

## 両エンジン停止機に対する緊急避難経路生成

## Abort trajectory generation for both engine-out aircraft

システム工学群

機械・航空システム制御研究室 1180020 浦部 祐平

## 1. 緒言

2009年1月15日、東部標準時間15時27分頃、ニューヨーク市ラガーディア空港発、ワシントン州シアトル・タコマ国際空港行きのUSエアウェイズ1549便が、バードストライクにより両エンジンが停止、その後、ニューヨーク市・ハドソン川に不時着水した航空事故がある。この事故は、離陸から約2分後に発生し、事故発生から約3分後にはハドソン川へ不時着水している。国家運輸安全委員会（National Transportation Safety Board）による事故調査の結果、エンジン停止直後から機長が判断を下すまでの時間、約35秒を考慮するとハドソン川への不時着水は正当な判断だったと立証された。しかし事故調査の過程でエンジン停止直後にラガーディア空港の最も近い滑走路に帰還するシミュレーションが行われ、4回中4回成功したことが分かっている<sup>(1)</sup>。このことから、何らかの原因で動力が失われた場合、迅速に着陸可能な場所を判断し、その地点まで機体を正確に誘導する能力が求められる。

また近年では、日本国内でのグライダーの墜落事故が年に数回程度の頻度で発生している。旅客機に限らずグライダーにおいても機体側にこのような能力が備わっていれば事故を回避できる可能性が上がるため飛行の安全性向上につながる。

そこで本研究では、両エンジン停止時に着陸可能な場所を短時間で判断し、安全な避難経路を自動で生成するシステムの構築を目的とする。そのためには、滑空飛行での最大到達可能範囲（以下、滑空可能範囲）を求める必要がある。本稿では、グライダーにおける機体諸元、高度から、最良滑空速度と最良滑空角を算出し、旋回飛行時の機体の運動のシミュレーションを行った。また、シミュレーション結果を用いて滑空可能範囲を算出した。

## 2. 計算条件

今回、計算には、日本飛行機株式会社の「日飛ピラタス式B4-PCIIAF型」の機体諸元を使用した<sup>(2)</sup>。諸元を表1に示す。

Table 1 Aircraft specifications

Mass [kg]	: $m$	350
Wing area [m <sup>2</sup> ]	: $S$	14.1
Parasite drag coefficient [-]	: $C_{D0}$	$7.79 \times 10^{-3}$
Induced drag coefficient [-]	: $K$	$2.21 \times 10^{-2}$

初期高度 $H$ は1000[m]、初期速度 $V$ は25[m/s]、初期経路角 $\gamma$ と初期方位角 $\psi$ はともに0、重力加速度 $g$ は9.80665[m/s<sup>2</sup>]、空気密度 $\rho$ は国際標準大気（International Standard Atmosphere, ISA）モデル（ISA model）を使用し、無風状態とする。

## 3. 最良滑空速度および最良滑空角の導出

最良滑空速度は風によって変化するものである。その影響

を考慮するならば、横軸に水平飛行速度 $V_h$ 、縦軸に沈下速度 $V_v$ をとった滑空性能曲線を描き接線を引くことでその曲線と接線の交点が最良滑空速度、横軸から接線までの角度が最良滑空角になる。無風状態の場合、接線は原点を通る。

本稿で使用する諸元の中に、滑空性能曲線が画像データで記載されている。しかし、そのままでは風の影響を考慮した最良滑空速度を算出できないため、画像データから速度を抽出し、曲線を数式的に表すことで滑空性能曲線を描くことにする。

水平飛行速度に対する沈下速度は次式で表される。

$$V_v = V_h \frac{C_D}{C_L} \quad (1)$$

$C_L$ は揚力係数、 $C_D$ は抗力係数を表し、次式によって求められる。

$$C_L = \frac{2mg}{\rho V^2 S} \quad (2)$$

$$C_D = \sum_{n=0}^4 C_n C_L^n = C_4 C_L^4 + C_3 C_L^3 + C_2 C_L^2 + C_1 C_L + C_0 \quad (3)$$

(3)式にある $C_0 \sim C_4$ の5つの係数の算出は、諸元の滑空性能曲線から抽出した速度から算出することができる。

最良滑空角 $\gamma_{opt}$ は、最長滑空時の水平飛行速度と沈下速度より次式で表される。

$$\gamma_{opt} = \tan^{-1} \left( \frac{V_v}{V_h} \right) \quad (4)$$

## 4. 旋回飛行シミュレーション

推力のない航空機の旋回では、高度や速度、経路角を一定に保つことができず非定常の運動となる。航空機の運動は一般に、6自由度の運動方程式で記述されるが、ここでは主要な変数のみに注目し質点近似した運動方程式を用いる<sup>(3)</sup>。旋回飛行時の質点近似運動方程式は次式で表される。

$$\frac{dH}{dt} = V \sin \gamma \quad (5)$$

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{D}{m} - g \sin \gamma \quad (6)$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \frac{L \cos \sigma - mg \cos \sigma}{mV} \quad (7)$$

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{L \sin \sigma}{mV \cos \gamma} \quad (8)$$

$$\frac{d\phi}{dt} = \frac{1}{R_0 + H} \{V \cos \gamma \cos \psi + W_y(\phi, \theta)\} \quad (9)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{1}{(R_0 + H) \cos \phi} \{V \cos \gamma \sin \psi + W_x(\phi, \theta)\} \quad (10)$$

$\phi$ は緯度,  $\theta$ は経度,  $W_x$ と $W_y$ は風の東西成分と南北成分だが今回の計算では無視する.  $\gamma$ は経路角,  $\psi$ は方位角,  $\sigma$ はバンク角を表す. 状態変数ベクトルは以下である.

$$\mathbf{x} = [H, V, \gamma, \psi, \phi, \theta]^T \quad (11)$$

旋回中は揚力と重力が釣り合うように迎角を操作すると仮定する. 揚力 $L$ , 抗力 $D$ は次式で表される.

$$L = mg \quad (12)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (13)$$

揚力係数 $C_L$ は(2)式から, 抗力係数は(3)式から求められる.

(5)から(10)の運動方程式において入力であるバンク角を与え数値積分を実行することで状態量の時間履歴を求めることができる.

### 5. 滑空可能範囲の算出

滑空可能範囲は, 現在の高度から最良滑空角で直線飛行した時に到達できる位置をプロットし, これを方位角が 0[deg]から 180[deg]になるまで 1[deg]ずつ行うことで算出する. 直線飛行した時に到達できる距離(以下, 最大滑空距離)  $R$ は次式で表される.

$$R = \frac{H}{\tan \gamma_{opt}} \quad (14)$$

旋回後の位置から最大滑空距離飛行した時の緯度 $\phi_f$ , 経度 $\theta_f$ は次式で表される.

$$\phi_f = \frac{R \cos \psi}{R_0 + H} + \phi_0 \quad (15)$$

$$\theta_f = \frac{R \sin \psi}{(R_0 + H) \cos \phi_0} + \theta_0 \quad (16)$$

$\phi_0$ と $\theta_0$ はそれぞれ旋回後の緯度, 経度を表す.

### 6. 計算結果および考察

#### 6.1 最良滑空速度および最良滑空角

図1に(1)式を用いて描いた滑空性能曲線を示す. 水平飛行速度 $V_h$ は, 失速速度の 18.1[m/s]から 40.0[m/s]とする.

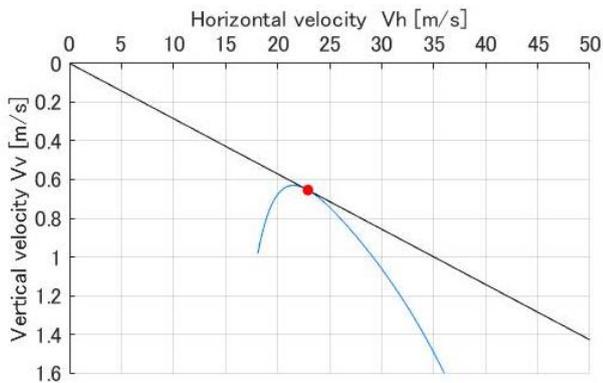


Fig.1 Polar curve

最良滑空速度 22.9[m/s], 最良滑空角 1.63[deg]を得た.

#### 6.2 旋回飛行シミュレーション結果

エンジン停止時, 機体は必ずしも着陸可能な地点の方向を向いているわけではないため, まず旋回飛行により変針する必要がある. 機体の真後ろに着陸可能場所が存在する可能性を考慮すると方位角は 180[deg]まで変化させられることが望ましい. 与えるバンク角を 4[deg]から 20[deg]まで 1[deg]ずつ変化させ 180[deg]変針するまでの高度, 速度, 経路角および位置の変化を求めた. 図2から図5より, 高度, 速度, 経路角および方位角は, バンク角を大きくするほど時間当たりの変化が大きくなっていることが分かる. バンク角を大きくした方が早く旋回できるが, 最終的な高度は, バンク角が最大と最小の時を比較すると, 約 300[m]もの差があることが分かる. このことから, バンク角が小さければ抗力によるエネルギー損失が小さいため, 時間はかかるが高度の低下を抑えて方位を変更することができる.

図6において, バンク角が大きくなるほど曲率半径は小さくなっている. また時間の経過によっても曲率半径は変化している. バンク角が 4[deg]の場合のみ, 時間経過に対する曲率半径の変化が, 他のバンク角での曲率半径の変化と違っている. これはまず図3の曲線同士の間隔に注目する. バンク角が大きくなるほど, ほぼ一定の割合で間隔が小さくなっているが, バンク角が 4[deg]から 5[deg]の変化の割合が少し大きいことが分かる. (8)式より方位角の時間変化は, 速度が小さいほど大きくなることから, バンク角が 4[deg]での曲率半径がこのように変化したと考えられる.

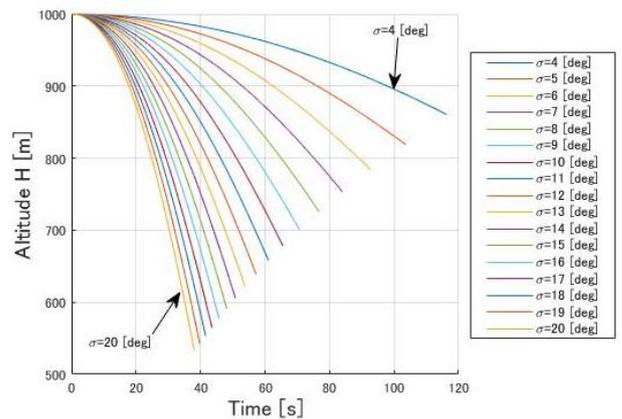


Fig.2 Altitude

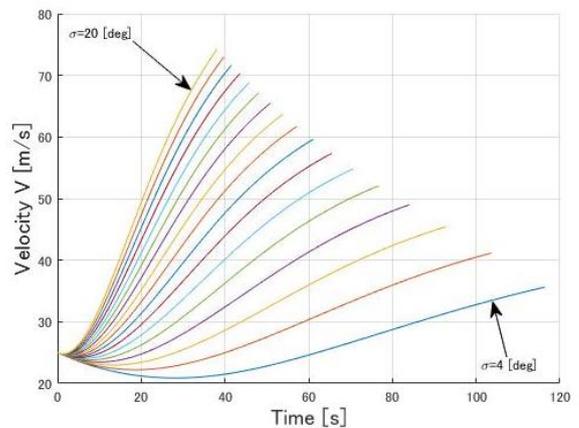


Fig.3 Velocity

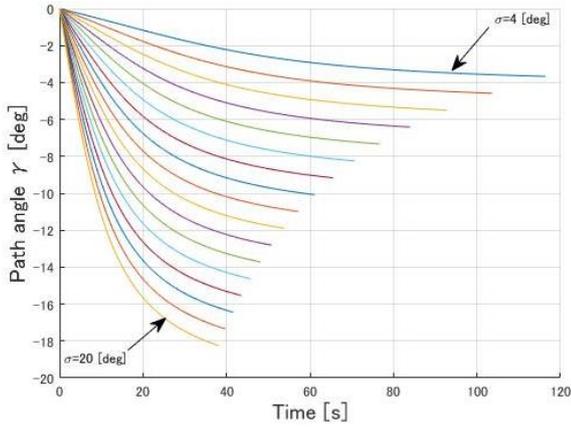


Fig.4 Path angle

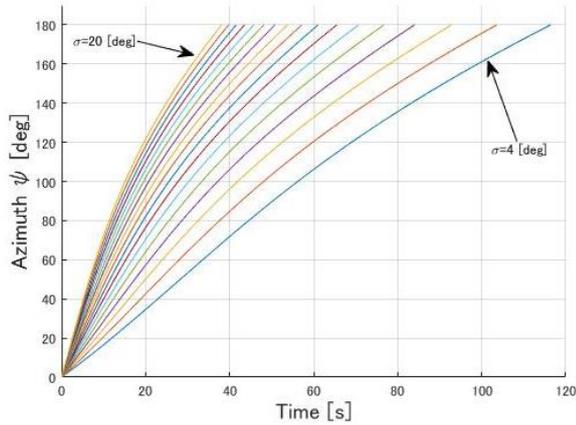


Fig.5 Azimuth

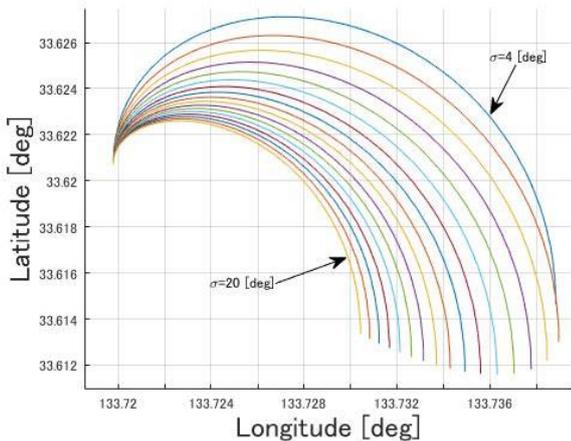


Fig.6 Turning flight path

### 6.3 滑空可能範囲

旋回シミュレーションと同じく、バンク角を 4[deg]から 20[deg]まで 1[deg]ずつ変化させたときの滑空可能範囲を図 7 に示す。初期位置は高知工科大学の上空 1000[m]とした。



Fig.7 Glide range

## 7. 結言

機体諸元および定めた初期高度から滑空性能曲線を描き、最良滑空速度および最良滑空角を求めた。また、旋回時の機体の運動を、質点近似した運動方程式から、バンク角の変化に対する状態量の変化のシミュレーションを行った。バンク角が小さいほうがエネルギーの消費が少なく、効率の良い旋回飛行が可能なが分かった。そして、最良滑空角およびシミュレーションから得られた結果を用いて滑空可能範囲を算出した。今後の課題としては、算出した滑空可能範囲から着陸可能な場所を判断し、その地点までの安全な避難経路を自動生成するシステムを構築することである。

## 8. 文献

- (1) National Transportation Safety Board, “AccidentReport NTSB/AAR-10/03 PB2010-910403”, (2010).
- (2) 河遺博康, “最適制御問題の直接解法と滑空機飛行への応用に関する研究”, 九州大学工学部航空工学科博士論文, 工博乙第 1330 号, (1999), pp.105-108.
- (3) 松田治樹, “動的計画法を用いた軌道最適化に関する研究”, 九州大学工学部機械航空工学科, (2014).