逆最適制御に基づく 3 次元空間上での飛行意図の推定^{*1}

Inference of Flight Intent in Three-Dimensional Space Based on Inverse Optimal Control

阿 河 菜々花^{*3}・横 山 信 宏^{*2,*3}
Nanaka AGA and Nobuhiro YOKOYAMA

Key Words: Aircraft Traffic Management, Flight Intent, Inference, Conflict Resolution

Abstract: In order to cope with the rapid increase in global air traffic volume, it is necessary to significantly upgrade the technologies for conflict detection and resolution (CDR). For improving the accuracy of the trajectory prediction that is critical to CDR, we propose a method for flight intent inference of aircraft, which is an extension of the existing method to the flight in three-dimensional space. By solving the inverse problem of optimal control based on three-dimensional trajectory of aircraft, the method infers the flight intent of the aircraft including that of horizontal and/or vertical conflict resolution. The effectiveness of the method as well as the feasibility in real-time applications is demonstrated through numerical examples.

1. は じ め に

世界的な航空交通量の増加傾向は今後も続くと予想されており、それを見据えて、CNS/ATM (Communication, Navigation, Surveillance/Air Traffic Management) を高度化する計画が米国・欧州・日本等において展開されている^{1~3)}。これらの計画においては、航空機間の経路干渉の検出・回避技術の高度化が、重要な技術課題としてとらえられている。

航空機の経路干渉検出・回避の手法はこれまで幾つも提案されているが⁴⁾、その有効性を高めるには一般的に、高い精度で他機の軌道を予測することが必要とされる。例えば、軌道予測の精度を高めるために、ADS-B (Automatic Dependent Surveillance Broadcast) を拡張して、ウェイポイント (以下、WP と略記する) の位置や通過時刻などの 4 次元飛行計画をブロードキャストするシステムを検討している研究もある^{5, 6)}。しかし、周囲の航空機の飛行計画の情報が利用可能であっても、その妥当性を確認し⁷⁾、軌道の背後にある意図を推定すること^{6, 8~12)}は重要である。そこで本研究では、経路干渉の検出・回避のための軌道予測に適用可能な、既存の 2 次元空間での飛行意図推定法¹²⁾について、3 次元空間への拡張を試みる。

本研究では、航空機がほとんどの飛行状況において何らかの目的を満たすよう、準最適に制御されると仮定する。その上で、ターゲット (推定対象) 機の準最適な制御入力と

それに対応する状態軌道を用いて、最適制御の逆問題¹³⁾を解くことで、未知の目的関数を推定し、寄与度の高い飛行意図を求める。飛行意図には、座標が既知の WP への移動、他機との水平方向・垂直方向の干渉回避、各種状態の保持などが含まれる。具体的には、目的関数を、各飛行意図によって近似的に最小化される量の重み付きの和として表現し、それぞれの重みを、対応する飛行意図の寄与度として解釈する。これらの各重みは、各サンプリング周期において実時間で計算される。また、3 次元空間への拡張に際して、実際の飛行との対応付けを容易にすべく、水平面内、鉛直面内の飛行に関する意図をそれぞれ別々に定義する。なお、航空機の意図の推定に関する先行研究^{6, 8~12)}では、著者らによる研究¹²⁾を除き、いずれも他機との干渉回避に関する明確な定式化がなされていないのに対し、ここでの手法は水平方向・鉛直方向の干渉回避の意図を明示的に推定できるという特長を有する。

以降、本稿では、2 節で意図推定問題の定式化について説明する。次に、3 節において、数値シミュレーションによる意図推定の具体的な例を通じて、この手法の有効性および実時間での適用性を示す。そして 4 節で、結論と今後の研究課題について述べる。

2. 意図推定問題の定式化

2.1 運動モデル 本稿においては、簡単のため風の影響は考慮しないものとする。3 次元空間における質点としての航空機の状態方程式は次式で与えられる。

^{*1} © 2018 日本航空宇宙学会

平成 29 年 11 月 21 日、第 55 回飛行機シンポジウムにて発表

平成 30 年 3 月 6 日原稿受付

^{*2} 連絡先著者 (Corresponding author): yoko@nda.ac.jp

^{*3} 防衛大学校

第 1 図 慣性座標系における速度の 3 軸成分と各変数の関係

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \\ \dot{V} \\ \dot{\gamma} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V \cos \gamma \cos \psi \\ V \cos \gamma \sin \psi \\ -V \sin \gamma \\ (T \cos \alpha - D)/m - g \sin \gamma \\ (L + T \sin \alpha) \cos \sigma / (mV) - g \cos \gamma / V \\ (L + T \sin \alpha) \sin \sigma / (mV \cos \gamma) \end{bmatrix} \quad (1)$$

ここで、 (x, y, z) は位置座標、 V は速度、 γ は経路角、 ψ は方位角、 T は推力、 L は揚力、 D は抗力、 α は迎角、 σ はバンク角、 m は機体質量、 g は重力加速度である。また、慣性座標系における速度の 3 軸方向成分をそれぞれ u, v, w と定義する (第 1 図参照) と、次の関係式が成り立つ。

$$\begin{aligned} u &= V \cos \gamma \cos \psi \\ v &= V \cos \gamma \sin \psi \\ w &= -V \sin \gamma \end{aligned}$$

また、(1) 式右辺の第 4～6 要素に関して、以下のように定義する。

$$\begin{aligned} a &:= \frac{T \cos \alpha - D}{m} - g \sin \gamma, \\ \eta &:= \frac{L + T \sin \alpha}{mV} \cos \sigma - \frac{g}{V} \cos \gamma, \\ \omega &:= \frac{(L + T \sin \alpha) \sin \sigma}{mV \cos \gamma} \end{aligned} \quad (2)$$

これを (1) 式に代入し、さらに旋回率 ω に関する微分方程式 $\dot{\omega} = \chi$ を含めると、状態方程式は次のように表せる。

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \\ \dot{V} \\ \dot{\gamma} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\omega} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V \cos \gamma \cos \psi \\ V \cos \gamma \sin \psi \\ -V \sin \gamma \\ a \\ \eta \\ \omega \\ \chi \end{bmatrix} \quad (3)$$

(3) 式はターゲット機固有の運動特性 (T, L, D の特性および m) に依存しないため、それらが不明であっても利用可能である。そこで、本研究では運動モデルとして (3) 式を用いる。

2.2 飛行意図のモデル化 上で述べた運動モデルの変数に基づき、航空機の各種飛行意図に対応する目的関数を、以下の (a)～(h) のようにモデル化する。ただし、意図推定に用いる軌道の時間領域は $[t_0, t_f]$ とする。

(a) 速度保持：

$$\int_{t_0}^{t_f} \dot{V}^2 dt = \int_{t_0}^{t_f} a^2 dt \rightarrow \text{minimize}$$

(b) 経路角保持：

$$\int_{t_0}^{t_f} \dot{\gamma}^2 dt = \int_{t_0}^{t_f} \eta^2 dt \rightarrow \text{minimize}$$

(c) 方位角保持：

$$\int_{t_0}^{t_f} \dot{\psi}^2 dt = \int_{t_0}^{t_f} \omega^2 dt \rightarrow \text{minimize}$$

(d) 旋回率保持：

$$\int_{t_0}^{t_f} \dot{\omega}^2 dt = \int_{t_0}^{t_f} \chi^2 dt \rightarrow \text{minimize}$$

(e) 既知の WP $[x_w \ y_w \ z_w]^T$ への移動：

まず水平面内においては、機体の方位角 $\psi(t)$ を水平面内における WP の目視角

$$\mu_w(t) := \tan^{-1} \left(\frac{y_w - y}{x_w - x} \right)$$

に対して、終端時刻 t_f でできるだけ近づけることに相当するので、次のように表せる。

$$-\cos(\mu_w(t_f) - \psi(t_f)) \rightarrow \text{minimize} \quad (4)$$

ただし、実際の軌道においては、必ずしも終端時刻における機体の位置が完全に最適性の条件を満たすとは限らず、終端時刻近傍の機体方位角が概ね WP の目視角に近づこうとする傾向が現れるとみなす方が自然であるため、(4) 式の代わりに忘却係数 $e^{-\beta(t_f-t)}$ 付きの時間積分である次式で目的関数を表す。

$$-\int_{t_0}^{t_f} e^{-\beta(t_f-t)} \cos(\mu_w(t) - \psi(t)) dt \rightarrow \text{minimize} \quad (5)$$

ここで、 β は正の定数であり、これを大きくとるほど終端時刻に近い時刻での方位角の一致度を重視することに対応する。

また、鉛直面内における WP への移動も、機体の経路角 $\gamma(t)$ を鉛直面内における指定高度の目視角

$$\lambda_w(t) := -\tan^{-1} \left(\frac{z_w - z(t)}{\sqrt{(x_w - x(t))^2 + (y_w - y(t))^2}} \right)$$

に対して、終端時刻 t_f でできるだけ近づけることに相当するため、目的関数は次のように表せる。

$$-\int_{t_0}^{t_f} e^{-\beta(t_f-t)} \cos(\lambda_w(t) - \gamma(t)) dt \rightarrow \text{minimize} \quad (6)$$

(f) 指定された方位角の達成：

WP 上で機体の方位角が ψ_w に指定される場合は、上記と同じく、次のように目的関数を表す。

$$-\int_{t_0}^{t_f} e^{-\beta(t_f-t)} \cos(\psi_w - \psi(t)) dt \rightarrow \text{minimize} \quad (7)$$

(g) 他機との干渉回避（水平方向）：

以下、ターゲット機近傍の i 番目 ($i = 1, \dots, L$) の他機に関連する変数には、上付き添え字 (i) を付すものとする。また、 R を水平方向における機体間の許容間隔とする。水平面内における相対速度ベクトルおよび相対位置ベクトルをそれぞれ次のように表す。

$$\mathbf{w}^{(i)} = \begin{bmatrix} u \\ v \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} u^{(i)} \\ v^{(i)} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{p}^{(i)} = \begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} x^{(i)} \\ y^{(i)} \end{bmatrix}$$

他機の位置 $[x^{(i)} \ y^{(i)}]^T$ を中心とした半径 R の円に、ターゲット機から引いた接線方向の 2 本の単位ベクトル $\mathbf{d}_+^{(i)}$, $\mathbf{d}_-^{(i)}$ のうち、相対速度の単位方向ベクトル $\mathbf{w}^{(i)}/|\mathbf{w}^{(i)}|$ に近い方を $\mathbf{d}^{(i)}$ と表す。ただし、 $|\mathbf{p}^{(i)}| < R$ の場合、 $\mathbf{d}_+^{(i)}$, $\mathbf{d}_-^{(i)}$ として、 $\mathbf{p}^{(i)}$ と直交する方向の単位ベクトルを選ぶ。 i 番目の他機に対する水平方向の干渉回避の意図は、 $\mathbf{d}^{(i)}$ の方向に相対速度ベクトルの方向を合わせようとすることに対応しているとみなし、次のように表す。

$$-\frac{[\mathbf{d}^{(i)}]^T \mathbf{w}^{(i)}}{|\mathbf{w}^{(i)}|} \rightarrow \text{minimize} \quad (8)$$

なお、 $\mathbf{w}^{(i)}$ および $\mathbf{d}^{(i)}$ が水平面内において X 軸正方向となす角度を $\varphi^{(i)}$ および $\tilde{\varphi}^{(i)}$ として、(8) 式は次のようにも表すことができる。

$$-\frac{[\mathbf{d}^{(i)}]^T \mathbf{w}^{(i)}}{|\mathbf{w}^{(i)}|} = - \begin{bmatrix} \cos \varphi^{(i)} \\ \sin \varphi^{(i)} \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} \cos \tilde{\varphi}^{(i)} \\ \sin \tilde{\varphi}^{(i)} \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$= -\cos(\tilde{\varphi}^{(i)} - \varphi^{(i)})$$

$$\rightarrow \text{minimize}$$

これらの関係を図で表現したものを、第 2 図に示す。

(9) 式に基づき、ここでも忘却係数付き時間積分を用いて目的関数を表す。

$$-\int_{t_0}^{t_f} e^{-\beta(t_f-t)} \delta(t) \cos[\rho_\varphi \{\tilde{\varphi}^{(i)}(t) - \varphi^{(i)}(t)\}] dt \rightarrow \text{minimize} \quad (10)$$

第 2 図 水平面内の干渉回避における幾何学的関係

ただし、 $\delta(t)$ は実際に干渉が起きている時刻には 1、干渉が起きていない時刻には 0 となる時変パラメータである。また、 $\rho_\varphi \in (0, 1]$ は定数であり、小さくするほど、理想的な回避方向と実際の回避方向との差異を小さく評価する効果を持つ。

(h) 他機との干渉回避（鉛直方向）：

H を鉛直方向における機体間の許容間隔とする。ターゲット機の位置 $[x \ y \ z]^T$ と他機 $[x^{(i)} \ y^{(i)} \ z^{(i)}]^T$ の位置を結んだ線分を含む鉛直面を以下では基準面と呼ぶ。3 次元座標系における相対位置ベクトルと相対速度ベクトルをそれぞれ以下のように表す。

$$\begin{bmatrix} x_r^{(i)} \\ y_r^{(i)} \\ z_r^{(i)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x - x^{(i)} \\ y - y^{(i)} \\ z - z^{(i)} \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} u_r^{(i)} \\ v_r^{(i)} \\ w_r^{(i)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u - u^{(i)} \\ v - v^{(i)} \\ w - w^{(i)} \end{bmatrix}$$

また、 $D^{(i)} := \sqrt{(x_r^{(i)})^2 + (y_r^{(i)})^2}$ とすると、相対速度ベクトルを基準面に射影して得られるベクトルは、3 次元表現で

$$\begin{bmatrix} -\frac{u_r^{(i)} x_r^{(i)} + v_r^{(i)} y_r^{(i)}}{D^{(i)}} \cdot \frac{x_r^{(i)}}{D^{(i)}} \\ -\frac{u_r^{(i)} x_r^{(i)} + v_r^{(i)} y_r^{(i)}}{D^{(i)}} \cdot \frac{y_r^{(i)}}{D^{(i)}} \\ w_r^{(i)} \end{bmatrix}$$

となる。これを基準面内の 2 次元ベクトルで表現したものを $\tilde{\mathbf{w}}^{(i)}$ とすると、

$$\tilde{\mathbf{w}}^{(i)} = \begin{bmatrix} -\frac{u_r^{(i)} x_r^{(i)} + v_r^{(i)} y_r^{(i)}}{D^{(i)}} \\ w_r^{(i)} \end{bmatrix}$$

となる。ただし、第 1 要素は水平方向成分（ターゲット機から他機に向かう方向を正とする）を、第 2 要素は鉛直方向成分（下向きを正とする）を表す。基準面における相対速度が水平面に対してなす角度（相対経路角と呼び、上向きを正とする）を次のように表しておく。

$$\zeta^{(i)} = \tan^{-1} \left[\frac{-w_r^{(i)}}{-(u_r^{(i)} x_r^{(i)} + v_r^{(i)} y_r^{(i)})/D^{(i)}} \right]$$

また、基準面内において、他機の現在位置を中心とした、幅 $2R$ 、高さ $2H$ の長方形（許容領域に対応）の頂点を、ター

$$\mathbf{x}_k := \begin{bmatrix} x_k \\ y_k \\ z_k \\ V_k \\ \gamma_k \\ \psi_k \\ \omega_k \end{bmatrix}, \quad \mathbf{u}_k := \begin{bmatrix} \eta_k \\ a_k \\ \chi_k \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{f}(\mathbf{x}_k, \mathbf{u}_k) := \begin{bmatrix} V_k \cos \gamma_k \cos \psi_k \\ V_k \cos \gamma_k \sin \psi_k \\ V_k \sin \gamma_k \\ a_k \\ \eta_k \\ \omega_k \\ \chi_k \end{bmatrix}$$

また、等式 $\mathbf{F}_M = \mathbf{0}$ は初期条件であり、チルダ付きの記号は初期時刻 $t_0 = M\Delta t$ における真の値を表す。

この最適化問題に対応する Lagrange 関数 $\hat{L}$ は次式で表される。

$$\hat{L} = J - \sum_{k=M}^N \nu_k^T \mathbf{F}_k \quad (14)$$

ここで、 $\nu_k \in \mathbb{R}^7 (k = M+1, \dots, N)$ は状態方程式に対する Lagrange 乗数ベクトルであり、 $\nu_M \in \mathbb{R}^7$ は初期条件に対応する Lagrange 乗数ベクトルである。この最適化問題における最適性の十分条件は、 $\hat{L}$ を用いて

$$\nabla \hat{L} = \mathbf{0} \quad (15)$$

$$\mathbf{Z}^T \nabla^2 \hat{L} \mathbf{Z} \succ \mathbf{0} \quad (16)$$

および $\mathbf{F}_k = \mathbf{0}, k = M, \dots, N$ で表される。ただし、 ∇ は $[\mathbf{x}_M^T \mathbf{u}_M^T \cdots \mathbf{x}_N^T \mathbf{u}_N^T]^T$ による微分を表し、 $\mathbf{Z}$ は

$$[\nabla \mathbf{F}_M \nabla \mathbf{F}_{M+1} \nabla \mathbf{F}_{M+2} \cdots \nabla \mathbf{F}_N]$$

の零空間の基底ベクトルを並べた行列を表す。また、(16) 式は左辺の行列が正定であることを意味する。ここでは $\mathbf{Z}$ として、 $\nabla^2 \hat{L}$ の有する $(N-M+1)$ 個のブロック対角構造が $\mathbf{Z}^T \nabla^2 \hat{L} \mathbf{Z}$ においても保持されるような行列を近似的に与えるものとする（近似的とは、厳密には零空間の基底ベクトルではないことを意味する）。このようにして得られるブロック対角行列を次のように表す。

$$\mathbf{Z}^T \nabla^2 \hat{L} \mathbf{Z} = \begin{bmatrix} H_1 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & H_2 & \ddots & \vdots \\ \vdots & \ddots & \ddots & 0 \\ 0 & \cdots & 0 & H_{N-M+1} \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$H_k = \begin{bmatrix} h_{k,11} & h_{k,12} & h_{k,13} \\ h_{k,21} & h_{k,22} & h_{k,23} \\ h_{k,31} & h_{k,32} & h_{k,33} \end{bmatrix},$$

$$k = 1, \dots, N-M+1$$

以上の準備のもと、意図推定のための逆最適制御問題においては、観測ないし推定された状態変数・制御入力の時系列 $[\mathbf{x}_M^T \mathbf{u}_M^T \cdots \mathbf{x}_N^T \mathbf{u}_N^T]^T$ のもとで、次の最適化問題を解く。

$$\begin{aligned} & \text{minimize :} \\ & \rho_N, \nu_M, \dots, \nu_N \\ & (\nabla \hat{L})^T \nabla \hat{L} + \sigma(\rho_N - \rho_{N-1})^T (\rho_N - \rho_{N-1}) \end{aligned} \quad (18)$$

$$h_{k,ii} - \sum_{j=1, j \neq i}^3 |h_{k,ij}| \geq \varepsilon, \quad (19)$$

$$i = 1, 2, 3, \quad k = 1, \dots, N-M+1$$

$$\sum_{i=1}^{N_w} (q_\mu^{(i)} + q_\psi^{(i)}) + \sum_{i=1}^L s_\varphi^{(i)} = 1 \quad (20)$$

$$\sum_{i=1}^{N_L} q_\lambda^{(i)} + \sum_{i=1}^L s_\zeta^{(i)} = 1 \quad (21)$$

$$\sum_{i=1}^L (s_\varphi^{(i)} + s_\zeta^{(i)}) \leq 1 \quad (22)$$

ただし、 σ は正の定数、 ε は正の微小な定数、 ρ_N は重みをまとめたベクトルであり、 ρ_{N-1} は意図推定の前のステップにおいて求めた既知の重みベクトルを表す。(19) 式は、(16) 式の十分条件に対応する式である。元の最適制御問題における $\mathbf{F}_k = \mathbf{0}, k = M, \dots, N$ は、与えられた $[\mathbf{x}_M^T \mathbf{u}_M^T \cdots \mathbf{x}_N^T \mathbf{u}_N^T]^T$ において近似的に満たされる上に、 $\rho_N, \nu_M, \dots, \nu_N$ とは無関係であるため、この逆最適制御問題には含まれない。また、ここでは、水平方向および鉛直方向の運動のそれぞれに意図の自由度があるものとし、(20) 式、(21) 式のように独立に重みを正規化していることに注意されたい。

3. 数値シミュレーション

提案した手法の有効性を検証するため、ここでは4つのケースにおける数値シミュレーション例を示す（それぞれケース1, 2, 3, 4と呼ぶ）。すべてのケースについて、2機の航空機の3次元空間における軌道から、水平方向・鉛直方向それぞれに関して、WPへ向かう意図と他機との干渉を避ける意図の重みを算出し、その時間履歴を求めた。推定に用いる軌道は各サンプリング時刻から10秒間遡った時点までの軌道とし ($N-M=10$)、意図推定のサンプリング周期は1秒とした。また、シミュレーション開始直後の10秒間においては、データ数が足りないため意図推定を行わないものとした。

各ケースの軌道を第4図から第7図の(a)に、それらの軌道に基づいて推定された飛行意図の重みを第4図から第7図の(b)にそれぞれ示す。それぞれの図の(a)においては、3次元空間における軌道を $z=0$ の水平面上に投影した場合の軌道についても描いている。また、各図の(a)には2機が最も接近した点 (CPA: Closest Point of Approach) を示しており、ここでは、CPA間の水平

(a) 軌道

(b) 重みの時間履歴

第 4 図 ケース 1 (2 機とも水平方向に回避)

方向および鉛直方向の距離を、それぞれ $DCPA_H$ および $DCPA_V$ と表すこととする。水平方向、鉛直方向における許容間隔は、それぞれ $R = 9.26$ [km], $H = 0.305$ [km] に設定しており、干渉の回避は、 $DCPA_H \geq 9.26$ [km] あるいは $DCPA_V \geq 0.305$ [km] を軌道全域で達成するために行われる。

第 4 図 (a) に示すケース 1 の軌道において、2 機の航空機はそれぞれ水平方向に互いを回避しつつ WP へ向かう。 $DCPA_H$ は 9.21 [km] (スタートから 89 秒後) であり、CPA までは互いを回避するような軌道を取り、CPA を過ぎてからそれぞれの WP へと方位角を変化させている。第 4 図 (b) に示す重みの履歴を見ると、水平方向に関して、機体 A, B ともにスタートから 100 秒までは干渉回避の重みである s_ϕ が大きく、それ以降は WP へ向かう重みである q_μ が大きくなっている。ここで、 q_μ は CPA 通過直後から小さくなるはずであるが、そうならないのは、意図推定に用いるのが過去 10 秒の軌道であることによる。このため、航空機の意図と軌道が互いを水平方向に避けるものから WP へ向かうものへと変化しても、数秒間は過去の軌道による s_ϕ の重みの方が大きくなっている。このような、実際の軌道に対して推定される意図が遅れて発生する現象は、以降の例にも現れている。一方、鉛直方向の意図については、干渉回避の意図を表す s_ζ が常に小さいままであり、互いを水平方向に回避するという飛行の様子と整合している。

第 5 図 (a) に示すケース 2 の軌道において、2 機は互い

(a) 軌道

(b) 重みの時間履歴

第 5 図 ケース 2 (2 機とも同一鉛直面内で飛行し、鉛直方向に回避)

を鉛直方向に回避しつつ WP へ向かっている。 $DCPA_V$ は 0.339 [km] (スタートから 59 秒後) であり、スタートから 40 秒後までは機体 A, B ともに WP へ向かい、その時点から 75 秒後あたりまで互いを鉛直方向に避け、それ以降は再び WP へと向かう。第 5 図 (b) に示す重みの履歴を見ると、水平方向に関しては、干渉回避を表す s_ϕ が常に小さいままであり、互いを鉛直方向に回避するという軌道の様子と整合している。次に鉛直方向の意図に関して、2 機とも 40 秒を超えたあたりから次第に干渉回避を表す s_ζ が増加していき、 50 秒後あたりで完全に支配的になっている。そして 85 秒を過ぎたあたりから再び WP へ向かう重みである q_λ が大きくなる。この意図推定結果は、上述した意図推定が遅れる傾向を含むが、ケース 2 の軌道に対して概ね妥当であることがわかる。

第 6 図 (a) に示されるケース 3 の軌道において、2 機は異なる鉛直面内でそれぞれ飛行するが、互いを鉛直方向に回避しつつ WP へ向かう。 $DCPA_V$ は 0.356 [km] (スタートから 60 秒後) であり、スタートから 45 秒後あたりまでは機体 A, B ともに WP へ向かい、 85 秒後あたりまで互いを鉛直方向に避け、それ以降は再び WP へと向かう。第 6 図 (b) に示す重みの履歴を見ると、水平方向に関しては、干渉回避を表す s_ϕ は常に小さいままであり、互いを鉛直方向に回避するというケース 3 の軌道の様子と適合している。次に鉛直方向の意図に関して、2 機とも 45 秒あたりから次第に干渉回避を表す s_ζ が増加していき、 70 秒あたり

第6図 ケース3 (2機が異なる鉛直面で飛行し、鉛直方向に回避)

第7図 ケース4 (機体Bのみ水平方向に回避)

で完全に支配的になっている。そして95秒あたりから再びWPへ向かう重みである q_λ が大きくなる。この意図推定結果も、上述した意図推定が遅れる傾向を含むが、ケース3の軌道に対して概ね妥当といえる。

第7図(a)に示すケース4の軌道において、機体Aは機体Bを避けることなくWPへ向かい、機体Bのみが機体Aを水平方向に避けながらWPへ向かっている。この軌道はスタートから29~216秒後までの間、 $DCPA_V$ が0.305 [km]を下回っており、水平方向の安全間隔が必要となる。機体Bはスタートから機体Aを水平方向に避けており、鉛直方向の安全間隔が保たれていない時刻の間、水平方向の安全間隔を保つことができていない。DCPA_Hは9.21 [km] (スタートから216秒後)である。第7図(b)に示す重みの履歴を見ると、水平方向に関しては、機体Aの干渉回避を表す s_ϕ が常に小さい値をとっており、回避の意図がないことを軌道から推定することができている。機体Bに関しては、意図推定が始まってから最初の約10秒間はWPに向かう方向から干渉を回避する方向へと方位角を変化させ始めているところであるため、WPへ向かう重みである q_μ が大きく出ている。その後干渉回避を表す s_ϕ が大きくなり、安全間隔を達成してからは、安全間隔を保ちながらもWPの方角へと少しずつ近づいているため、 s_ϕ とともに q_μ がより大きな重みとして発生している。そしておよそ170秒後からは、完全に q_μ が支配的となっている。上述した意図推定が遅れる傾向のため、スタートから225秒後あたりま

第8図 各ケース、各機体における意図推定に要した計算時間の最大値・平均値

で、機体Bには s_ϕ が0とならない区間が見られる。また、鉛直方向に関しては2機とも常に干渉回避を表す s_ϕ が小さいままである。以上の結果より、第7図(b)の重みグラフは、ケース4の軌道に対して概ね妥当であることがわかる。また、各瞬間において、2機とも、他機に対する自機の相対的な位置・速度ベクトルが対称的な関係であるにもかかわらず、機体Bのみに回避の意図が検出されており、これは逆最適制御を利用した本手法の利点であるといえる。

ケース1~4の2機それぞれについて、1秒ごとに行う意図推定1回にかかった計算時間の、各ケースを通した平均値と最大値を第8図にまとめる。なお、計算には通常のデスクトップPC (CPU: Intel® Core™ i7-6700 3.40 GHz, RAM: 32.0 GB, OS: Windows 10 64 bit) を用い、最適化問題のソルバーとしてIBM® ILOG® CPLEX® 12.63を

用いた. 各ケースの平均値はおよそ 0.02 秒, 最大値は遅くても約 0.06 秒となっており, 実用に際して十分な計算速度を持っていることが確認できる.

4. ま と め

逆最適制御に基づく航空機の意図推定手法を, 既存の水平面内のみで定式化されたものから, 3 次元空間での定式化に拡張し, その有効性について確認することができた. 今後の課題として, 定点周りの旋回や特定領域の回避を含む複雑な飛行経路の考慮, 風の影響の考慮など, よりさまざまな状況に対応できるよう更に手法を拡張することが挙げられる.

本研究は, JSPS 科研費 JP15K18289, JP18K04574 の助成を受けて実施された.

参 考 文 献

- 1) Joint Planning and Development Office: Concept of Operations for the Next Generation Air Transportation System Ver. 3.2, 2011.
- 2) Single European Sky ATM Research Joint Undertaking: European ATM Master Plan Edition 2015, 2015.
- 3) Ministry of Land, Infrastructure, Transport, and Tourism Study Group for the Future Air Traffic Systems: Long-Term Vision for the Future Air Traffic Systems, 2010.
- 4) Kuchar, J. K. and Yang, L. C.: A Review of Conflict Detection and Resolution Modeling Methods, *IEEE Trans. Intelligent Transportation Systems*, **1**, 4 (2000), pp. 179–189.
- 5) Barhydt, R. and Warren, A.: Newly Enacted Intent Changes to ADS-B MASPS: Emphasis on Operations, Compatibility, and Integrity, *Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Monterey, CA, 2002, AIAA 2002-4932.
- 6) Hwang, I. and Seah, C. E.: Internet-Based Probabilistic Conflict Detection for the Next Generation Air Transportation System, *Proc. IEEE*, **96**, 12 (2008), pp. 2040–2059.
- 7) Reynolds, T. and Hansman, R.: Conformance Monitoring Approaches in Current and Future Air Traffic Control Environments, *Proceedings of 21st IEEE/AIAA Digital Avionics Systems Conference*, Irvine, CA, No. 7C1, 2002.
- 8) Krozel, J. D. and Andrisani, D.: Intent Inference with Path Prediction, *J. Guid. Control Dynam.*, **29**, 2 (2006), pp. 225–236.
- 9) Yepes, J. L., Hwang, I. and Rotea, M.: New Algorithms for Aircraft Intent Inference and Trajectory Optimization, *J. Guid. Control Dynam.*, **30**, 2 (2007), pp. 370–382.
- 10) Liu, W. and Hwang, I.: Probabilistic Trajectory Prediction and Conflict Detection for Air Traffic Control, *J. Guid. Control Dynam.*, **34**, 6 (2011), pp. 1779–1789.
- 11) Maeder, U., Morari, M. and Baumgartner, T. I.: Trajectory Prediction for Light Aircraft, *J. Guid. Control Dynam.*, **34**, 4 (2011), pp. 1112–1119.
- 12) Yokoyama, N.: Inference of Aircraft Intent via Inverse Optimal Control Including Second-Order Optimality Condition, *J. Guid. Control Dynam.*, **41**, 2 (2018), pp. 349–359.
- 13) Keshavarz, A., Wang, Y. and Boyd, S.: Imputing a Convex Objective Function, *Proceedings of 2011 IEEE International Symposium on Intelligent Control*, Denver, CO, 2011, pp. 613–619.