Behrend, “Simulations investigating combined effect of lateral and vertical navigation errors on PBN to xLS transition,” 34th Digital Avionics Systems Conference (DASC), Sept. 2015.
- [6] S. Fukushima, R. Mori, and S. Saitoh, “Geometric Approach for RNP to Transition to xLS Procedure Design,” 36th Digital Avionics Systems Conference (DASC), Sept. 2017.
- [7] 福島荘之介，森亮太，齊藤真二，山康博，“RNP進入とGLSを接続する進入方式の気圧高度差に関する検討”，電子航法研究所発表会，平成27年6月。
- [8] *Procedure for Air Navigation Services-Aircraft Operations*, Vol II, Construction of Visual and Instrument Flight Procedures, ICAO DOC 8168, Sixth Edition, 2014.
- [9] *The United States Standard for Performance Based Navigation (PBN) Instrument Procedure Design*, FAA Order 8260.58A, Mar. 2016.
- [10] *ARINC Specification 424, Navigation System Data Base*, 424-19, 20 and 21, Dec. 19, 2008, Dec. 5, 2011, 21 and Jul. 25, 2016.