

## 14.コンフリクト検出に用いる高度予測手法の提案

管制システム部 ※瀬之口 敦 福田 豊 住谷 美登里

### 1. はじめに

航空機は安全性の観点より、他の航空機との間に管制間隔を確保する必要がある<sup>[1]</sup>。現在の垂直方向の管制間隔は、計器飛行に従う航空機に対しては29,000 ft未満で1,000 ft、29,000 ft以上で2,000 ftである。RVSM (Reduced Vertical Separation Minimum: 短縮垂直間隔) が導入されると、29,000 ft以上41,000 ft以下も1,000 ftとなる。水平方向の管制間隔は、レーダ管制の場合5 NMである。

航空機が他の航空機と接近し、垂直方向・水平方向の管制間隔どちらも確保できない状態をコンフリクトと呼ぶ。コンフリクトの放置は空中衝突事故に繋がる恐れがあるため、航空管制官にとってコンフリクトの回避は重要な課題である。

管制官が使用するRDP (Radar Data Processing System: 航空路レーダ情報処理システム) には航空機接近予測処理機能が備わっている<sup>[2]</sup>。この機能はRDPが処理した航空機の高度や位置、高度変化率や速度を用いて、航空機の3分先までの高度や位置を予測する。将来的なコンフリクトを検出した場合にはコンフリクト警報を管制卓に表示させ、管制官に注意を促す。

航空機の3分先の高度を算出する直線予測手法は航空機の等速直線運動を仮定するため、高度変化率の変動によって、予測した3分先の高度には実際の高度航跡からの予測誤差が生じやすい。また、航空機が上昇飛行から巡航飛行へと移行するといった高度変化率の急激な変化を直線予測手法で予測するには限界がある。これらの要因で発生する不必要なコンフリクト警報は管制官の作業負荷等を増大させる。

不必要な警報の低減など、航空機接近予測処理機能の向上が望まれている。

現在、日本国内では航空路監視レーダとしてSSR (Secondary Surveillance Radar: 二次監視レーダ) モードSが順次導入されている。RDPは

地上のSSRが観測した航空機の高度や位置を利用している。

今後はSSRモードSのGICB (Ground Initiated Comm-B: 地上喚起コムB) プロトコルにより機上のトランスポンダを通じて、航空機の高度や位置だけでなく、FMS (Flight Management System: 飛行管理システム) が管理する高度変化率や対地速度、選択高度や磁針路などのデータをダウンリンクすることが検討されている。これらのFMSデータを利用することは、航空機接近予測処理機能の向上に役立つとされる<sup>[3][4]</sup>。

電子航法研究所では、SSRモードSの導入により使用可能となる25 ft量子化観測高度の高度予測モデルに及ぼす効果や、直線予測手法にFMSの選択高度を組み込んだ高度予測モデルの検討をこれまでにやってきた<sup>[5]</sup>。

本研究では、垂直面に注目してRDPデータおよび航空機のフライトデータを解析し、予測した航空機の3分先の高度と実際の高度航跡との予測誤差を減少させる高度予測モデルを提案する。あわせて、その効果も示す。

### 2. データの解析

#### 2.1. RDPデータとフライトデータ

RDPデータにはSSRが観測した100 ft単位の観測高度 $A_{SSR}[t]$ や、それをもとにRDPが処理した平滑高度 $A_{RDP}[t]$ 、高度変化率 $V_{RDP}[t]$ などが記録されている。

その処理には $\alpha\beta$ フィルタ (付録を参照) が用いられている<sup>[2]</sup>。観測高度 $A_{SSR}[t]$ を入力 $X_o[k]$ として $\alpha\beta$ フィルタに適用すると、入力の実値 $X_s[k]$ は平滑高度 $A_{RDP}[t]$ 、その時間微分 $Y_s[k]$ は高度変化率 $V_{RDP}[t]$ となる。このときサンプリング間隔 $T$ は同一航空機に対するRDPデータのサンプリング間隔 $T_{RDP}$ であり、SSRのスキャン間隔と同じく10秒である。

航空機のフライトデータには機上のFMSで

管理される高度  $A_{FMS}[t]$  や高度変化率  $V_{FMS}[t]$ 、選択高度などが記録されている。フライトデータのサンプリング間隔  $T_{FMS}$  は1秒である。

## 2.2. 高度

時刻とコールサインによる一致をとって、RDP データとフライトデータからある1航空機について高度や高度変化率を取り出し、解析を行った。

図1に上昇から巡航、降下へと飛行する航空機の高度航跡を示す。横軸は時間 (min)、縦軸は高度 (ft) である。青印は FMS の高度  $A_{FMS}[t]$  である。赤印は SSR の観測高度  $A_{SSR}[t]$  である。緑印は RDP の平滑高度  $A_{RDP}[t]$  である。

図1をみると、FMS の高度  $A_{FMS}[t]$  と SSR の観測高度  $A_{SSR}[t]$ 、RDP の平滑高度  $A_{RDP}[t]$  は概ね一致することがわかる。

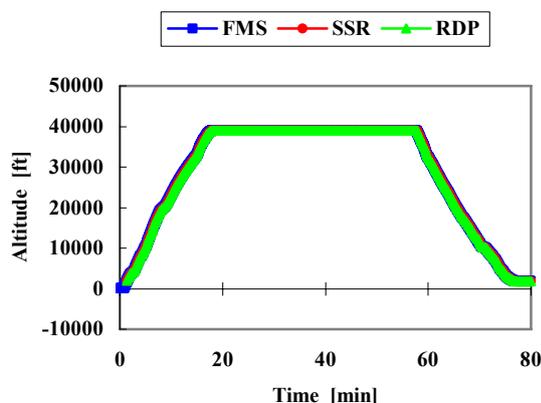


図1 高度

## 2.3. 高度変化率

図2に図1の航空機の高度変化率を示す。横軸は時間 (min)、縦軸は高度変化率 (ft/min) である。青印は FMS の高度変化率  $V_{FMS}[t]$  である。赤印は RDP の高度変化率  $V_{RDP}[t]$  である。

図2をみると、FMS の高度変化率  $V_{FMS}[t]$  と RDP の高度変化率  $V_{RDP}[t]$  は概ね一致することがわかる。

また、上昇・巡航・降下の各フェーズを読み取ることができ、上昇・降下フェーズにおける

高度変化率は FMS の高度変化率  $V_{FMS}[t]$ 、RDP の高度変化率  $V_{RDP}[t]$  とともに変動を伴うことがわかる。

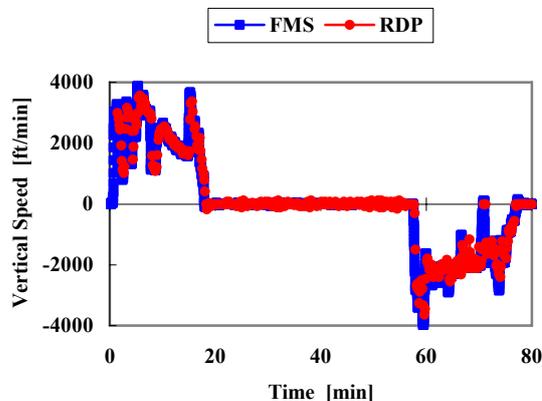


図2 高度変化率

## 2.4. 現状の高度予測モデル

直線予測手法は航空機の等速直線運動を仮定することにより、高度  $A[t]$ 、高度変化率  $V[t]$ 、予測時間  $T_p$  を用いて、式(1)より  $T_p$  分先の予測高度  $A_p[t]$  を求めるものである。

$$A_p[t] = A[t] + T_p \cdot V[t] \quad (1)$$

現状の高度予測モデルは、基本的に直線予測手法において高度  $A[t]$  に RDP の平滑高度  $A_{RDP}[t]$ 、高度変化率  $V[t]$  に RDP の高度変化率  $V_{RDP}[t]$ 、予測時間  $T_p$  に3分を適用して、予測高度  $A_p[t]$  を算出する。

## 2.5. 現状の高度予測モデルによる予測誤差

FMS の高度  $A_{FMS}[t]$  を航空機の真の高度と考え、 $T_p$  分先の予測高度  $A_p[t]$  に生じる予測誤差  $E_p[t]$  を式(2)により定義する。

$$E_p[t] = |A_{FMS}[t + T_p] - A_p[t]| \quad (2)$$

図3に現状の高度予測モデルによる予測誤差  $E_{RDP}[t]$  を示す。横軸は時間 (min)、縦軸は予測誤差 (ft) である。

図3をみると、巡航フェーズにおける予測誤差はほとんど発生しないが、上昇・降下フェーズにおける予測誤差には変動を伴うことがわかる。

また、飛行フェーズの移行時刻前後に大きな予測誤差が発生することがわかる。

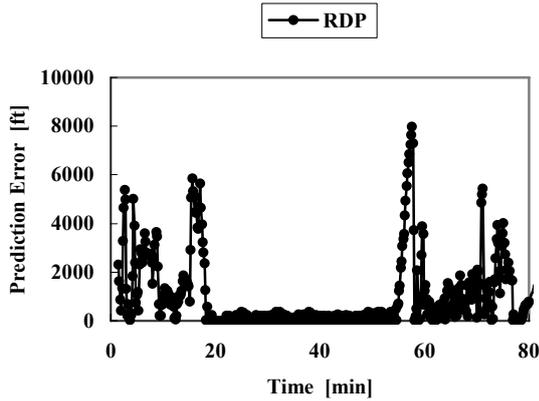


図3 現状の高度予測モデルによる予測誤差

### 2.6. 最適高度変化率

図1、図2、図3より、現状の高度予測モデルによる予測誤差は高度変化率の影響を受けることがわかる。そこで、直線予測手法に適用する高度変化率について、その理論的な最適値を求めた。

式(1)および式(2)より、予測誤差  $E_p[t]$  が0となる最適高度変化率  $V_{OPT}[t]$  は、式(3)で表される。

$$V_{OPT}[t] = \frac{1}{T_p} \cdot (A_{FMS}[t + T_p] - A_{FMS}[t]) \quad (3)$$

図4に予測時間  $T_p$  を10秒、3分とした場合の最適高度変化率  $V_{OPT}[t]$  を示す。横軸は時間 (min)、縦軸は高度変化率 (ft/min) である。青印は予測時間  $T_p$  が10秒の最適高度変化率である。赤印は予測時間  $T_p$  が3分の最適高度変化率である。

図4をみると、予測時間  $T_p$  が10秒と3分とは最適高度変化率  $V_{OPT}[t]$  の特性が異なることがわかる。巡航フェーズでは同様の特性であるが、上昇・降下フェーズでは予測時間  $T_p$  が10

秒だと変動がみられるが、予測時間  $T_p$  が3分だと変動がほとんどみられない。

また、飛行フェーズの移行時刻前後においても、予測時間  $T_p$  が10秒と3分とは最適高度変化率  $V_{OPT}[t]$  の特性が異なる。予測時間  $T_p$  が10秒だと変化の傾きが急であるが、予測時間  $T_p$  が3分だとゆるやかである。これは航空機の等速直線運動を仮定した直線予測手法に起因する特性であり、移行時刻前後において高度変化率が急激に変化するため、予測時間  $T_p$  が大きいほど変化の傾きはゆるやかになる。

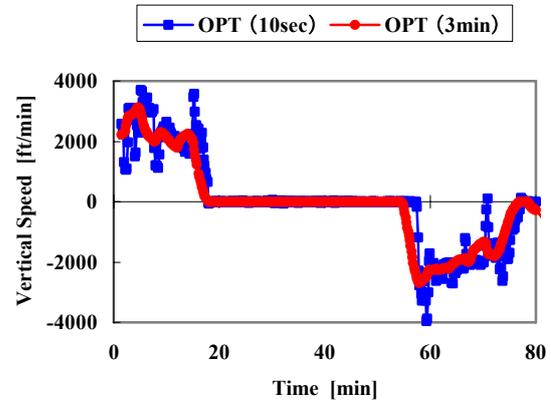


図4 最適高度変化率

図2と図4を比較すると、RDPの高度変化率  $V_{RDP}[t]$  の特性は、予測時間  $T_p$  が10秒の最適高度変化率  $V_{OPT}[t]$  の特性に近い。したがって、上昇・降下フェーズでは、RDPの高度変化率  $V_{RDP}[t]$  と予測時間  $T_p$  が3分の最適高度変化率  $V_{OPT}[t]$  との差により、現状の高度予測モデルによる予測誤差  $E_{RDP}[t]$  が発生したと考えられる。

## 3. 提案する高度予測モデル

### 3.1. 高度変化率の平滑化

上昇・降下フェーズにおいて、現状の高度予測モデルによる予測誤差  $E_{RDP}[t]$  を減少させるためには、RDP高度変化率  $V_{RDP}[t]$  を予測時間  $T_p$  が3分の最適高度変化率  $V_{OPT}[t]$  に近づける必要がある。

そこで、上昇・降下の各フェーズにおいて、RDP高度変化率  $V_{RDP}[t]$  を入力  $X_o[k]$  として  $\alpha$   $\beta$  フィルタ（付録を参照）に適用し、平滑化され

た入力の実値  $X_s[k]$  を求め、それを予測用高度変化率  $V_{NEW}[t]$  とした。サンプリング間隔  $T$  は RDP データのサンプリング間隔  $T_{RDP}$  である。

図5に予測用高度変化率  $V_{NEW}[t]$  を示す。横軸は時間 (min)、縦軸は高度変化率 (ft/min) である。青印は RDP の高度変化率  $V_{RDP}[t]$  である。赤印は予測時間  $T_p$  が 3 分の最適高度変化率  $V_{OPT}[t]$  である。緑印は予測用高度変化率  $V_{NEW}[t]$  である。

上昇フェーズは、SSR の観測高度  $A_{SSR}[t]$  が 4,000 ft 以上になった時刻を開始とし、SSR の観測高度  $A_{SSR}[t]$  がフライトデータの巡航高度に初めて達した時刻を終了とした。

降下フェーズは、SSR の観測高度  $A_{SSR}[t]$  がフライトデータの巡航高度から 300 ft 減少した時刻を開始とし、SSR の観測高度  $A_{SSR}[t]$  が 4,000 ft 未満になった時刻を終了とした。

また、過渡特性を考慮して、初期値  $X_s[0]$  は一般的な初期化による値ではなく、上昇フェーズにおいては 3000 ft/min、降下フェーズにおいては -3000 ft/min とした。

平滑化に用いる  $\alpha$   $\beta$  フィルタのフィルタゲインは、 $\alpha$  を 0.05 (このとき  $\beta$  は 0.001282) とした。フィルタゲインについては 3.3. で述べる。

図5をみると、上昇・降下フェーズにおける RDP の高度変化率  $V_{RDP}[t]$  は平滑化され、予測用高度変化率  $V_{NEW}[t]$  と  $T_p$  が 3 分の最適高度変化率  $V_{OPT}[t]$  との差が減少した。

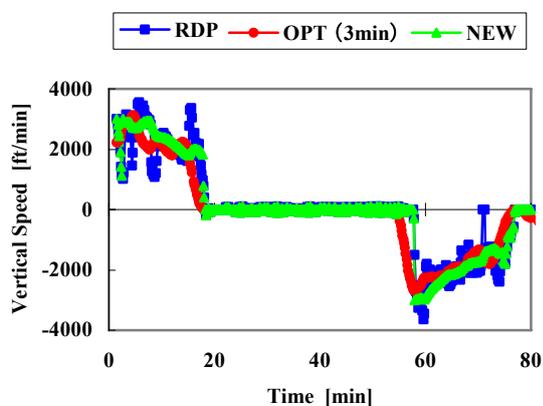


図5 平滑化した予測用高度変化率

### 3.2. 提案する高度予測モデルと予測誤差

今回提案する高度予測モデルは、直線予測手法における  $V[t]$  に RDP の高度変化率  $V_{RDP}[t]$  ではなく、予測用高度変化率  $V_{NEW}[t]$  を適用して、3 分先の予測高度  $A_{NEW}[t]$  を算出するものである。

図5の予測用高度変化率  $V_{NEW}[t]$  を  $V[t]$  として直線予測手法に適用し、3 分先の予測高度  $A_{NEW}[t]$  を算出したときの予測誤差  $E_{NEW}[t]$  を求めた。それを図6に示す。横軸は時間 (min)、縦軸は予測誤差 (ft) である。青印は現状の高度予測モデルによる予測誤差  $E_{RDP}[t]$  である。赤印は提案した高度予測モデルによる予測誤差  $E_{NEW}[t]$  である。

図6をみると、提案した高度予測モデルによる予測誤差  $E_{NEW}[t]$  は現状の高度予測モデルによる予測誤差  $E_{RDP}[t]$  よりも、上昇・降下フェーズにおいて平均的に減少し、変動の振幅も小さいことがわかる。

飛行フェーズの移行時刻前後における予測誤差  $E_{NEW}[t]$  は提案した高度予測モデルでも現状の高度予測モデルでも同程度であった。これは、航空機の等速直線運動を仮定する直線予測手法では移行時刻前後の高度変化率の急激な変化を予測できないことを示す。この予測誤差を減少させるには、直線予測手法に FMS の選択高度を組み込む等が必要である<sup>[4]</sup>。

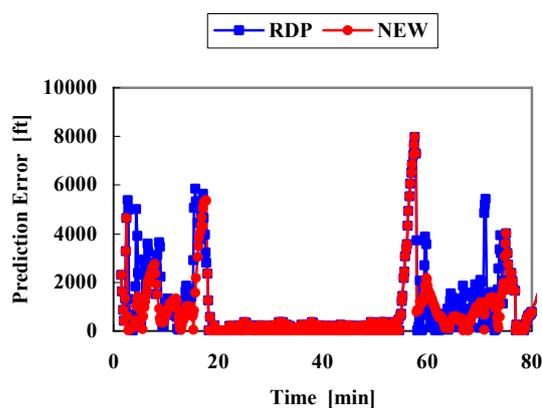


図6 予測誤差

提案した高度予測モデルによる予測誤差  $E_{NEW}[t]$  と現状の高度予測モデルによる予測誤差  $E_{RDP}[t]$  の平均と標準偏差について、上昇フェ

ーズのものを表1に、降下フェーズのものを表2にそれぞれ示す。

予測誤差の平均は定常誤差を表す尺度であり、小さいほどよい。予測誤差の標準偏差は平均からの変動を表す尺度であり、小さい方が好ましい。

表1、表2より、提案した高度予測モデルは現状の高度予測モデルよりも予測誤差  $E_p[t]$  の平均および標準偏差をともに減少させることがわかる。

表1 予測誤差（上昇フェーズ）

	平均	標準偏差
現状の高度予測モデル	2,121 ft	1,571 ft
提案した高度予測モデル	1,428 ft	1,381 ft

表2 予測誤差（降下フェーズ）

	平均	標準偏差
現状の高度予測モデル	1,213 ft	1,281 ft
提案した高度予測モデル	892 ft	808 ft

### 3.3. フィルタゲインによる予測誤差の特性

$\alpha$   $\beta$  フィルタはフィルタゲイン  $\alpha$  ( $\beta$ ) によって、フィルタ特性が異なる。そこで、フィルタゲイン  $\alpha$  による予測誤差  $E_p[t]$  の特性を検討した。

フィルタゲイン  $\alpha$  による予測誤差  $E_p[t]$  の特性について、上昇フェーズのものを図7に、降下フェーズのものを図8にそれぞれ示す。図7、図8どちらも、横軸はフィルタゲイン  $\alpha$ （対数表示）、縦軸は現状の高度予測モデルによる予測誤差  $E_{RDP}[t]$  を100%として求めたときの提案した高度予測モデルによる予測誤差  $E_{NEW}[t]$  の割合（%）である。黒丸印は予測誤差の平均である。白丸印は予測誤差の標準偏差である。

予測用高度変化率  $V_{NEW}[t]$  の算出についてはフィルタゲイン  $\alpha$  以外、図5の場合と同様である。

図7、図8をみると、予測誤差  $E_p[t]$  の平均が最小となるのはフィルタゲイン  $\alpha$  が0.05前後である。予測誤差  $E_p[t]$  の標準偏差が最小となるのもフィルタゲイン  $\alpha$  が0.05前後である。

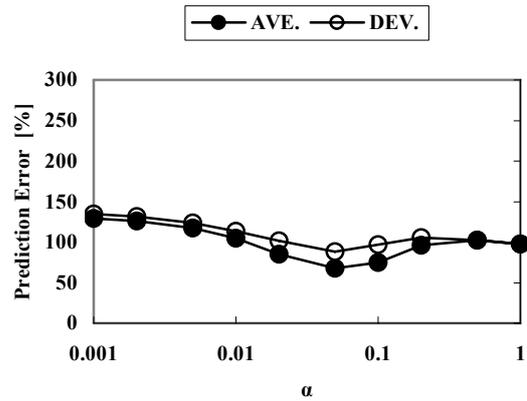


図7 予測誤差（上昇フェーズ）

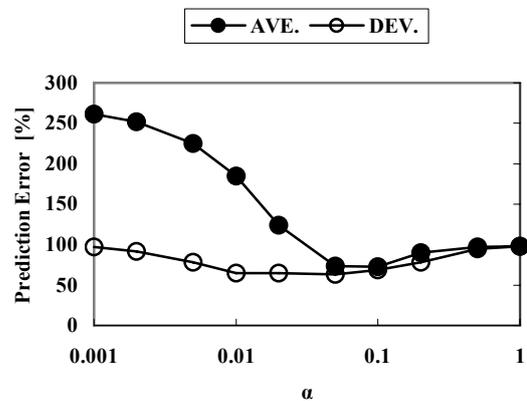


図8 予測誤差（降下フェーズ）

## 4. まとめ

現状の高度予測モデルは、基本的に10秒後の高度を予測するための追尾用に処理された高度変化率を用いて、航空機の3分先の高度を予測する。けれども、10秒先を予測する場合と3分先を予測する場合とでは直線予測手法に最適な高度変化率の特性は大きく異なる。

そこで、上昇・降下の各フェーズにおいてRDPの高度変化率を $\alpha$   $\beta$  フィルタにより平滑化した予測用の高度変化率を、直線予測手法に適用して予測高度を算出する高度予測モデルを提案した。

提案した高度予測モデルは現状の高度予測モデルに比べて、3分先の予測高度に生じる予測誤差の定常誤差および平均からの変動をとも

に減少させる。このとき、 $\alpha$   $\beta$ フィルタのフィルタゲイン $\alpha$ は0.05前後を用いるとよい。

なお、提案した高度予測モデルを用いる際には、上昇・巡航・降下の各フェーズを適切に区別する必要がある。また、 $\alpha$   $\beta$ フィルタに適用する高度変化率の初期値を上昇・降下フェーズごとに適切に定める必要がある。前者に対してはFMSの選択高度を、後者に対しては統計的に求めた高度変化率の初期値を利用することが考えられる。

機上のFMSで管理される高度変化率と地上のRDPが処理する高度変化率は概ね一致する。したがって、今後FMSの高度変化率がSSRモードSによりダウンリンクされ利用可能となる場合でも、提案した高度予測モデルからは同様の効果が得られると考えることができる。

提案した高度予測モデルは現状の高度予測モデルよりも予測誤差を減少させる。この高度予測モデルがどの程度、現状で発生している不必要なコンフリクト警報を減少させるかについては今後の課題である。

### 謝辞

航空機のフライトデータを提供していただいた株式会社日本航空および全日本空輸株式会社、RDPデータを提供していただいた国土交通省東京航空交通管制部の関係各位に深く感謝いたします。

### 付録

$\alpha$   $\beta$ フィルタの一般式を式(a)に示す<sup>[6]</sup>。 $\alpha$   $\beta$ フィルタは入力 $X_o[k]$ から、入力の実値 $X_s[k]$ および $X_p[k]$ の時間微分 $Y_s[k]$ を推定する。 $X_p[k]$ 、 $Y_p[k]$ は次ステップ $k+1$ における $X_s[k]$ 、 $Y_s[k]$ の予測値である。 $k$ は計算のステップ番号であり、 $T$ は入力のサンプリング間隔である。

$$\begin{aligned} X_s[k] &= X_p[k] + \alpha \cdot (X_o[k] - X_p[k]) \\ Y_s[k] &= Y_p[k] + \beta/T \cdot (X_o[k] - X_p[k]) \\ X_p[k+1] &= X_s[k] + T \cdot Y_s[k] \\ Y_p[k+1] &= Y_s[k] \end{aligned} \quad (a)$$

初期化は、一般的に式(b)のように行われる。

$$\begin{aligned} X_s[0] &= X_o[0] \\ Y_s[0] &= 0 \end{aligned} \quad (b)$$

$\alpha$ 、 $\beta$ はフィルタゲインであり、その間には式(c)が最適な関係として知られている<sup>[7]</sup>。一般にフィルタゲイン $\alpha$ が1に近いほど入力への追従性が高く、0に近いほど入力を平滑化する。このフィルタ特性はトレードオフなので、フィルタの用途によってフィルタゲイン $\alpha$ を決定する必要がある。

$$\beta = \frac{\alpha^2}{(2-\alpha)} \quad (c)$$

### 参考文献

- [1] “航空管制入門”，財団法人航空交通管制協会 発行，1999.
- [2] “RDP システム概論”，NTT データ通信株式会社 編集，財団法人航空振興財団 発行，1997.
- [3] 国土交通省航空局・財団法人航空振興財団，“平成14年度SSRモードSデータリンクに係る国際動向等基礎調査報告書”，2002.
- [4] 福田，“航空機の動態情報を利用する近接検出手法”，SANE2002-82，2003.
- [5] 瀬之口 福田，“航空機の将来高度の予測に関する解析”，SANE2003-102，2004.
- [6] “改訂レーダ技術”，吉田孝 監修，社団法人電子情報通信学会 発行，1996.
- [7] G. V. Morris，“Airborne Pulsed Doppler Radar”，Artech House，Norwood，1988.