

低推力を用いた編隊飛行制御の応用

吉河 章二*

Application of Formation Flying Control with Low Thrust Satellites

By
Shoji YOSHIKAWA*

Abstract : Future scientific missions such as virtual telescope and interferometer require precise formation flying where relative positions of spacecraft are controlled very precisely. A feature of the low thrust that the minimum impulse is small is very attractive for such applications. This paper takes an along-track formation control in low earth orbit as an example and numerically investigates how the size of minimum impulse affects control accuracy under the two representative natural disturbances (J2 term and air drag).

Key words : Formation Flying, Low Thrust, Minimum Impulse, Relative Position Control, Low Earth Orbit, Earth Oblateness, Air Disturbance

1. 編隊飛行における低推力への期待

編隊飛行 (Formation Flying) では、近距離にて飛行する複数の衛星が衛星間の相対位置や相対姿勢を計測して協調的に制御することで、一機の衛星では実現できないような長焦点距離、長基線や多地点からの同時観測などを行い、望遠鏡、地図作成、干渉計、磁気圏観測などの多様な観測ミッションを実現する [1-5].

ここで、編隊飛行による観測ミッションを運用面から眺めると、5つのフェーズに分けることができる (図1). まず、複数の衛星をロケットで軌道上に順次投入する「初期投入」があり、次に観測に適した相対関係を確立す

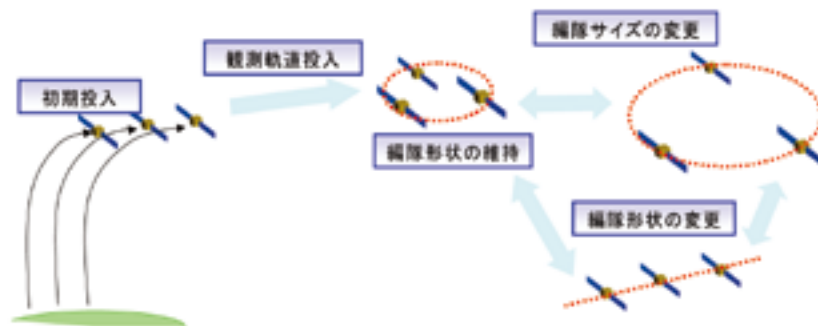


図1 編隊飛行による観測ミッションの運用全体像

* 三菱電機株式会社先端技術総合研究所

る「観測軌道投入」があり、最後に定常の観測運用に入る。定常の観測運用では、各種の外乱の影響を受けて編隊形状が崩れていくのを制御により防止する「編隊形状の維持」のほかに、観測要求に応じて編隊のサイズを変更する「編隊サイズの変更」および編隊の形状を変更する「編隊形状の変更」の2つの過渡的なフェーズがある。

一般に、電気推進に代表される低推力の推進系は、制御量の分解能（最小インパルス [Nms]）が細かく、また推進効率（比推力 [s]）が高いものが多い。低推力の推進系の採用により

【特徴1】高分解能な制御量：観測軌道投入および編隊形状の維持のフェーズの高精度化

【特徴2】高い推進効率：図1の各フェーズにおいて必要推薬量の削減を通じて長寿命化などが期待される。

2. 検討の対象と前提条件

2.1. 検討の対象

望遠鏡、干渉計などの宇宙科学ミッションにおいて、衛星間の相対位置や相対姿勢を高精度に維持することが求められている。初期の XEUS の設計で検討されたような、軌道ダイナミクスを制御によって相殺することで所望の編隊飛行を高精度に実現するというアプローチがあるが、そのために必要な制御量が過大となる傾向がある。

本稿では、代表的な自然外乱を含む軌道ダイナミクスを考慮して、軌道周期で平均化したときに編隊形状が保たれるような理想的な観測軌道に投入されたことを前提に、一軌道周期内での編隊形状のずれを軌道制御によって抑制することを考察する。

特に、低推力の推進系の第1の特徴である、高分解能な制御量であることが、編隊形状のずれの抑制にどのような効果を及ぼすか、数値的に検討する。そのため、以下では相対位置の制御のみを対象とする。

2.2. 検討の前提条件

編隊飛行の実現には多くの技術課題があり [3]、編隊飛行そのものがシステム技術であることから、実用ミッションに先立ち地球周回低軌道（LEO）で編隊飛行のシステム実証を行う提案がなされていることが多い [6-8]。

このような状況から以下での検討では表1に示す前提条件を用いる。基準軌道は、地球周回低軌道の円軌道とし、編隊形状は円軌道において進行方向に一定距離を保つような配置（アロングトラック方向のフォーメーションフライト）とする。このような編隊形状であれば、J2項の影響で編隊形状が一方にずれていくといった、一般の編隊形状に生じる問題を回避することができる。またこのような編隊形状の場合、例えば親機がミラー衛星で子機が検出器衛星のときには、光軸方向がほぼ進行方向に一致する。親機と子機がそれぞれ地球指向姿勢をとると、常に基準軌道の接線方向に光軸を向け続けながら飛行する、という観測形態が実現される。

表1 検討の前提条件

項目	内容
基準軌道	地球周回低軌道（高度700kmの円軌道）
編隊形状	親機の50m前方の子機が飛行
考慮する外乱	J2項と大気抵抗
制御の形態	親機は受動的。子機が相対軌道制御
制御誤差要因	航法系は理想的（計測誤差なし）
制御目標	外乱の下で、親機の50m前方に子機を保持すること

2.3. 座標系の定義

親機に対する子機の相対位置を、局所回転座標系の一つである Hill 座標系 [9] の x , y , z で定義する (図2). 親機の重心を原点とし、基準軌道の面外方向 (軌道運動の角運動量ベクトル方向が負) を y , 地心方向を z とし、右手系になるように x を選ぶ.

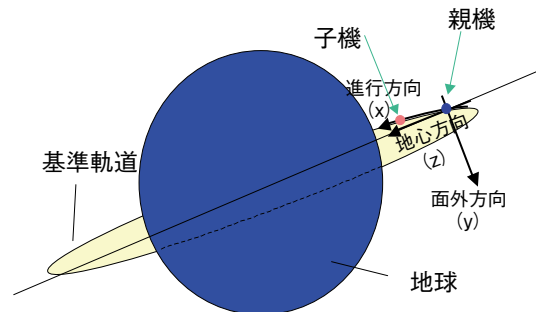


図2 Hill 座標系の定義

2.4. 初期軌道の設定

外乱がないときに、親機が時刻0の地点から50m 移動した時点での位置・速度を子機の初期位置・速度とする (親機と子機とで、位相以外の軌道要素の初期値が同一).

3. 外乱の評価

3.1. J2の影響

表1の条件では、面内 (X , Z) にそれぞれ両振幅で22cm, 12cm 程度の周期変動が生じる (図3). 軌道半径に比べて親機と子機の相対距離が十分に小さい範囲では、この変動幅は相対距離に比例して変化する. また、変動幅は軌道傾斜角に依存し、90度のときに最大になる. 以下では、軌道傾斜角が45度の場合について評価する.

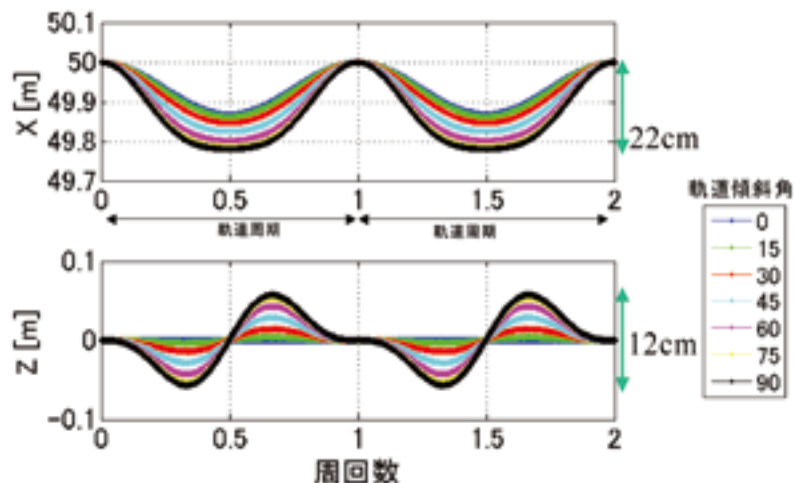


図3 J2による相対位置変動

3.2. 大気抵抗の影響

大気抵抗は高度および太陽活動状況に大きく依存する. ここでは、以下の手順で高度500km から700km の範囲で想定される、大気抵抗による相対加速度の範囲を見積もる.

表2に示す高度500kmと700kmでの大気密度の平均と最大 [10] の4つの組み合わせについて、

軌道速度7.5E3m/s @高度約700km

弾道係数100kg/m² (抵抗係数 Cd2, 質量 m200kg, 断面積1m²)

主・従宇宙機での弾道係数の差 10%

を代表値として相対加速度を求めたところ、表3を得た。表3において、相対加速度の範囲をざっと求めると、小さいときで1E-9、大きいときで1E-7m/s²となる。このように2桁も影響が異なることから、以下では大気抵抗の影響が小さいとき (1E-9m/s²) と大きいとき (1E-7m/s²) の2種類で評価する。

表2 大気抵抗による相対加速度の見積り

高度	kg/m ³		m/s ²		
	大気密度 (平均)	大気密度 (最大)	相対加速度	大気密度 (平均)	大気密度 (最大)
500km	4.76×1E-13	2.82×1E-12	500km	13.6×1E-9	80.3×1E-9
700km	2.36×1E-14	2.73×1E-13	700km	0.7×1E-9	7.8×1E-9

評価結果を図4に示す。図4より、主に進行方向 (X) に10cmから10m@軌道周期のほぼ時間に比例するずれが生じる。変動幅は相対加速度 (大気密度、断面積と質量の比など) に依存するが、おおよそここで示した相対加速度が小さい場合と大きい場合の中間におさまるものと考えられる。

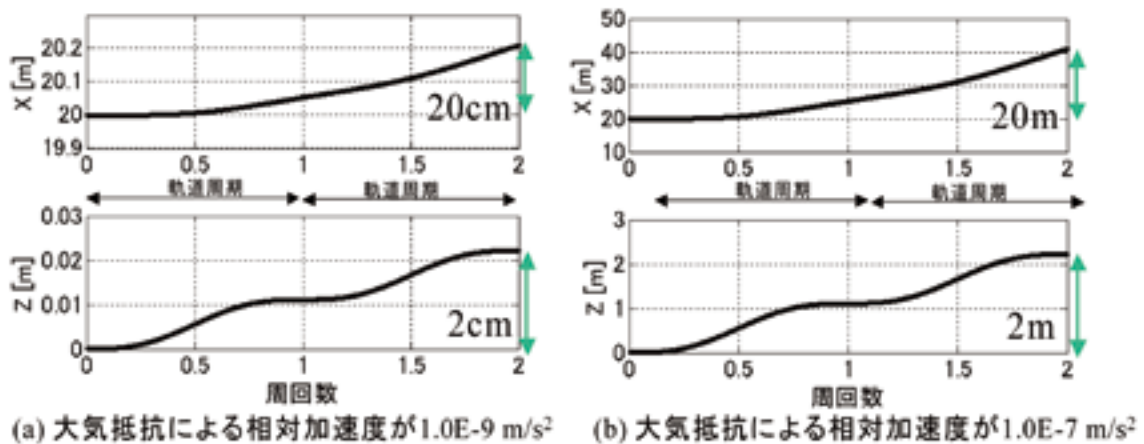


図4 大気抵抗による相対位置変動

4. 軌道保持制御則

基準軌道が円軌道の場合には、増速 $\Delta V = (\Delta V_x, \Delta V_z)$ を軌道制御で与えた時、時間T後の位置は、 $\delta r(T) = \Phi(T) \Delta V$ で見積もることができる [9]。

スラスタを用いた軌道制御では、セミクロードな (制御間隔が疎な) 制御になると考えられる。保持範囲の目標値を定めて、外乱の大きさから制御間隔を導くというアプローチもあるが、ここでは、外乱の大きさによらずに制御間隔を固定することで、制御しない時間帯の変化の比較を容易にする。具体的には、軌道一周期の間に4回、軌道制御を行うことを考える (制御間隔をTとする)。

また、軌道一周期における、外乱による相対位置ずれの予測値 $\Delta r(t)$ を利用できるものとする各制御タイミングにおいて、外乱による相対位置ずれを考慮したときに次の軌道制御開始時の相対位置ずれがゼロになるように制御量を決定する (図5)。

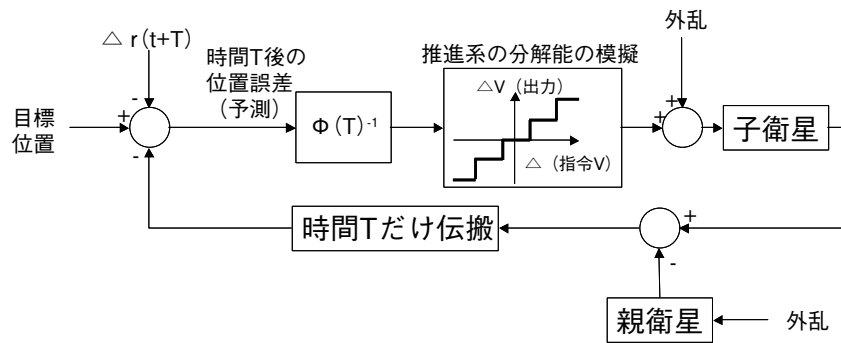


図5 軌道保持制御則

5. 軌道保持制御の数値例

推進系の分解能の細かさが相対位置の保持精度に及ぼす影響を見ることを目的として、最小インパルスが0.2mNs, 2mNs, 5mNsの3種類のスラスタを用い、それぞれについて2本で純力を生成することを考える。仮に衛星の質量を200kgとすると、このときの ΔV の分解能は

$$0.2, 2, 5\text{mNsのスラスタ} \times 2\text{本} \div 200\text{kg} = 2\text{E-6m/s}, 2\text{E-5m/s}, 5\text{E-5m/s}$$

となる。また、前述のスラスタのタイプとしては、0.2mNs, 2mNs, 5mNsの順に、例えば、パルス型のプラズマスラスタ、パルス型のホールスラスタ、小型の一液式化学スラスタ、などが想定可能である。

以下では、最小インパルスを変えて、大気抵抗による相対加速度が小さい場合と大きい場合に図5の軌道保持制御則を適用する時の軌道保持制御例を表3にまとめて示す。

表3より、以下のことがわかる。

- (1) 最小インパルスが十分に小さい場合 大気抵抗による相対加速度が小さいときは、z方向の制御で相対位置誤差を抑制し、大気抵抗による相対加速度が大きいときは、x方向の増速を基本として相対位置誤差を抑制する。
- (2) 最小インパルスがやや大きい場合 (a)の2回目の V_x が実施されなくなるなど、制御が粗くなるが、要求される制御量に対して、「量子化後」に0~5程度の大きさがあり、それなりの制御精度が達成できている。
- (3) 最小インパルスが大きい場合 大気抵抗による相対加速度が小さい(a)では、制御が間引かれて、制御精度が劣化している。また、大気抵抗による相対加速度が大きい(b)では、制御性能がさらに劣化している。

6. まとめ

低推力の推進系の特徴である、最小インパルスが小さい(高分解能に制御できる)ことが、編隊形状のずれの抑制にどのような効果を及ぼすか、地球周回低軌道における代表的な自然外乱(J2項と大気抵抗)を考慮して数値的に検討した。大気抵抗による相対加速度が小さいときは、J2項によるずれを抑制するために、地心方向の制御が主体となり、大気抵抗による相対加速度が大きいときは、増速するために進行方向に+の制御量が主体となる。最小インパルスが大きくなると、増速度要求のうち値の小さいものが間引かれるが、多少の間引きであればそれなりの制御精度を達成できる。最小インパルスがさらに大きく、かつ大気抵抗による相対加速度が大きい場合には、制御性能の劣化が大きくなるが、制御頻度、制御時刻の調整などの対策が考えられる。

なお、ここでは相対位置を重心位置の移動で制御する場合について考察したが、ミッションによっては重心から大きなオフセットを持った点(例えば長い焦点距離をもつ光学系の焦点)をあわせるといった要求もあり、光軸に垂直な方向は衛星の姿勢を変えることでも制御可能である。今後は、このような位置と姿勢の協調制御とい

う観点からより細やかな軌道保持制御の実現の検討を予定している。

参考文献

- [1] 中須賀, “宇宙機のフォーメーションフライト”, システム / 制御 / 情報, Vol.45, No.10, pp.1-6, 2001
- [2] 吉河, 小山, “フォーメーションフライト”, 三菱電機技報, Vol.79, No.8, pp.43-46, 2005
- [3] Hong, J., and Hadaegh, F., “Precision Formation Flying (PFF),” Earth Science Technology Conference June 27, 2006
- [4] “X-Ray Observatory Status Report #2,” Science Payload & Advanced Concepts Office - SCI-A, 2006
- [5] “An Ultra High Throughput X-ray Astronomy Observatory With a New Mission Architecture”, Smithsonian Institution, 2002
- [6] “In Orbit Formation Flying Experiment for PROBA 2 : Feasibility Study”, SSTL
- [7] Leitner, J., et al, “A concept for in-space, system-level validation of spacecraft precision formation flying,” AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Hilton Head, 2007
- [8] 常深ほか, “小型衛星の編隊飛行による硬 X 線広天走査観測計画 (FFAST)”, 小型科学衛星 WG 第一回検討会, 2007
- [9] Larson, W. and Wertz, J., “Space Mission Analysis and Design,” Second Edition, Microcosm, Inc., 1992
- [10] 日本航空宇宙学会編, “第 3 版 航空宇宙工学便覧”, pp.994-995, 丸善, 2005

表3 軌道保持制御の数値例（最小インパルスの大小と保持精度の関係）

	(a) 大気抵抗による相対加速度が 1.0E-9 m/s ² のとき	(b) 大気抵抗による相対加速度が 100.0E-9 m/s ² のとき
(0) 無制御		
(1) 最小インパルス が十分に小さい場合		
(2) 最小インパルス がやや大きい場合		
(3) 最小インパルス が大きい場合		

注. ΔV の単位は最小インパルス