

スミス予測器を用いた火星飛行機の縦運動の制御系評価

Evaluation of the Longitudinal Control System of a Mars Airplane using a Smith Predictor

○武藤英正¹, 木立遥斗¹, 穂芝泰一², 安部明雄³, 森田直人³
 Hidemasa Muto¹, Haruto Kidachi¹, Taichi Hoshiba², Akio Abe³ and Naoto Morita³

Abstract: In this study, we focused on the vulnerability of the longitudinal flight control system of a Mars airplane to time-delays. In the low-density Martian atmosphere, the period of the short-period mode becomes an extremely small value, and even delays on the order of onboard computer computation time reduce stability margins. Therefore, a Smith predictor was employed as a countermeasure to design the attitude control system. The designed control system was evaluated in terms of the effect of time-delay compensation and its frequency characteristics, and it was confirmed that the two evaluations were consistent.

1. はじめに

我が国では、火星大気中での探査を行う火星飛行機の実現に向けた様々な研究が行われている^[1]。これまでの本研究より、火星飛行機は、大気密度が低いため高速飛行することに加えて軽量機体であることから、短周期モードの周期が 10^{-1} 秒程度と、非常に短くなることが明らかになっている^[1]。そのため、通常の航空機の制御で無視されるような搭載計算機の演算時間程度の時間遅れであっても、位相余裕が著しく低下し、十分な安定余裕の確保が難しい性質を有している^[1]。

時間遅れに対する代表的な対処法の1つに、スミス予測器を用いた手法がある。スミス予測器は、制御対象の公称モデルを用いて時間遅れの影響を除去する。

ただし、本研究で取り扱う火星飛行機は、速度の変化が大きく制御対象のモデルが変動するため、モデル化誤差によって制御性能を劣化させる可能性がある。

そこで、本稿では、2節で解析に用いる機体の縦運動の短周期モードの動特性について述べ、3節でスミス予測器の構成を述べる。4節で、変動する制御対象に対して、スミス予測器の有無による時間応答の変化を確認し、周波数解析から安定余裕を評価する。

2. 機体の縦運動の動特性

2023年7月に、火星飛行機の実現に向けて第2回高高度飛行試験（Mars Airplane Balloon Experiment 2: MABE-2）が実施された^[2]。MABE-2の試験機は、ゴンドラの中へ鉛直下向きに格納し、大気球で成層圏まで上昇させて切り離して最初に引き起こし運動を行う^[2]。本稿では、制御対象としてMABE-2の試験機の特徴を用いる。Table 1に、飛行開始から5~25秒までの5秒ごとの試験機の縦運動の短周期モードの固有角周波数 ω_n 、減衰係数 ζ 、周期 T を示す。

Table 1. Dynamic characteristics

Design Point [s]	Natural Angular Frequency ω_n [rad/s]	Damping Ratio ζ [-]	Period T [s]
5	2.43	0.011	2.59
10	4.98	0.044	1.26
15	7.90	0.052	0.80
20	10.99	0.057	0.57
25	13.28	0.062	0.47

Table 1より、MABE-2試験機の縦運動の短周期モードの周期は、切り離してから25秒後に最も小さくなることがわかる。また、低大気密度のため、減衰係数の数値が全体的に小さく、減衰性が低いことが確認できる。

3. 時間遅れ補償器の構成

本節では、時間遅れ補償器であるスミス予測器を用いた縦運動の姿勢制御系の構成について述べる。

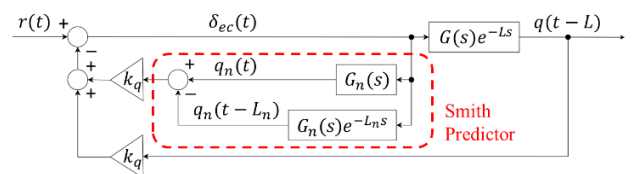


Figure 1. Pitch rate control system with Smith predictor

Figure 1に示すピッチ角速度制御系において制御対象は、5秒ごとの線形モデル $G(s)$ にアクチュエータ特性である時定数0.1秒の1次遅れ系を考慮し、時間遅れ L は、搭載計算機の時間遅れを想定し、 $L=0.02$ 秒に設定する。スミス予測器の公称モデルは、短周期モードの周期が最も短い25秒の線形モデル $G_n(s)$ とし、時間遅れの公称値 L_n を用いて時間遅れを含んだ出力を相殺する^[3]。制御ゲインは、時間応答の評価から $K_q=0.5$ とし、 $r(t)$ は目標値入力である。赤枠のスミス予測器をまとめたコントローラ $C(s)$ の伝達関数を式(1)、周波数解析で用いた一巡伝達関数 $L(s)$ を式(2)に示す。

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

$$C(s) = \frac{1}{1 + k_q H(s)(G_n(s) - G_n(s)e^{-L_n s})} \quad (1)$$

$$L(s) = k_q C(s)G(s)e^{-Ls} \quad (2)$$

4. 解析結果

本節では、スミス予測器の時間遅れ補償の効果の検証と周波数特性の評価を行う。

4.1 時間遅れ補償の効果

Figure 2 に 5 秒ごとの線形モデルに対する時間遅れに対処する補償器なしの場合、Figure 3 に同様のモデルに対してスミス予測器を用いた場合の時間応答を示す。以降のグラフで、赤線が 5 秒のモデル、黒線が 10 秒のモデル、桃線が 15 秒のモデル、青線が 20 秒のモデル、緑線が 25 秒のモデルを制御対象とした場合を表す。

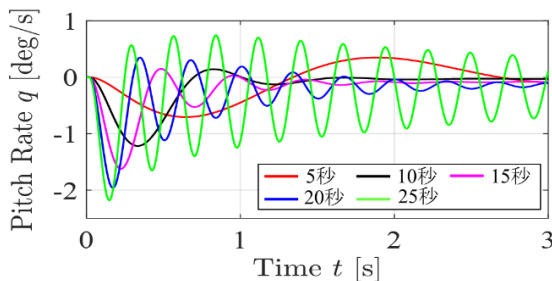


Figure 2. Time histories of pitch rates without compensator

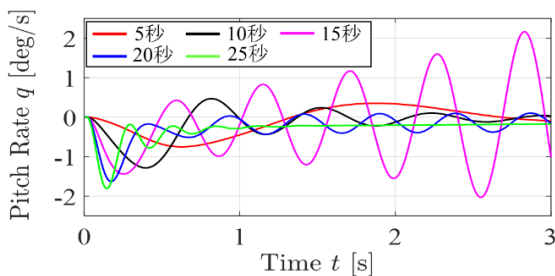


Figure 3. Time histories of pitch rates with Smith predictor

Figure 2 では、制御系の設計点 25 秒のモデルで減衰性が特に低いことが確認できる。Figure 3 より、設計点 15 秒のモデルの場合に応答が発散し、20 秒のモデルは減衰性が低くなり、25 秒のモデル $G(s)$ はスミス予測器の設計で用いた線形モデル $G_n(s)$ と一致するため、減衰性が向上していることが分かる。

4.2 周波数特性

Figure 4 に、(2)式の一巡伝達関数の 5 秒ごとの特性で、周波数特性を示す。また、周波数解析で求めたゲイン交差周波数 ω_{gc} 、位相交差周波数 ω_{pc} 、ゲイン余裕 G_M 、位相余裕 P_M 及び遅延余裕 D_M を Table 2 にそれぞれ示す。 D_M は、(3)式より算出した。

$$D_M = (\pi/180)(P_M/\omega_{gc}) \quad (3)$$

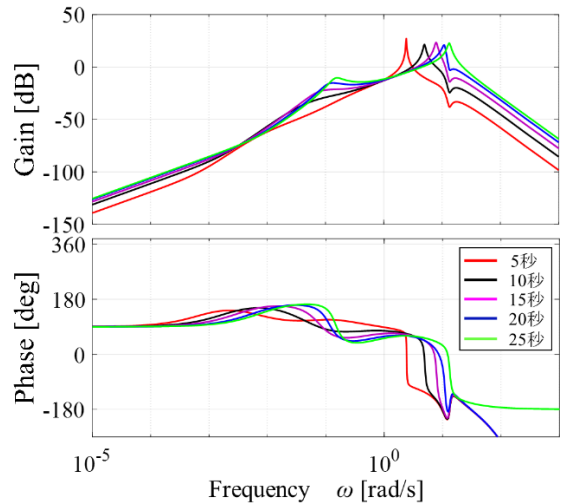


Figure 4. Bode diagram of loop gain

Table 2. Stability margin

Design Point [s]	Gain Margin G_M [dB]	Phase Margin P_M [deg]	Gain Crossover Frequency ω_{gc} [rad/s]	Phase Crossover Frequency ω_{pc} [rad/s]	Delay Margin D_M [s]
5	19.52	72.44	3.1	9.67	0.4075
10	4.99	28.68	7.96	9.78	0.0629
15	-7.15	-22.96	11.38	10.18	-0.035
20	-0.37	1.4	12.96	12.96	0.0019
25	∞	28.4	22.74	∞	0.0218

Table 2. より、制御系の設計点が 15 秒のモデルでは、ゲイン余裕、位相余裕、遅延余裕は負の値なので、閉ループ系は不安定であることがわかる。また、20 秒のモデルも、ゲイン余裕が負で不安定であることがわかる。Figure 3 より、青線の 20 秒のモデルは、発散も収束もしない応答を示している。

5. まとめ

本稿では、火星飛行機の飛行制御系が時間遅れ要素に脆弱であることに着目し、スミス予測器を用いた縦運動の姿勢制御系を設計し時間応答を評価した。また、設計した制御系に関して周波数特性を評価し、時間応答の評価と一致する結果が得られた。今後は、応答の発散の要因を明らかにし、不安定化を回避可能な時間遅れに対する補償器を検討する。

6. 参考文献

- [1] 安部明雄, 布田翼 : 火星飛行機のための高高度飛行試験 MABE-1 の機体の運動特性について, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.71, No.3, pp.149-156, 2023.
- [2] 大山聖他 : 第 2 回火星飛行機高高度飛行試験 (MABE-2) の結果報告(速報), 2023 年度大気球シンポジウム, 2023.
- [3] 阿部直人, 児島晃 : むだ時間・分布定数系の制御, コロナ社, 東京, pp.33-44, 2007.