

超小型人工衛星に関する研究

SPROUT をモデルとした姿勢解析，熱解析

宮崎研究室

柴田 拓馬，藤原 彰太

1. 緒言

近年，企業や大学などで超小型人工衛星の開発が盛んに行われている．日本大学でも超小型人工衛星 SPROUT を開発している．SPROUT ではスペースデブリの問題を受け，膜面展開により衛星をデオービットさせ，デブリとして宇宙空間に残さないというミッションを行う予定である．本論文では，SPROUT の設計に必要な姿勢解析と熱解析について述べる．



Fig.1 (左)SEEDS-II (右)SPROUT

2. 姿勢制御シミュレーション

2.1. 背景

ミッション運用時，姿勢制御に使える電力は限られているので予めシミュレーションを行い電力の計算を行うことが必要になる．また，SPROUT に搭載されているカメラで地球を撮影するというミッションも行う予定であるため，制御を行った際の SPROUT の挙動を知っておくことが必要になる．

2.2. 目的

SPROUT が宇宙空間で摂動力を受けた場合，搭載する予定の制御則で姿勢を制御することが出来るか．また，どのぐらいの時間で収束し精度はどのぐらいかを検証する．

2.3. 姿勢制御システム

SPROUT にはセンサとして，ジャイロセンサ，太陽センサ，地磁気センサ，アクチュエータとして磁気トルカが搭載されている．センサデータにはノイズが含まれるため，これら 3 つのセンサデータをカ

ルマンフィルターを用いてフィルタリングし，姿勢を決定する．姿勢決定後，磁気トルカを用いて搭載する予定の制御則で姿勢制御を行う．

2.4. 衛星の軌道運動と姿勢運動の理論

2.4.1. 軌道，磁場の予測

人工衛星が受ける摂動力によるトルクを推定するため軌道の予測を行う必要がある．軌道予測は 2008 年に打ち上げられた SEEDS-II の TLE(Two Line Element)を初期値として SGP4 を使って軌道予測を行う^[1]．また，SPROUT は搭載されている磁気トルカで，地球の磁場を利用して制御を行うため，地磁場の推定を行うことも必要である．地磁場の推定は IGRF を使って行う．

2.4.2. 摂動力によるトルク

地球周回低軌道では人工衛星に対し，大気や太陽光，重力などによる摂動力が働く．今回のシミュレーションでは，この 3 つの摂動力によるトルクのみを想定した．以下にトルクを求める計算式を記す^[2]．

・空力トルク

ある高度での密度は harris priester モデルを用いて求めている．

$$\mathbf{T}_{air} = \frac{1}{2} \rho \left[\sum_i C_{Di} A_i |\mathbf{v}_w \cdot \mathbf{n}_i| \xi_i \right] \times \mathbf{v}_w \quad (2.1)$$

$\mathbf{T}_{air}$: 空力トルク ρ : 高度での大気密度

C_{Di} : 衛星の外面 i の抵抗係数

A_i : 有効断面積

$\mathbf{v}_w$: 衛星と大気の相対速度

$\mathbf{n}_i$: 衛星の外面 i の単位法線ベクトル

ξ_i : 質量中心から外面 i の圧力中心までの長さ

・太陽輻射圧トルク

衛星が地球の影に隠れ太陽光が当たらない場

合を考えるために shadow function ν を用いる.

$$\mathbf{T}_{sun} = \frac{\Phi}{c} \nu \frac{1AU^2}{r_{sun}^2} \sum_i \mathbf{r}_i \times \left[(1 - \varepsilon_i) \mathbf{e}_{sun} - 2 \left(\frac{\delta_i}{3} - \varepsilon_i |\mathbf{n}_i \cdot \mathbf{e}_{sun}| \right) \mathbf{n}_i \right] A_i |\mathbf{n}_i \cdot \mathbf{e}_{sun}| \quad (2.2)$$

$\mathbf{T}_{sun}$:太陽輻射圧トルク Φ :太陽フラックス

c :光速 ν :shadow function

1AU:天文単位($1.5 \times 10^{11}m$)

r_{sun} :太陽から衛星方向の位置

$\mathbf{e}_{sun}$: r_{sun} の単位ベクトル

ε_i :衛星の鏡面反射率 δ_i :衛星の拡散反射率

・重力傾度トルク

$$\mathbf{T}_{gra} = \frac{3\mu_e}{r^5} \mathbf{x} \times (\mathbf{I}\mathbf{x}) \quad (2.3)$$

$\mathbf{T}_{gra}$:重力傾度トルク μ_e :地球の重力定数

r :地球中心と衛星中心の距離

$\mathbf{x}$:地球から衛星方向の位置ベクトル

$\mathbf{I}$:慣性モーメント

2.4.3. 人工衛星の運動方程式

トルクによる衛星の運動方程式は以下の式で表される^[2].

$$\frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt} = \mathbf{I}^{-1} \{ \mathbf{T} - \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}) \} \quad (2.4)$$

$\mathbf{I}$:慣性モーメント $\boldsymbol{\omega}$:角速度

この微分方程式からルンゲクッタ法を用いて3つのトルクによる衛星の角速度を求める.

2.4.4. 姿勢制御の理論

本研究では B-dot 制御則, Cross-product 制御則によるシミュレーションを行った.

・ B-dot 制御則

この制御則はデスピン制御と呼ばれるもので衛星の回転を止める制御則である. 回転の運動エネルギーを負の方向に磁気トルカで発生させることで衛星の回転を消失させるというものである^[3].

・ Cross-product 制御則

Cross-product 制御則は, デスピン制御, 指向制御, 共に行うことが出来る制御則である. 変化さ

せたい角運動量から衛星に与えるべきトルクを算出するというものである^[3].

2.5. 結果

以下にシミュレーション結果を示す. 初期値として3軸周りの角速度は0.1rad/secとした. 膜収納時と膜展開時の SPROUT の挙動は大きく異なる. 膜面の面積($1.1m^2$)は SPROUT の1面の面積($0.04m^2$)に対して大きいため, 膜展開時は膜収納時と比べ摂動力によるトルクの影響を大きく受け, 制御を行うことが困難となる. このため, 膜収納時と比べ膜展開時の角速度は収束に向かうが, 安定しない. しかし, 2つの制御則で SPROUT の姿勢を制御することが出来ているので, 今後, このシミュレーションにセンサノイズなどを加え, 解析を行う.

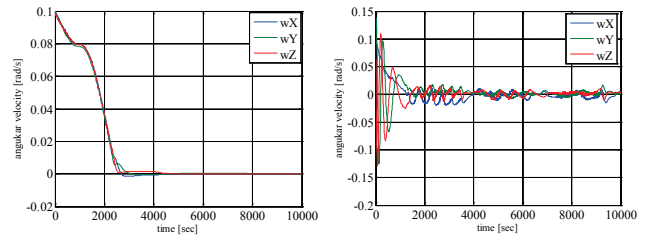


Fig.2.1

B-dot 制御則(右)膜収納時 (左)膜展開時

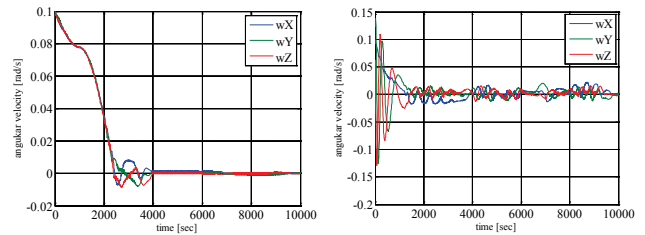


Fig.2.2 Cross-product 制御則(指向制御)

(右)膜収納時 (左)膜展開時

2.6. まとめ

角速度はどちらの制御則も0.02rad/sec以内に制御できており, ミッションを行う上で, 十分な範囲に収まっている. これに, 今回のシミュレーションでは考慮しなかったセンサ・アクチュエータの誤差, ノイズ考慮した上で, 最終的にミッションが成立するかを確認するのが今後の課題である.

3. 熱解析

3.1. 背景

宇宙環境では，人工衛星に太陽光が当たる時と当たらない時では大きな温度差があり，各機器の動作温度範囲を超えてしまう危険性がある．そのため人工衛星に外部から入ってくる熱や宇宙空間に出ていく熱をあらかじめ予測し，個々の機器の動作温度範囲以内にあるかをあらかじめ予測する必要がある．

3.2. 目的

SEEDS-II の熱解析モデルを作成し，軌道上のデータとどこまで合わせられるかを調べ，その結果をSPROUT に適用させ，SPROUT の軌道上でのおおよその温度を予測することが本研究の目的である．

3.3. 熱解析

熱解析は，衛星の搭載機器，衛星本体，展開物などの温度が軌道上でどのように変化するかを予測することにより，それぞれの動作温度範囲に保つことができているか確認することである．また，軌道上での熱環境を予測する以外に，最も熱い場合の環境・寒い場合の環境を予測することである^[4]．

3.3.1. 熱平衡方程式

熱平衡方程式は次の式で表される．

$$C_i \frac{dT_i}{dt} = - \sum_{j=1}^n C_{ij} (T_i - T_j) - \sum_{j=1}^n R_{ij} \sigma (T_i^4 - T_j^4) + Q_i + Q_{ei} + Q_{si} + Q_{ai} \quad (5)$$

ここで， C_i は節点 i の熱容量[W・s/K]， T_i は節点 i の温度[K]， C_{ij} は節点 i, j 間の伝導熱伝達係数[W/K]， σ はステファンボルツマン定数 (5.669×10^{-8} [W/m²/K⁴])， R_{ij} は節点 i の j に対する放射係数[m²]， Q_i は節点 i の内部機器・ヒータの発熱[W/m]， Q_{ei} は節点 i に加わる地球赤外放射[W/m]， Q_{si} は節点 i に加わる太陽光入射[W/m]， Q_{ai} は節点 i に加わるアルベド[W/m]である．熱解析は，式(1)を時々刻々計算していくことで，解析結果を得ることがきる^[4]．

3.3.2. 計算手順

熱平衡方程式を 4 次のルンゲクッタ法でそれぞれの要素について数値積分する．現在運用中である SEEDS-II で作成したプログラムの妥当性を評価す

る．その後 SPROUT のモデルで解析を行う．

3.3.3. 計算モデル

設計に基づき，「体積が大きい(熱容量が大きくなるため)」，「電子部品の搭載部(動作温度範囲があるため)」，「搭載機器に接触している部分(配管等)」を基準に要素を分けて簡易モデルを作成した．

Table. 3.1 SEEDS-II の各要素名

1	-xパネル	8	A基板
2	+xパネル	9	B基板
3	-yパネル	10	C基板
4	+yパネル	11	D基板
5	-zパネル	12	マザーボード
6	+zパネル	13	電池
7	電池ボックス		

Table. 3.2SPROUT の各要素名

1	-xパネル	10	C基板(SG1 CW)	19	チューブ2
2	+xパネル	11	D基板(FMR1)	20	センターボックス
3	-yパネル	12	E基板(FMR2)	21	バッテリーボックス
4	+yパネル	13	F基板(EPS)	22	バッテリー
5	-zパネル	14	H基板(CDH2 INF RTC)	23	マニホールド
6	+zパネル	15	I基板(CAM1 CAM2)	24	送信機1
7	マザーボード	16	J基板(CAM3)	25	送信機2
8	A基板(SG2 ADO)	17	INFカバー	26	受信機1
9	B基板(CDH1)	18	チューブ1	27	受信機2

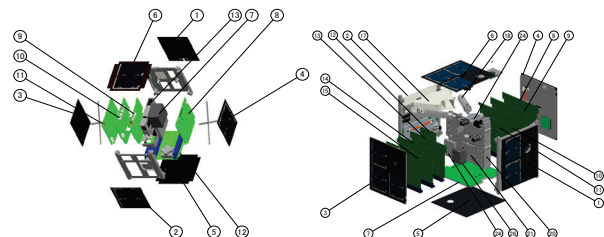


Fig.3.1. 左図 SEEDS-II の計算モデル

右図 SPROUT の計算モデル

3.3.4. 計算条件

軌道計算には，SGP4 を用いた．使用した TLE は，2010 年 04 月 28 日にセンシングを行った時の TLE である．以下に軌道六要素を示す．

Table. 3.2 軌道六要素

軌道傾斜角[deg]	97.9961	近地点引数[deg]	307.9492
昇交点赤経[deg]	179.7775	平均近点角[deg]	52.0379
離心率[-]	0.0015	平均運動[round/day]	14.8125

Table. 3.4 SEEDS-II に使用した接触熱伝達係数

接触熱伝達係数	
パネル同士	200
パネルと電池ボックス	150
パネルと基板	100
電池と電池ボックス	0.5
電池ボックスとマザーボード	100
基板とマザーボード	150

3.3.5. 計算結果

計算結果を以下に示す。

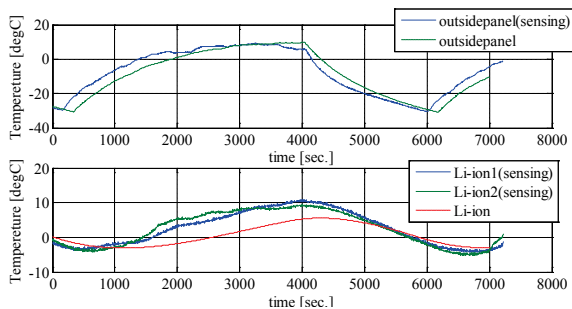


Fig3.2 上図外面パネルの計算値とセンシングデータ

下図 SEEDS の計算値とセンシングデータ

SEEDS-II の外面パネルの計算結果とセンシングデータを比べると、ほぼ一致している。しかし、Li 電池のセンシングデータに関して最少温度は、ほぼ一致しているが、最大温度に関しては 4℃ほど低くなっている。この SEEDS-II の接触熱伝達係数を SPROUT に適用させることで、SPROUT の計算値は軌道上の温度との誤差が SEEDS の温度誤差と同じような結果が得られると考えられ、SEEDS-II の接触熱伝達係数を SPROUT に適用させて計算した結果を以下に示す。

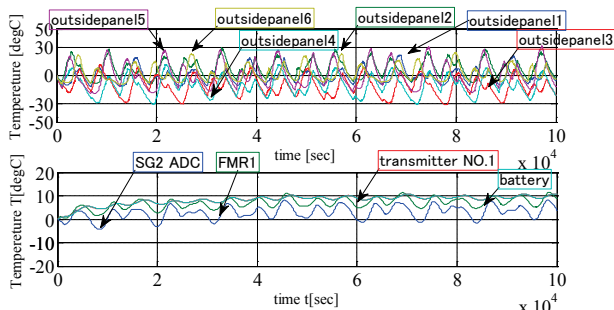


Fig3.3 SPROUT 計算結果

解析の結果すべての内部機器の温度が-10℃から

10℃範囲内にある。しかし、太陽放射エネルギー、アルベド係数などを平均値での解析を行っているため、SPROUT の全機器が動作範囲以内にあるとはいえない。今後、そのような係数の最大値、最少値での解析を行っていく。

3.4. まとめ

熱解析プログラムを作成し SEEDS のデータと比較し妥当性を評価した。その結果、SEEDS-II のセンシングデータと解析結果を比較したところ外面パネルに関しては、ほぼ一致し、Li-ion 電池の高温側に誤差 4℃生じた。その結果を SPROUT に適用したところすべての機器が動作範囲に収まっていることが確認できた。

4. 結言

ここまで SPROUT の姿勢、熱のシミュレーション結果を述べてきたが今後は、それらをより正確に評価するものを開発していく。

姿勢制御シミュレーションに関しては、SPROUT の姿勢の決定を行う際のセンサ・アクチュエータのノイズ、誤差を考慮することが今後の課題である。

熱解析に関しては今後熱真空試験を行いより精度の高い熱数学モデルを構築するとともに、姿勢と電力と熱を統合したシミュレーターを作成する予定である。

5. 参考文献

- [1] 宮崎康行, 衛星の軌道・姿勢の簡易計算マニュアル, 2007, 日本大学
- [2] 木下延昭, 超小型人工衛星のための非デブリ化展開膜面構造物の研究, 日本大学, 学士論文
- [3] 姿勢制御研究委員会, 人工衛星の力学と制御ハンドブック, 培風館, 2007
- [4] 多羽田俊 三品博司 超小型人工衛星に関する研究 日本大学 2011