

GBASに適した衝突危険度モデルの検討

通信・航法・監視領域 ※藤田征吾, 工藤正博, 福島荘之介,
藤井直樹, 齋藤亨, 齊藤真二, 吉原貴之, 松永圭左
株式会社 NTT データアイ 中西善信

1. はじめに

GPS (Global Positioning System) に代表される GNSS (Global Navigation Satellite System) を利用した CAT-I~CAT-III の精密進入を行う進入着陸システムとして, 地上型衛星航法補強システム (GBAS: Ground-Based Augmentation System) の開発が行われている。GBAS は, 現在の計器着陸システム (ILS; Instrument Landing System) に比べて, 高い航法精度を持つため, 従来よりも高度な進入着陸が可能である。

しかし, GBAS の用途として当面実用化を目指しているのは ILS と同等の CAT-I GBAS による直線精密進入であることもあり, GBAS の性能を最大限生かした運航方式はまだ確立されていない。

GBAS に適した運航方式を実現する上で, 障害物との衝突等に係る障害物間隔に関する検討が必須であるが, 国際民間航空機関 (ICAO; International Civil Aviation Organization) の定める基準 (PANS-OPS) における飛行方式設定基準では, 既存の ILS に基づき構築された障害物評価表面 (OAS; Obstacle Assessment Surface), 衝突危険度モデル (CRM; Collision Risk Model) 等が利用されているのが現状である [1]。しかし, ILS と GBAS による進入着陸システムでは, 誤差特性が異なると考えられるため, GBAS による進入着陸システムに適した OAS, CRM 等を構築すべきである。本稿では, GBAS による新たな運航方式の開発のため, GBAS の特性を反映した障害物評価基準の構築として, 衝突危険度モデルの検討状況について報告する。

2. 障害物間隔高度/高 (OCA/H)

[1, 2]

ILS 進入方式の障害物間隔高度/高 (OCA/H; Obstacle Clearance Altitude/Height) は, 統計

学上, 進入 1 回あたりの障害物との衝突危険度すなわち目標安全水準 (TLS; Target Level of Safety) が 1×10^{-7} , すなわち 1/1000 万以下となるように設定するものである [2]。OCA/H は, 障害物評価表面 (OAS) や衝突危険度モデル (CRM) 等の手法により精密セグメント内の障害物を評価することにより決定される。ILS 進入方式の設定においては, OCA/H を決定後, これに基づき DA/H および最低気象条件が計算される。なお, 障害物評価の結果, 大きな影響を及ぼす障害物がない場合, 各システムに対する DH の最低値 (CAT-I:200ft, CAT-II:100ft, CAT-III:DH なし) を適用する [2]。

3. ILS 衝突危険度モデル (CRM)

[1, 2, 3]

衝突危険度モデル (CRM) は, ILS 進入方式の精密セグメントに係る障害物間隔評価手法のひとつであり, ILS 進入精密セグメントを飛行する航空機が障害物と衝突する確率等を計算するものである。CRM は ICAO OCP (障害物間隔パネル) で 1970 年代にドイツ, オランダ, 米国および英国の各国が中心となって開発され, ICAO PANS-OPS において, 障害物間隔評価手法として採用されているものである [2]。CRM は航空機偏位の確率分布に係るデータを格納しており, ユーザーが ILS 諸元等を入力することにより与条件に該当する確率分布を生成し, その航空機偏位確率分布とユーザー入力の障害物データを比較し, 衝突確率を計算する [2]。

CRM は, OAS での評価により得られた OCA/H が許容しうるものでない場合, OAS 下に高密度で障害物が存在する場合において, 障害物間隔をより厳密に評価するために利用され, 以下の機能を有している [2]。

1. 指定 OCA/H に対する全衝突危険度の計算
2. 最重要障害物の決定

3. 全衝突危険度を 1×10^{-7} 以下とするために必要な最低許容 OCA/H の計算

ここで、ILS CRM で問題とする衝突危険度は、進入 1 回あたりの衝突確率であり、エンルート
の経路間隔設定において評価される飛行時間あ
たりの衝突確率とは異なることに注意する必要
がある [2]。また、上記の機能を使用するために、
CRM では以下のデータ項目を入力する必要があ
る [2]。

表 1: ILS CRM 入力データ [2]

カテゴリー	項目
ILS データ	GP 角
	ILS RDH
	LOC - THR 間距離
	THR での LOC コース・セクター幅
滑走路・ 方式データ	滑走路末端標高
	FAP - THR 間距離
	精密セグメント終端位置
航空機データ	航空機諸元 (GP アンテナ車輪間垂直距離, 翼幅) 進入復行上昇勾配
	要求条件
障害物データ	障害物の位置, 高さ, 属性
求める情報	上記の機能から選択

3.1 航空機偏位確率分布

CRM では、飛行パス上の任意位置におけるノ
ミナル飛行パスからの水平方向および鉛直方向
への偏位の度合いを確率分布により表現する [2]。
確率分布モデルは、データ収集 (実飛行, シミュ
レーション)・入力, 分布モデルの仮定, データ
とのマッチングといったプロセスを繰り返すこ
とで開発されている [2]。航空機偏位は、ILS 最
終進入と進入復行とに分けて検討され、確率分
布モデルは鉛直方向および横方向それぞれにつ
いて開発されている [2]。

3.1.1 ILS 最終進入における航空機偏位

ILS 進入の最終セグメントにおいて、グライ
ドパスとローライザの電波を利用して降下中
の航空機の実飛行経路は、様々な要因によりノ
ミナルパスから偏位する。ただし、垂直方向へ
の偏位と水平方向への偏位がそれぞれ独立であ
り、互いに影響しあわないことが確認されて
いる [2]。

航空機偏位に影響する誤差は、地上機器およ
び機上機器に関する機器誤差 (NSE; Navigation

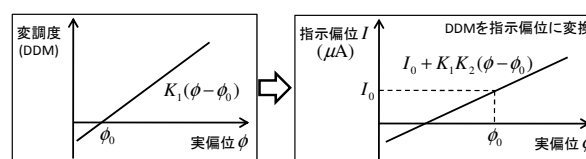


図 1: ILS における偏位の関係 [3]

System Error) とビーム保持誤差等の飛行技術
誤差 (FTE; Flight Technical Error) に分類さ
れる [2]。また、ILS 進入において、グライ
ドパスとローライザの電波から得られる変調度と
航空機偏位は図 1 に示すような関係がある。図 1
において、ビームベンドも考慮すると、ILS 最
終進入の航空機偏位モデルは以下で与えられる [3]。

$$\phi = \frac{I - I_0 + BB}{K_1 K_2} + \phi_0 \quad (1)$$

ここで、 ϕ_0 はビームセンタリング誤差 [ft or Unit
 θ], K_1 はビーム感度 [DDM/ft or DDM/unit θ],
 I_0 はレーザーセンタリング誤差 [μA], K_2 は
レーザー感度 [$\mu A/DDM$], BB はビームベン
ド [μA], I は飛行技術誤差 [μA] である。これら
の各誤差要因に対して、各運航カテゴリーにお
ける以下の表 2 に示す確率分布を仮定し、(2)-(4)
式の畳み込み積分を用いて、(1) 式の航空機偏位
の確率分布を求める [3]。

$$z = x + y \Rightarrow h(z) = \int_{-\infty}^{\infty} f(x)g(z-x)dx \quad (2)$$

$$z = x \cdot y \Rightarrow h(z) = \int_{-\infty}^{\infty} f(x)g\left(\frac{z}{|x|}\right)\frac{1}{|x|}dx \quad (3)$$

$$z = x/y \Rightarrow h(z) = \int_{-\infty}^{\infty} f(x)g(z \cdot |x|)|x|dx \quad (4)$$

3.1.2 進入復行における航空機偏位

実運航における進入復行の発生は非常に少な
いため、主にフライトシミュレータによって進入
復行に係るデータ収集を行い [2]、その収集デー
タに基づき、進入復行における航空機偏位が検
討される。進入復行における航空機偏位を考察す
る場合、問題となるのは高さ損失 (HL; Height
Loss) の取り扱いである。この OCA/H 以降、航
空機が沈み込み上昇を開始するまでの間の鉛直方
向パスは放物線になると仮定される (図 2) [2]。
図 2 における A (開始点) -B (最降下点) 間の

表 2: 各誤差要因のパラメータ CAT-II(F/D and A/P) [3]

Item	Distribution	Nominal Value	STD	Truncation	Units
Localizer					
Beam Centering (ϕ_0)	normal	0	1.52	± 7.62	m
Beam Sensitivity (K_1)	normal	14.4×10^{-4}	4.8×10^{-5}	$\pm 2.451 \times 10^{-4}$	DDM/m
Receiver Centering (I_0)	double exp.	0	3	$\pm 9SD$	μA
Receiver Sensitivity (K_2)	single exp.	968(max)	32.3	484	$\mu A/DDM$
Beam Bends (BB)	normal	0	2	± 7	μA
Beam Holding (I)	double exp.	0	data matching	mean 75 SD 15	μA
Glide Path					
Beam Centering (ϕ_0)	normal	0	0.015	± 0.075	Unit θ
Beam Sensitivity (K_1)	normal	0.625	0.0344	± 0.156	DDM/unit θ
Receiver Centering (I_0)	double exp.	0	5	$\pm 9SD$	μA
Receiver Sensitivity (K_2)	single exp.	859(max)	28.6	430	$\mu A/DDM$
Beam Bends (BB)	normal	0	8	± 28	μA
Beam Holding (I)	double exp.	0	data matching	mean 75 SD 15	μA

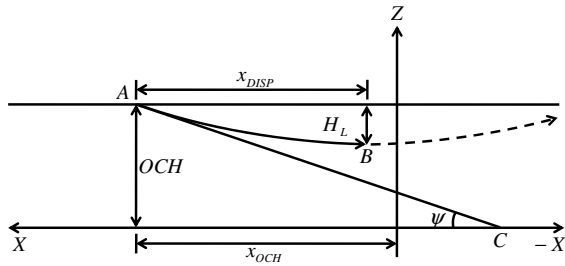


図 2: 進入復行による高さ損失 (X-Z 表面) [3]

放物線形状の進入復行フライトパスは以下の式で表現される [3].

$$z = OCH - H_L + H_L \left[\frac{x - x_{OCH} + x_{DISP}}{x_{DISP}} \right]^2 \quad (5)$$

ここで, H_L は高さ損失 (HL), x_{DISP} は X 方向の偏位, x_{OCH} は OCH における x 座標である. この放物線状ノミナルパスの形状および当該パスからの航空機偏位について検討される.

3.2 進入復行ファクター

進入復行ファクターとは, 最終進入から進入復行への転移部分において, 倍率を連続的に変化するというものであり, 衝突確率の急激な変化を防ぐために行われている [2]. また, 進入復行は, 最終進入と比較して行うケースがはるかに少ないのが実状であり, 進入復行側の障害物は衝突確率を軽減することとされている. CRM において, 進入復行の発生する確率は 1/100 と仮定されており, 進入復行に係る障害物との衝突危険度は 1/100 の重み付けが行われる. この 1/100 の値が進入復行率である [2].

3.3 CRM における衝突危険度の計算

CRM は与条件下での衝突危険度を図 3 に示すフローで計算する.

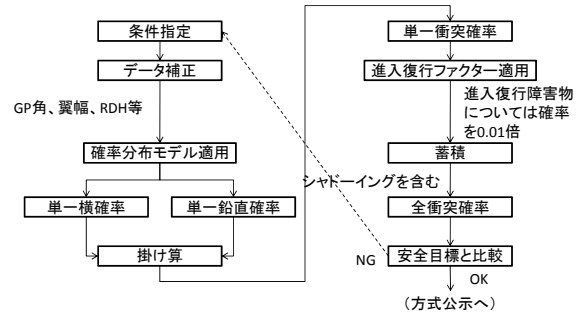


図 3: CRM における衝突危険度の計算フロー [2]

4. GBAS 精密進入への適合

現在, 開発中の GBAS 精密進入での障害物間隔評価基準では, 前節までに示した既存の ILS に準拠した CRM が用いられている. ILS と GBAS では, 原理が大きく異なることから, GBAS の特性を十分に反映した評価手法となっていない恐れがあり, 大きな課題であるといえる.

ILS では, ローカライザおよびグライドパスから送信される電波により誘導するため, 距離依存性があり, ILS 地上施設からの距離が遠ざかるにつれ誤差が増大する特徴がある. 一方, GBAS では, 電波により誘導するのではなく, 補正情報, 経路情報のデジタルデータを送信してその情報により誘導を行うため, 距離依存性が少ないと考えられ, 距離が遠ざかっても一定の精度が保てると考えられる. したがって, ILS よりも

GBASの方がNSEおよびFTEが減少する可能性が高く、航空機偏位は減少する可能性があり、GBASに適合したOAS, CRMが必要である。

4.1 GBAS 航空機偏位モデル (精密進入)

そこで、本研究では、(1) 式のILSの航空機偏位モデルと同様な考え方に基づくものとし、GBAS精密進入における航空機偏位を考える (図4)。

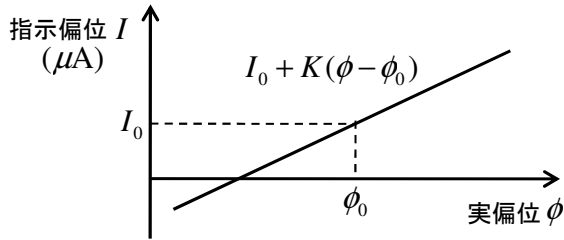


図4: GBASにおける偏位の関係

図4において、GBAS特有の誤差要因である測位誤差を考慮すると、GBAS精密進入における航空機偏位を以下の式で表現される。

$$I = I_0 + K(\phi - \phi_0 + \phi_{GBAS}) \quad (6)$$

ここで、 I は飛行技術誤差 [μA]、 I_0 はレシーバーセンタリング誤差 [μA]、 ϕ は実偏位 [ft]、 ϕ_0 は経路情報誤差 [ft]、 ϕ_{GBAS} は測位誤差 [ft]、 K は距離偏位から角度偏位への変換係数 [$\mu A/ft$]である。なお、信号の劣化、マルチパス (地上および機上) 等の影響は測位する段階で考慮されることから、それらは全て ϕ_{GBAS} の測位誤差の項に含まれる。また、 K は、GARP (GBAS Azimuth Reference Point) および GPIIP (Glide Path Intercept Point) からの距離によって変化する性質がある。さらに、(6) 式を ϕ について解くと以下の式となる。

$$\phi = \frac{I - I_0}{K} + \phi_0 - \phi_{GBAS} \quad (7)$$

(7) 式のような簡易的なGBASの航空機偏位モデルを構築し、(1) 式および (7) 式を比較し評価を行う予定であるが、まず、各要素の確率分布を生成することを考える。

4.2 確率分布の生成

ϕ_{GBAS} の確率分布は、実飛行データに基づく測位解とキネマティック解との差またはモンテカ

ルロシミュレーションにより生成する。ただし、電離圏異常や機上機器側のマルチパス、可視衛星数の変化等の影響があり、モンテカルロシミュレーションにより確率分布を生成する方が様々な条件を考慮できると考えられる。 ϕ_0 については、FAS (Final Approach Segment) データベースエラー等のコース自体の誤差に相当するが、ICAO 国際標準 (SARPs; International Standards and Recommended Practices) におけるFASデータポイントの測量誤差は垂直0.25[m]、水平0.40[m]であり [4]、他の誤差と比較して小さく、ほぼ無視できると仮定し、今回は考慮しない。 I は、実飛行データが必要であるが、ILSとGBASにおけるFTEは大きく変わらないと仮定し、ILSと同様の確率分布を利用する。 I_0 は、ILSとGBASとで指示器に変わらないため、ILSと同様の確率分布を利用する。 K は、指示器内のD/A変換に伴う量子化誤差、距離依存性に伴う測位誤差、時間遅延に伴う航空機の進路方向の誤差の影響があり、確率分布の生成に実データが必要である。

5. おわりに

本稿では、GBASによる新たな運航方式の開発のため、GBASの特性を反映した障害物評価基準の構築として、衝突危険度モデルの検討状況について示した。今後の課題は、GBASの航空機偏位モデルを評価し、その評価に基づき、GBAS精密進入に適合した障害物間隔評価基準を構築することである。GBASはILSよりも性能が良いとされており、GBAS精密進入に適合した障害物間隔評価基準の構築により、障害物間隔基準を緩和できる可能性がある。

参考文献

- [1] PANS-OPS, Volume II, Part II (Doc 8168-OPS/611).
- [2] 中西 善信, 飛行方式設計入門 [改訂版] - 進入・出発方式の世界へのいざない -, 鳳文書林出版販売, 2009年9月.
- [3] ICAO Doc 9274-AN/904, "Manual on the Use of the Collision Risk Model (CRM) for ILS Operations", Part II, "Background and Derivation of the CRM".
- [4] ICAO, "International standards and recommended practices, annex 10 to the convention on international civil aviation", Vol. 10, amendment 83, Nov. 2008.