

高高度飛行実験機の荷重倍数の低減を図る横・方向運動の制御

Load Factor Reduction for a Lateral and Directional Motion Control of a High Altitude Experimental Vehicle

高田朋未<sup>1</sup>, ○塚田純平<sup>1</sup>, 塚原直樹<sup>2</sup>, 安部明雄<sup>3</sup>  
Tomomi Takata<sup>1</sup>, Junpei Tsukada<sup>1</sup>, Naoki Tsukahara<sup>2</sup> and Akio Abe<sup>3</sup>

Abstract: This paper presents a lateral and directional motion control that can reduce the load factor for a high altitude experimental vehicle. When an experimental vehicle makes a large horizontal turn flight, the load factor tends to increase. Therefore, in the proposed system, the load factor is reduced by suppressing the roll angle range. The validity of the proposed control system is evaluated by the Monte Carlo simulations. As a result, the average of the load factor was successfully reduced by 1.35 [%], and the success rate of the flight mission was increased by 1.25 [%].

1. はじめに

現在、我が国では、火星飛行機の実現のため、火星探査時の環境に近い成層圏において、飛行の成立性と空力データの取得を目的とした高高度飛行実験 MABE-2 が計画されており、著者らは誘導制御系の設計・評価を担当している<sup>[1]</sup>.

これまでに検討してきた制御系では、鉛直下向きの機体の切り離しから引き起こしの際に、荷重倍数の値が大きくなる傾向がある。荷重倍数は、制限値を超えると、機体が破損に至る可能性がある。

そこで本稿では、機体のロール角の上下限界を抑えることで、荷重倍数の低減を試みた。有効性の検証は、切り離し方位をランダム、目標方位の逆方向の2通りで1000回のモンテカルロシミュレーション(以下MCSとする)により評価を行った。

2. 飛行ミッションの概要

機体の揚力  $L$ 、重力  $mg$ 、ロール角  $\phi$  として、水平定常旋回を仮定すると、鉛直方向の釣り合い条件は次式で表される。

$$L \cos \phi = mg \tag{1}$$

ここで(1)式より荷重倍数  $n = L/mg$  は、次式となる<sup>[2]</sup>.

$$n = 1/\cos \phi \tag{2}$$

(2)式より、ロール角  $\phi$  を低減させることで、荷重倍数を低減できることがわかる。

本研究のMCSでは、初期値、風外乱、機体の質量及び空力特性、センサ特性等136の変動パラメータを設定している。ロール角指令値  $\phi_{ref}$  は、方位角(ヨー角)  $\Psi$  と目標方位角  $\Psi_{ref}$  との偏差より次式で決定する。また、過大なロール角の指令値を避けるため、 $\pm 45$  [deg]の制限を設けている。

$$\phi_{ref} = -k_{psiac}(\Psi - \Psi_{ref}) \tag{3}$$

また、エルロン操舵  $\Delta_{ac}$  で機体をロールさせて目標方位角に整定させ、ラダー操舵  $\Delta_{rc}$  で横加速度  $a_y$  のフィードバックにより機体の横滑りを抑制させる方針で次の制御則を用いる。また、内側の制御ループで、それぞれロール角速度  $P$ 、ヨー角速度  $R$  をフィードバックして減衰性を高めている。ここで、 $k_p, k_r, k_{ay}, k_{phip}$  は制御ゲインである。

$$\Delta_{ac} = -k_p P - k_{phip}(\Phi - \Phi_{ref}) \tag{4}$$

$$\Delta_{rc} = k_r R + k_{ay} a_y \tag{5}$$

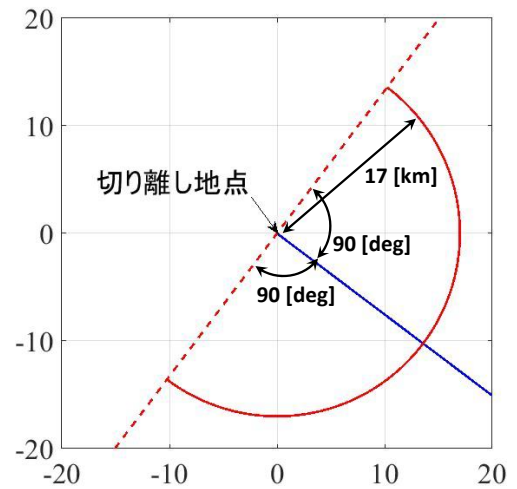


Figure 1. Image of Flight Experiment

Figure 1 に、飛行実験の水平面の様子を示す。図の左上側が陸地方向で、方位角を北向き  $\Psi = 0$  [deg] として、目標方位角を青線の南東  $\Psi_{ref} = 127$  [deg] に設定する。図の半円の中心を切り離し地点より、赤の実線の円弧が航続距離の制限 17 [km] を表し、陸側に向かって飛行することを避けるため赤の波線の方角が  $127 \pm 90$  [deg] に入ることを制約条件としている。

本実験では4つのフェーズからなる飛行計画を定めた。各フェーズで以下のように飛行させる。

1 : 日大理工・学部・航宇 2 : 日大理工・院(前)・航宇 3 : 日大理工・教員・航宇

- フェーズ1 大気球から機体を切り離し、ピッチ角が 0 [deg]になるまで迎角 6 [deg]程度で引き起こし。
- フェーズ2~4 目標の迎角が 4, 5.5, 7 [deg]付近に整定させ、空力データを取得。

フェーズ1~4で、横・方向運動は、(4), (5)式の制御則で、目標方位を向かせて横滑りを抑制する。また、本実験は、次の成功基準を設けている。

- I. 飛行終了時に目標方位 $127 \pm 90$  [deg]の範囲
- II. 航続距離 17 [km]を超過しないこと。
- III. 動圧制限(250 [Pa])を超過しないこと。
- IV. 荷重倍数制限(4.7 [-])を超過しないこと。
- V. 迎角(時間平均値)が $-10 \sim 15$  [deg]の範囲。
- VI. 横滑り角(時間平均値)が $-15 \sim 15$  [deg]の範囲。

### 3. シミュレーション結果

本節では、(3)式に課しているロール角指令値 $\Phi_{ref}$ の上下限值 $\pm 45$  [deg]を $\pm 30$  [deg]に変更して、MCS 評価を行い、荷重倍数と成功率について評価を行った。Table1 に MCS により、得られた値を示す。Table1 の1行目はシミュレーション条件で、ロール角指令値 $\Phi_{ref}$ が $\pm 45$  [deg]か $\pm 30$  [deg]の場合、切り離し方位をランダム(random)か目標方位の逆の 307[deg]に固定した場合の4 ケースを表している。目標方位の逆の307 [deg]で切り離した場合は、機体を大きくロールさせるため荷重倍数が大きくなるケースである。2行目は、得られた全成功ケースにおける荷重倍数の最大値、3行目は、各成功ケースの最大値を平均した値を示している。

Table1. MCS Results

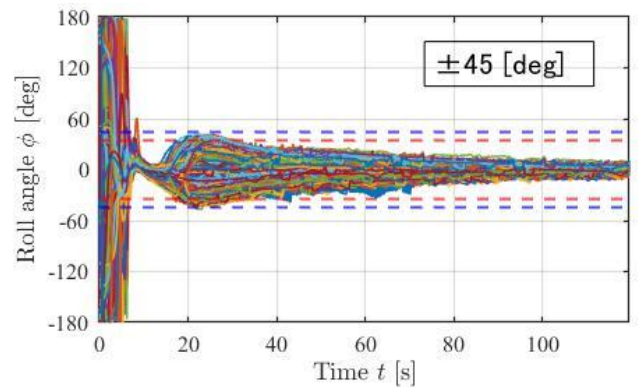
| $\Phi_{ref}$ limit [deg]<br>( $\Psi_{ref}$ [deg]) | 45<br>(random) | 45<br>(307) | 30<br>(random) | 30<br>(307) |
|---|----------------|-------------|----------------|-------------|
| Load factor max. [-]                              | 4.02           | 4.15        | 3.86           | 4.12        |
| Load factor ave. [-]                              | 3.19           | 3.40        | 3.15           | 3.35        |
| $\Phi$ max. [deg]                                 | 42.5           | 36.2        | 43.5           | 37.7        |
| $\Phi$ mini. [deg]                                | -47.0          | -46.0       | -46.0          | -43.2       |
| $\Phi$ ave. [deg]                                 | 22.9           | 35.1        | 22.3           | 32.5        |
| Success rate [%]                                  | 96.1           | 94.2        | 97.3           | 94.7        |

Table1 より、ロール角指令値 $\Phi_{ref} \pm 30$  [deg]の場合は、最大値と平均値で、切り離し方位を指定しない場合(random)の第2列と第4列で3.88%, 1.35%ずつ減少し、目標方位の逆方向に切り離した場合(307 [deg])の第3列と第5列では、0.77%, 2.33%ずつ減少した。

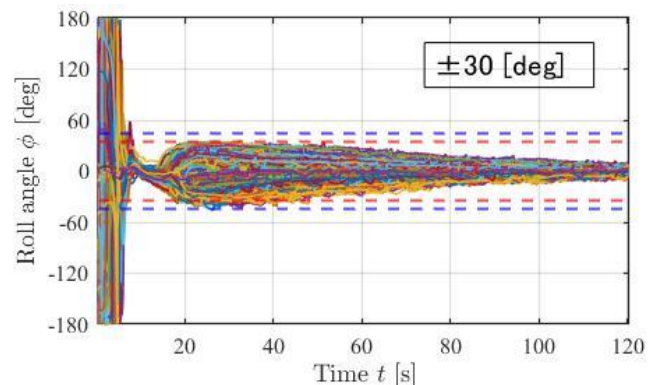
Figure2 に、切り離し方位をランダム(random)で、ロール角指令値 $\Phi_{ref}$ を $\pm 45$  [deg],  $\pm 30$  [deg]の場合のロール角の時間履歴を示す。図中、青と赤の破線は、

$\pm 45$  [deg],  $\pm 30$  [deg]の制限を表している。Table1 の4~6行目と Figure2 からわかるように、ロール角指令値 $\Phi_{ref} = \pm 30$  [deg]の場合は、最大最小値と平均値と共に低減できている。

Table1 の7行目より、引き起こし成功率を比較すると、ロール角指令 $\pm 30$  [deg]の場合の方が、切り離し方位を指定しない場合(random)で、1.25%増加し、逆方向に切り離した場合(307 [deg])で0.53%増加した。



(a) Roll Angle Command  $\pm 45$  [deg]



(b) Roll Angle Command  $\pm 30$  [deg]

Figure 2. Time Histories of Roll Angles

### 4. 結論

本稿では、高高度飛行実験機の横・方向運動の制御で、荷重倍数の低減させるために、ロール角指令値の範囲を減少させて、MCS により性能評価を行った。MCS の結果として、荷重倍数の平均値を抑えることができ、飛行成功率が増加する結果となった。

### 5. 参考文献

- [1] 安部明雄, 松本悠希, 佐々修一: 火星環境を模擬した高高度実験機の特性解析と制御系(第2報), 第57回飛行機シンポジウム講演集, 2D09, 2019.
- [2] 加藤寛一郎他: 航空機力学入門, 東京大学出版会, 第11版, pp.169-171, 2006.