K7-26

宇宙往還機の誘導制御系における性能評価

Performance Evaluation of the Guidance and Control System for a Re-entry Vehicle

○伊藤翔太郎[1]，安部明雄[2]，佐々修一[2]
*Shotaro Ito[1], Akio Abe[2], Shuichi Sasa[2]

Abstract: This paper presents the performance evaluations of the guidance and control system for a re-entry vehicle. In recent years, in order to acquire the basic technology for the next generation space transportation system, the study of the sub-orbital flight has been widely performed. For this problem, the authors have proposed the adaptive backstepping control combined with the online trajectory generation system. From the numerical simulation results, it is confirmed that the proposed system has good control performance of the sub-orbital flight in the nominal case. However, the effect of wind disturbances was not considered in this simulation. Therefore, in this study, we verify the effectiveness of the proposed system under the wind disturbance by the results of the numerical simulations.

１．緒論

近年，次世代の宇宙輸送機の基盤技術の確立を目的とした，再使用型宇宙輸送機によるサブオービタル飛行の研究・開発が進められている．サブオービタル飛行は，打ち上げフェーズ・再突入フェーズ・エネルギー調整及び着陸フェーズの 3 つから成る．これまでに著者らは，誘導系にオンライン軌道生成システム，姿勢制御系に適応型バックステッピング制御を用いた誘導制御系を提案してきた[1],[2]．提案する誘導制御系は，文献[2]においてエネルギー調整フェーズのみに適用し，性能評価を行ってきた．次いで，文献[1]では，サブオービタル飛行全体を模擬したシミュレーション環境を構築し，JAXA で開発された実験機 HIMES に提案する誘導制御系に適用し，打ち上げから着陸までのサブオービタル飛行全体の性能評価を行った．

しかし，文献[1]では，ノミナル状態でのシミュレーションに限られており，風外乱の影響を含めたシステムの有用性は評価がされていなかった．

そこで，本稿では，風のモデルとして標準的に用いられる Dryden wind model を付加し，風外乱の影響下でのサブオービタル飛行全体での性能評価を行い，提案するシステムの有用性を検証する．

２．状態方程式

本稿で取り扱う，宇宙輸送機の運動を表す非線形状態方程式を以下に示す．

$$\dot{\boldsymbol{x}}_1(t) = \boldsymbol{f}_1(\boldsymbol{x}_1, \boldsymbol{x}_a) + \boldsymbol{G}_1(\boldsymbol{x}_1)\boldsymbol{h}(\boldsymbol{x}_a, \delta_{\mathrm{sb}}, \delta_{\mathrm{bf}}) \quad (1)$$

$$\dot{\boldsymbol{x}}_2(t) = \boldsymbol{G}_2(\boldsymbol{x}_2)\boldsymbol{x}_3 + \boldsymbol{d}_2(t) \quad (2)$$

$$\dot{\boldsymbol{x}}_3(t) = \boldsymbol{f}_3(\boldsymbol{x}_1, \boldsymbol{x}_3, \boldsymbol{x}_a) + \boldsymbol{G}_3(\boldsymbol{x}_1, \boldsymbol{x}_3, \boldsymbol{x}_a)\boldsymbol{u}(t) + \boldsymbol{d}_3(t) \quad (3)$$

ここで(1)式は機体の並進運動，(2)，(3)式は機体の回転運動を表している．取り扱う各状態量について，(1)式の $\boldsymbol{x}_1 = [R, \Theta_{lat}, \Psi_{lon}, V_{cg}, \gamma, \chi_E]^T$ は機体の位置と速度，飛行経路，$\boldsymbol{x}_a = [\sigma, \alpha, \beta]^T$ は対気角，(2)，(3)式中の $\boldsymbol{x}_2 = [q_0, q_1, q_2, q_3]^T$ は，局所水平座標系に対する機体の姿勢を表すクォータニオンを表し，$\boldsymbol{x}_3 = [P, Q, R]^T$ は機体の角速度を表す．上式中の $\boldsymbol{d}_i(t)\,(i = 2,3)$ は，風に代表される外乱項を表し，$\boldsymbol{f}_0(), \boldsymbol{G}_0()$ はそれぞれ各状態量に関する非線形関数ベクトル，非線形関数行列である．また，(3)式中のエルロン・エレベータ・ラダー舵角に相当する $\boldsymbol{u}(t)$ と(1)式中のスピードブレーキ・ボディフラップ舵角を表す δ_{sb}, δ_{bf} の計 5 つの舵角が系の制御入力である．

$$\boldsymbol{u}(t) = [\delta_a, \delta_e, \delta_r]^T, \delta_{sb}, \delta_{bf} \quad (4)$$

３．軌道生成システム[1],[2]

提案する軌道生成システムは，(1)式を厳密な線形化を行ったシステムを基に，2 点境界値問題を求解する．(5)式は，厳密な線形化において状態量を非線形変換した状態方程式に対する，非線形要素を取り除くための線形化フィードバックを表している．また(6)式は，(1)式を厳密に線形化されたシステムを表し，(7)式は(6)式の略記表現である．

$$\boldsymbol{h} = [L^1_{g_1} L^1_{f_1}\boldsymbol{\varphi}(\boldsymbol{x}_1), L^1_{g_2} L^1_{f_1}\boldsymbol{\varphi}(\boldsymbol{x}_1), L^1_{g_3} L^1_{f_1}\boldsymbol{\varphi}(\boldsymbol{x}_1)]^{-1}\{-L^2_{f_1}\boldsymbol{\varphi}(\boldsymbol{x}_1) + \boldsymbol{v}\} \quad (5)$$

$$\frac{d}{dt}\begin{bmatrix} \boldsymbol{\varphi}(\boldsymbol{x}_1) \\ L^1_{f_1}\boldsymbol{\varphi}(\boldsymbol{x}_1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{I}_{3\times3} \\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \boldsymbol{\varphi}(\boldsymbol{x}_1) \\ L^1_{f_1}\boldsymbol{\varphi}(\boldsymbol{x}_1) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \boldsymbol{0}_{3\times3} \\ \boldsymbol{I}_{3\times3} \end{bmatrix}\boldsymbol{v}(t) \quad (6)$$

$$\dot{\boldsymbol{\xi}}(\mathrm{t}) = \boldsymbol{A}\boldsymbol{\xi}(\mathrm{t}) + \boldsymbol{b}\boldsymbol{v}(t) \quad (7)$$

新たな状態量の第4～6 番目の成分 $L^1_{f_1}\boldsymbol{\varphi}(\boldsymbol{x}_1)$ の時間微分量は，機体の加速度 $\boldsymbol{a}(\mathrm{t})$ に相当し，新たな入力 $\boldsymbol{v}(\mathrm{t})$ と一致する．機体の加速度 $\boldsymbol{a}(\mathrm{t})$ を抑制するため次の評価関数を用いる．

$$J = \Gamma t_f + \frac{1}{2}\int_{t_0}^{t_f}\{\boldsymbol{a}^T(\tau)\boldsymbol{a}(\tau)\}\mathrm{d}\tau = \Gamma t_f + \frac{1}{2}\int_{t_0}^{t_f}\{\boldsymbol{v}^T(\tau)\boldsymbol{v}(\tau)\}\mathrm{d}\tau \quad (8)$$

ここで t_0，t_f はそれぞれ，初期と終端時刻を表している．(8)式の評価関数と(7)式の拘束条件のもと，2 点境界値問題を解くと，誘導則を次式で得る．

$$v_i(t) = -2\{2\dot{\xi}_i(t) + \dot{\xi}_i(t_f)\}/t_{go} - 6\{\xi_i(t) + \xi_i(t_f)\}/t_{go}^2 \quad (i = 1,2,3) \quad (9)$$

(9)式中 t_{go} は現時刻と終端時刻の差であり，最適性の原理より導かれる 4 次方程式を解く事で得られる．

４．適応型バックステッピング制御[1],[2]

(2)，(3)式中の $\boldsymbol{f}_0(), \boldsymbol{G}_0()$ が，加法的不確かさを有すると仮定し，書き換えると次式を得る．

$$\dot{\boldsymbol{x}}_2(t) = \{\boldsymbol{G}_{2\mathrm{n}}(\boldsymbol{x}_2) + \boldsymbol{\Delta G}_2\}\boldsymbol{x}_3(t) + \boldsymbol{d}_2(t) \quad (10a)$$

$$\dot{\boldsymbol{x}}_3(t) = \boldsymbol{f}_{3\mathrm{n}}(\boldsymbol{x}_{1,3}, \boldsymbol{x}_a) + \boldsymbol{\Delta f}_3 + \{\boldsymbol{G}_3(\boldsymbol{x}_{1,3}, \boldsymbol{x}_a) + \boldsymbol{\Delta G}_3\}\boldsymbol{u}(t) + \boldsymbol{d}_3(t) \quad (10b)$$

ここで，$(\cdot)_{in}$ は公称値，$\boldsymbol{\Delta}(\cdot)_{\mathrm{i}}$ は不確かさを表す．次に，不確かさを含む，推定すべき未知ベクトル $\boldsymbol{z}_i$ をとすると，以下の誤差ダイナミクスを得る．

$$\dot{\boldsymbol{e}}_2 = \boldsymbol{z}_2(\boldsymbol{x}_{2,3}, \boldsymbol{x}^*_{2c}, \boldsymbol{d}_2) - 0.5\{\boldsymbol{D}(\boldsymbol{x}^*_{2c})\boldsymbol{D}'(\boldsymbol{x}_2)\}\boldsymbol{x}_3(t) \quad (11a)$$

$$\dot{\boldsymbol{e}}_3 = \boldsymbol{z}_3(\boldsymbol{x}_{1,3}, \boldsymbol{x}_a, \dot{\boldsymbol{x}}_{3c}, \delta_{sb}, \delta_{bf}, \boldsymbol{d}_3) + \boldsymbol{G}_{3\mathrm{n}}(\boldsymbol{x}_{1,3}, \boldsymbol{x}_a)\boldsymbol{u}(t) \quad (11b)$$

推定に用いる外乱オブザーバは，次式で表される．

1:日大理工・修士・航宇　2:日大理工・教員・航宇

$$\hat{\boldsymbol{z}}_2(s) = \boldsymbol{K}_{o2}\boldsymbol{e}_2(s) - (s\boldsymbol{I} + \boldsymbol{K}_{o2})^{-1}[(\boldsymbol{K}_{o2}^2 - 1)\boldsymbol{e}_2(s) - 0.5\boldsymbol{K}_{o2}\mathcal{L}[\boldsymbol{D}(\boldsymbol{x}_{2c}^*)\boldsymbol{D}'(\boldsymbol{x}_2)]\boldsymbol{x}_3(s)] \quad (12a)$$

$$\hat{\boldsymbol{z}}_3(s) = \boldsymbol{K}_{o3}\boldsymbol{e}_3(s) - (s\boldsymbol{I} + \boldsymbol{K}_{o3})^{-1} \times\{(\boldsymbol{K}_{o3}^2 - 1)\boldsymbol{e}_3(s) + \boldsymbol{K}_{o3}\mathcal{L}[\boldsymbol{G}_{3n}\boldsymbol{u}(t)]\} \quad (12b)$$

(11)式に対し，外乱オブザーバによる推定値$\hat{\boldsymbol{z}}_i$を用いたバックステッピング法に基づく制御則が次式で表される．

$$\boldsymbol{x}_{2c}(t) = -2\{\boldsymbol{D}(\boldsymbol{x}_{2c}^*)\boldsymbol{D}'(\boldsymbol{x}_2)\}^{-1}\{-\hat{\boldsymbol{z}}_2(t) - \boldsymbol{K}_2\boldsymbol{e}_2(t)\} \quad (13a)$$

$$\boldsymbol{u}(t) = \boldsymbol{G}_{3n}^{-1}[-\hat{\boldsymbol{z}}_3(t) - \boldsymbol{K}_3\boldsymbol{e}_3(t) + 0.5\{\boldsymbol{D}(\boldsymbol{x}_{2c}^*)\boldsymbol{D}'(\boldsymbol{x}_2)\}^T\boldsymbol{e}_2(t)] \quad (13b)$$

ここで，$\boldsymbol{x}_{2c}^*$は状態量$\boldsymbol{x}_2$の指令値の共役クォータニオンであり，$\boldsymbol{K}_{()}$ $\boldsymbol{K}_{o()}$はそれぞれフィードバックゲイン，オブザーバゲインである．

5．安定解析

本研究では，リアプノフの直接法を用い，オンライン軌道生成システム及び姿勢制御システム全体の安定性について議論する．リアプノフ関数の候補として，次の 2 次形式を考える．ここで誤差$\boldsymbol{e}_i(t) = [\boldsymbol{e}_\varphi^T\ \boldsymbol{e}_\varphi^T]^T = \boldsymbol{\xi}(t) - \boldsymbol{\xi}(t)_f$ である．

$$V = \frac{1}{2}\boldsymbol{v}^T\boldsymbol{v} + \frac{3}{t_{go}^2}\boldsymbol{e}_\varphi^T\boldsymbol{e}_\varphi + \frac{1}{2}(\boldsymbol{e}_2^T\boldsymbol{e}_2 + \boldsymbol{e}_3^T\boldsymbol{e}_3) + \frac{1}{2}(\boldsymbol{\varepsilon}_2^T\boldsymbol{\varepsilon}_2 + \boldsymbol{\varepsilon}_3^T\boldsymbol{\varepsilon}_3) \quad (14)$$

上式を微分し，(9)式と(11)式を代入すると次式を得る．

$$\dot{V}(t) = -4/t_{go}(\boldsymbol{v}^T\boldsymbol{v}) - \boldsymbol{e}_2^T\boldsymbol{K}_2\boldsymbol{e}_2 - \boldsymbol{e}_3^T\boldsymbol{K}_3\boldsymbol{e}_3 - \boldsymbol{\varepsilon}_2^T\boldsymbol{K}_{o2}\boldsymbol{\varepsilon}_2 - \boldsymbol{\varepsilon}_3^T\boldsymbol{K}_{o3}\boldsymbol{\varepsilon}_3 \quad (15)$$

制御ゲイン$\boldsymbol{K}_i = k_i\boldsymbol{I}$を適切に決定する事で，リアプノフ関数の微分値は負となり，系全体の安定性が保証される．

6．　数値シミュレーション

風外乱の影響を含めたシステム有用性を検証するため，Dryden wind model を付加し，実験機 HIMES の機体データを用いたサブオービタル飛行全体を模擬した数値シミュレーションを行った．Figure1～5 に，軌道の鳥瞰図，迎角，速度，動圧，荷重倍数の時間履歴を示す．Table1 に，終端での目標座標を示す．これらの結果で，黒の実線がノミナルケース，青の実線が外乱を付加した場合を表している．黒の鎖線は，Figure2 では迎角指令値，Figure3 では速度の終端目標値，Figure4，5 では制約条件を表している．

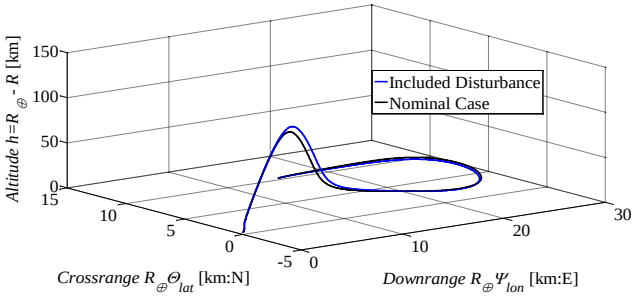

Figure 1. Bird's-eye view

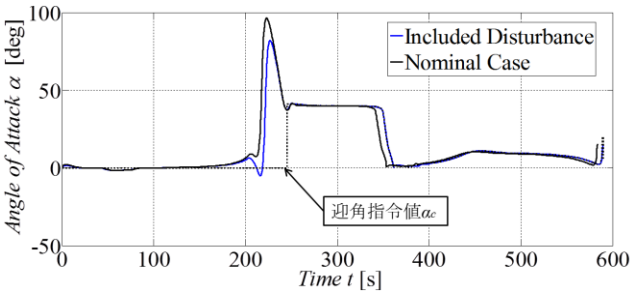

Figure 2. Time history of Angle of attack

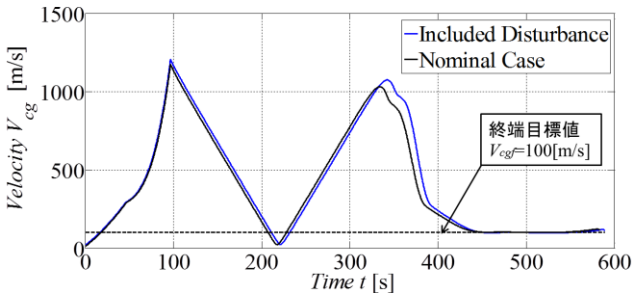

Figure 3. Time history of Velocity

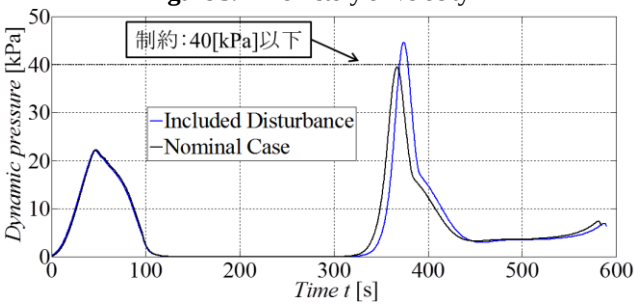

Figure 4. Time histries of Dynamic pressure

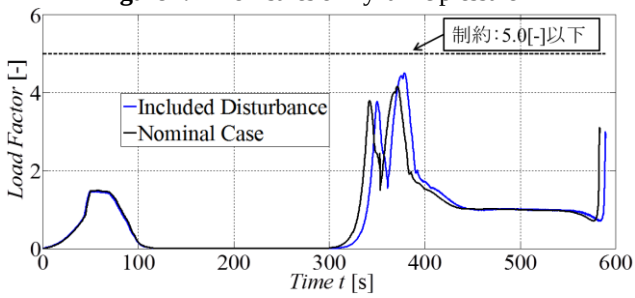

Figure 5. Time histries of Load factor

Table1. Target coordinates

Crossrange $R_\oplus\Phi_{lon\,f}$	10000 [m]
Downrange $R_\oplus\Theta_{lat\,f}$	15000 [m]
Altitude $h_f = R_\oplus - R_f$	2000 [m]

Figure1～5 より，風外乱の影響が顕著になる約 300[s]以降において，外乱下での結果は応答に遅れが生じ，最大行き過ぎ量が増加する傾向が確認される．Figure4 の動圧に関しては，一時的に制限値を逸脱している．ただし，ノミナルケースと風外乱を付加した場合で，ほぼ同等の制御性能を示し目標地点に到達しており，提案する誘導制御系が外乱下においても良好に機能している事が確認される．

7．結論

本稿ではこれまでに提案してきたオンライン軌道生成機能を有する適応バックステッピング制御に基づく誘導制御系の数値シミュレーションによる性能評価を行った．風外乱を付加したサブオービタル飛行全体での評価を行い，ノミナルケースと同等の制御性能を発揮出来る事を確認した．

参考文献

[1] 入澤惇，安部明雄，佐々修一：宇宙輸送機の適応バックステッピング制御と軌道生成，2016

[2] Hayato Kanehira, Akio Abe, Shuichi Sasa : Constraind Adaptive Backstepping Control for Re-entry Vehicle, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan Vol.14, pp.3-6,　2016