

9. ICAO CRMにおける高さ損失モデルの評価

航法システム領域 ※藤田征吾, 伊藤正宏*, 福島荘之介, 山康博,
武市昇**, 長井丈宜***, 中西善信****

(*:現 文部科学省研究開発局, **:名古屋大学, ***:全日本空輸(株), ****:(株)NTT データ・アイ)

1. はじめに

国際民間航空機関 (ICAO; International Civil Aviation Organization) の定める基準 (PANS-OPS) [1] における ILS 衝突危険度モデル (CRM; Collision Risk Model) は、最終進入と進入復行の両方の障害物に対しての衝突危険度を評価するものであり、1960–1970 年代に開発されたものである [2, 3]。ILS CRM には、航空機偏位の確率分布に係るデータが格納されており、それらを用いて障害物との衝突危険度を評価し、決心高度/高 (DA/H; Decision Altitude/Height) の一要素である障害物間隔高度/高 (OCA/H; Obstacle Clearance Altitude/Height) を決定する。したがって、最終進入と進入復行のそれぞれの航空機偏位の確率分布モデルを構築することが非常に重要である。進入復行では、OCA/H 以降の沈み込み上昇を開始するまでの間を放物線と仮定し、その進入復行パスからの航空機偏位が検討されているが、その際、問題となるのは高さ損失 (HL; Height Loss) の扱いであり、ILS CRM では、当時の航空機データを基にして構築された高さ損失モデルが利用されている。進入着陸システムや航空機の性能は、ILS CRM が開発された当時よりも向上していると考えられるが、既存の ILS CRM は、現在の航空機性能や地上型衛星航法補強システム (GBAS; Ground-Based Augmentation System) による新たな進入着陸システム (GLS; GBAS Landing System) が十分に反映されていない。そのような背景から、ICAO の計器飛行方式パネル (IFPP; Instrument Flight Procedure Panel) では、既存の ILS CRM の改善が検討されている。そこで、本研究では、進入復行中の高さ損失モデルに対して、最新のフ

ライトシミュレータにより進入復行を模擬し、高さ損失の評価を行い、高さ損失モデルの改善について検討する。

2. 高さ損失モデル

ここでは、ILS CRM に用いられている高さ損失モデルについて紹介する。まず、図 1 に進入復行中の高さ損失とパラメータを示す。

図 1 から進入復行中の航空機の縦系線形微分方程式は以下で表現できる [4]。

$$\Delta \dot{\theta} - b_{\alpha} \Delta \alpha = 0 \quad (1)$$

$$\Delta \ddot{\gamma} + C_{\gamma} \Delta \dot{\gamma} + C_{\dot{\alpha}} \Delta \dot{\alpha} + C_{\alpha} \Delta \alpha = C_{\delta} \delta_b \quad (2)$$

$$\dot{H} = V(\theta_0 + \Delta \theta) \quad (3)$$

ここで、 H は航空機高度、 V は進入復行中の速度、 θ は上昇角、 α は迎角、 γ はピッチ角、 δ_b は昇降舵偏向である。 $b_{\alpha}, C_{\gamma}, C_{\dot{\alpha}}, C_{\alpha}, C_{\delta}$ は航空機の空力に関連する定数であり、航空機毎に異なる。また、 Δ は $t = 0$ からの増分を意味し、例えば、 $\Delta \theta(t) \equiv \theta(t) - \theta(0)$ である。".." および "..." はそれぞれ 1 階微分、2 階微分を意味する。

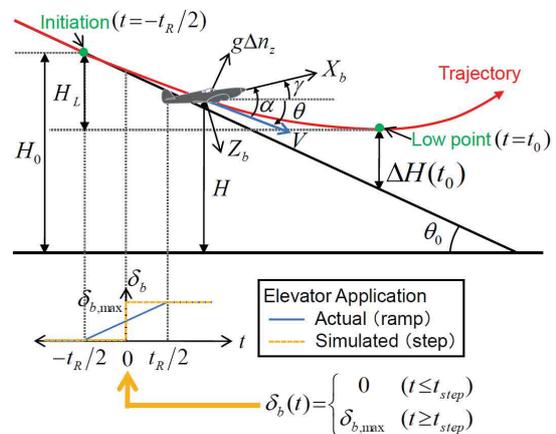


図 1: 高さ損失とパラメータ [2]

(1) - (3) 式にラプラス変換等を利用することにより、高さ損失モデルは以下の式で表現される [4]。なお、導出過程については、文献 [4] が詳しい。

$$-\frac{\dot{H}_0}{\Delta n_\infty g} = t_0 - 2\zeta T + \frac{T}{a} e^{-\frac{\zeta t_0}{T}} \sin\left(\frac{a}{T} t_0 + 2\phi\right) \quad (4)$$

$$\frac{\Delta H(t_0)}{\Delta n_\infty g} = \frac{1}{2} t_0^2 - 2\zeta T t_0 + T^2(4\zeta^2 - 1) - \frac{T^2}{a} e^{-\frac{\zeta t_0}{T}} \sin\left(\frac{a}{T} t_0 + 3\phi\right) \quad (5)$$

$$t_L = t_0 + \frac{t_R}{2} \quad (6)$$

$$H_L = -t_L \dot{H}_0 - \Delta H(t_0) \quad (7)$$

ここで、 $a = \sqrt{1 - \zeta^2}$ 、 $T = \frac{Pa}{2\pi}$ 、 $\phi = \cos^{-1}(\zeta)$ である。 \dot{H}_0 は $t = 0$ での垂直速度、 $\Delta H(t_0)$ は $t = t_0$ での高度と $t = 0$ での速度で決定される直線上での高度との差分、 t_R はパイロットがエレベータの操作を開始してから昇降舵がフルになるまでの遅延時間（進入復行開始点からエレベータの操作開始までのパイロット反応時間はゼロと仮定）、 Δn_∞ は垂直加速度増分、 P は短周期ピッチ振動時間、 g は重力加速度、 ζ はダンピング係数、 t_L は進入復行開始から最降下点に達するまでの経過時間、 H_L は高さ損失である。(4) - (5) 式では、導出過程において、初期垂直加速度と初期垂直躍度をゼロと仮定している。(4) - (7) 式は、W.J.G. Pinsker 氏により開発されたことから、Pinsker モデルと呼ばれている。

3. 高さ損失の評価

3.1 モンテカルロシミュレーション実験

高さ損失モデルにおける各入力パラメータは確率分布で与えられるので、各パラメータの確率分布に従う乱数を発生させ、モンテカルロシミュレーションにより、高さ損失の評価を行った。モンテカルロシミュレーションにおける各入力パラメータは表 1 で与え、サンプル数は 500 とした。なお、B737-700 は航空機カテゴリ区分: C であることから、文献 [2] における滑走路末端通過時の対気速度 (V_{at}): 140 kt の場合のパラメータを用いた。

表 1: 高さ損失モデルの入力パラメータ [2]

単位	分布型	平均	標準偏差	最小	最大
\dot{H}_0	m/s	Lognormal	3.66	0.61	1.58 5.60
Δn_∞	g	Normal	0.20	0.07	0.07 0.50
ζ	-	Constant	0.5	0	0.5 0.5
t_R	s	Constant	0.5	0	0.5 0.5
P	s	Constant	8	0	8 8

表 2: モンテカルロシミュレーションにおける高さ損失、経過時間の統計量

統計量	高さ損失 [m]	経過時間 [s]
平均	9.81	3.78
標準偏差	2.93	0.93
最小	4.19	2.40
最大	22.30	8.06

モンテカルロシミュレーション実験における高さ損失モデルの高さ損失および進入復行開始点から最降下点までの経過時間の統計量を表 2 にまとめた。表 2 から、表 1 の入力パラメータにおける高さ損失モデルの高さ損失の平均は 9.8 m、最大値は 22.3 m であり、最大値は非常に大きな値であることがわかる。

3.2 フライトシミュレータ実験

進入復行における高さ損失の評価のために、全日本空輸株式会社所有の B737-700 フライトシミュレータを用いて、機体の総重量、気象条件（風、気温）を変更し、合計 30 回の進入復行模擬を行った。本実験では、関西国際空港（RWY: 24L）を想定し、フライトモードは Autopilot、飛行方式は ILS 進入とした。表 3 に機体の総重量ごとのフライト回数、気象条件（風、気温）を示す。機体の総重量は、Normal: 111000lb、Heavy1: 129000lb、Heavy2: 154800lb、Light: 93000lb とし、風条件の“-”は追風、“+”は向い風を意味する。

表 3: フライト回数および気象条件（風、気温）

重量	回数	風 [kt]	気温 [deg]
Normal	9	-10, 0, +10	5, 15, 25
Heavy1	11	-10, 0, +10	-20, 5, 15, 25, 40
Heavy2	1	-15	-20
Light	9	-10, 0, +10	5, 15, 25

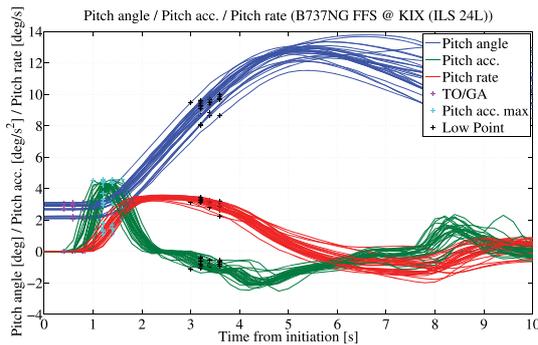


図 2: 進入復行中のピッチ成分（角度，レート，加速度）の変化

各フライトデータから進入復行開始点における進入速度と初期垂直速度 (\dot{H}_0) は、総重量に比例する傾向が見られ、平均値は、それぞれ 130 kts, 3.55 m/s であった。なお、進入復行開始点は、気圧高度が決心高度 (DA; Decision Altitude) : 215 ft に最も近い点とした。

まず、遅延時間 (t_R) を評価するために、ピッチ成分に着目し、ピッチ成分（角度，レート，加速度）をプロットした。図 2 より、パイロットが TO/GA (Takeoff/Go-around) スイッチを押すと、ピッチ加速度が上昇し、それに伴い、ピッチレート，ピッチ角が上昇していることがわかる。昇降舵により機体のピッチ角が変化することから、ここでは、進入復行開始点からピッチ加速度が最大になるまでの時間を遅延時間として考え、進入復行開始点から TO/GA スイッチを押すまでのパイロット反応時間を含めた。ピッチ加速度最大値は、図 1 における Elevator Application の最大値 $\delta_{b,max}$ に相当すると考えられる。

次に、図 3 に全フライトデータにおける進入復行開始点からの高度変化（高さ損失）をプロットした。また、高さ損失，経過時間，遅延時間の統計量を表 4 にまとめた。図 3 から、総重量が大きくなるにつれて、高さ損失が大きくなっていることがわかる。これは総重量が大きくなるにつれて進入速度が大きくなっているのが主要因と考えられる。また、表 4 から、高さ損失の平均値としては、既存の入力パラメータを用いた高さ損失モデルと同程度であるが、最大値は明らかに小さくなっている。また、遅延時間（平均）は 1.3 s 程度であり、最降下点に達するまでの経過時間（平均）は 3.3 s 程度である。遅延時間については、高さ損失モデルでは入力パ

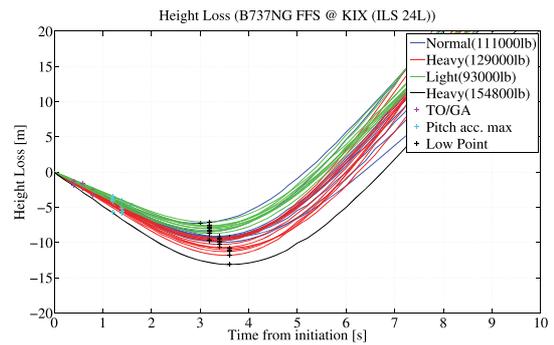


図 3: 高さ損失（横軸：経過時間）（フライトシミュレータ）

表 4: フライトシミュレータにおける高さ損失，経過時間，遅延時間の統計量

統計量	高さ損失	経過時間	遅延時間
	[m]	[s]	[s]
平均	9.34	3.33	1.31
標準偏差	1.41	0.17	0.13
最小	7.09	3.0	1.0
最大	13.12	3.6	1.6

ラメータとして 0.5 s を与えており、本実験で得られた値はそれに比べると大きな値であり、パイロット反応時間を考慮していることが要因である。

3.3 フライトシミュレータと高さ損失モデルにおける高さ損失の比較

モンテカルロシミュレーションにおける高さ損失モデルの入力パラメータは、モデル開発当時の航空機カテゴリごとの様々な航空機のあらゆるフライトデータに基づき定められたものである。したがって、フライトシミュレータにより高さ損失モデルの妥当性を評価するには、適切なパラメータ設定が必要であると考えられる。特に、高さ損失モデルの遅延時間は、進入復行開始からエレベータ操作を開始するまでのパイロット反応時間は考慮されていない。しかし、実際の進入復行においてはパイロット反応時間が存在すると考えられる。そこで、高さ損失モデルの妥当性を評価するために遅延時間に着目し、フライトシミュレータ実験におけるフライトデータに基づき、高さ損失モデルの入力パラメータを設定し、高さ損失の比較を行った。ここで、初期垂

直速度 (\dot{H}_0) と垂直加速度増分 (Δn_∞) は各フライトデータに基づき設定した。なお、垂直加速度増分は最初の垂直加速度最大値から割り出した。また、短周期ピッチ振動時間 (P) とダンピング係数 (ζ) は航空機カテゴリに基づき、表1の値を設定した。図4にフライトシミュレータと遅延時間を0.5 sとした場合 (Case 1) とフライトデータから算出した値 (パイロット反応時間を考慮) とした場合 (Case 2) の高さ損失モデルにおける高さ損失の比較結果を示した。また、表5に各条件における高さ損失モデルの高さ損失の誤差をまとめた。図4から、フライトシミュレータと高さ損失モデルにおける高さ損失を比較すると、両者には概ね相関が見られるが、高さ損失モデルの方が若干小さな値を示している。また、パイロット反応時間を考慮した結果の方が良好な相関を示していることがわかる。この結果を通して、高さ損失モデルは概ね妥当であるが、高さ損失モデルの入力パラメータを改善する必要があると考えられる。特に、遅延時間はパイロット反応時間を考慮した値にすべきであると考えられる。

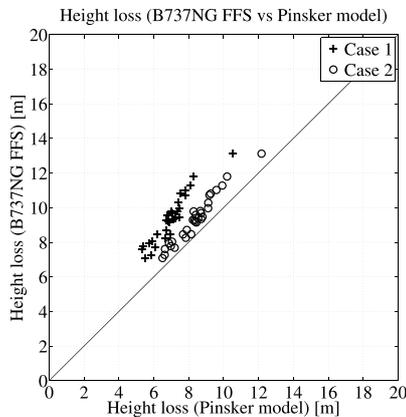


図4: B737-700FFS と高さ損失モデルの高さ損失の比較

表5: フライトシミュレータと高さ損失モデルにおける高さ損失の誤差

統計量	モデル誤差 [m]	
	Case 1	Case 2
平均	2.39	0.96
標準偏差	0.54	0.34
最小	1.44	0.32
最大	3.52	1.61

4. おわりに

本稿では、B737-700 フライトシミュレータを用いて、進入復行中の高さ損失の評価を行った。フライトシミュレータと既存の入力パラメータを利用した高さ損失モデルにおける高さ損失を比較すると、平均値としては大きな違いは見られず、最大値はフライトシミュレータの方が明らかに小さくなった。さらに、フライトデータに基づく入力パラメータを用いた高さ損失モデルは、フライトシミュレータに比べて、高さ損失が若干小さくなる傾向が見られたが、非常に相関があった。また、パイロット反応時間を考慮した結果の方が良好な相関を示しており、本実験結果から、既存の高さ損失モデルとしては概ね妥当であるが、入力パラメータの改善の余地があると考えられる。特に、遅延時間はパイロット反応時間を考慮すべきであると考えられる。しかし、高さ損失モデルは航空機カテゴリに属する様々な機体を考慮しなければならないため、本実験結果をどのように活用するかは今後検討していく必要がある。

参考文献

- [1] PANS-OPS, Volume II, Part II (Doc 8168-OPS/611).
- [2] 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”.
- [3] 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.
- [4] David P. Stapleton, The Upgraded Pinsky Model for Airplane Height Loss During Piloted Missed Approach, AIAA MST Conference, Chicago, Illinois, August 2009.
- [5] P. van der Geest and L. Fucke, Development of A Procedural Pilot Model for The Manual Bailed Landing Maneuver, AIAA MST Conference, Chicago, Illinois, August 2009.