

膜面展開構造物を含む小型衛星の 地球低軌道での姿勢解析

2024年7月29日（月）

アストロダイナミクスシンポジウム@相模原

宇宙航空研究開発機構 研究開発部門システム技術ユニット

○勝又晴日、小松雄高、鈴木新一

目次

1.背景と目的

2.大気抵抗による姿勢解析

2.1大気抵抗による停波後の姿勢解析

2.2大気抵抗による停波後の姿勢モード解析

3.膜面展開構造物のデオービット性能について

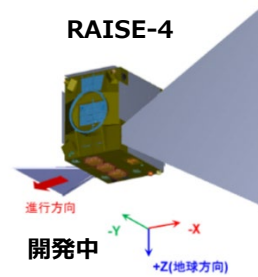
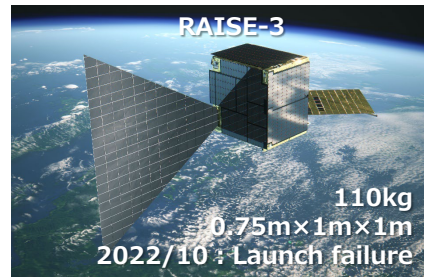
4.まとめ

5.参考文献

1.背景と目的

■ 革新的衛星実証プログラム：RAISEシリーズ

近年、人工衛星の小型化が進んでいる。宇宙航空研究開発機構 (JAXA) は100kg級衛星となる、小型実証衛星シリーズの開発・運用を行っている。本発表ではシリーズ3号機目のRAISE-3に注目する。



表：RAISE-3の諸元[1]

項目	諸元・機能
運用期間	初期運用：1か月 定常運用：13か月
軌道	太陽同期軌道 (SSO) 高度：560km 軌道傾斜角：97.6° 降交点通過地方太陽時：9時30分
寸法	約0.75m×1m×1m (打上げ時)
質量	110kg以下
発生電力	215W以上 (BOL、日照時平均)
通信	HK：S帯、ミッション：X帯
姿勢制御	地球指向三軸姿勢制御

◆ 基本的コンセプト

- RAISE-2で確立した100kg級実証衛星プラットフォーム標準仕様を踏襲
- 実証テーマに対応したミッションインタフェース等の部分的な設計変更



短期・低コスト開発と様々な実証テーマへの軌道上実証環境の提供を両立

1.背景と目的

■ 搭載された膜面展開構造物

RAISE-3には以下の膜面展開構造物が2点搭載されている。[1]

項目	詳細	
実証テーマ名	Society 5.0に向けた発電・アンテナ機能を有する軽量膜展開構造物の実証 (HELIOS)	超小型衛星用膜面展開型デオービット機構の軌道上実証 (D-SAIL)
提案機関	サカセ・アドテック株式会社	株式会社アクセルスペース
ミッション概要	低コストな小型衛星の高性能（大電力／大容量5G通信／干渉計による高分解能観測）化に向け、発電・アンテナ機能を付与した軽量・高収納な膜構造物の軌道上実証を行う。	運用終了後の衛星が軌道上に残存する期間をさらに低減させるため、デオービット機構のシステムの検証を行う。
外観	 <p>HELIOS</p>	 <p>D-SAIL D-SAIL展開前 D-SAIL展開後</p>
展開タイミング	運用初期	運用後期（他実証機器の実証終了後）

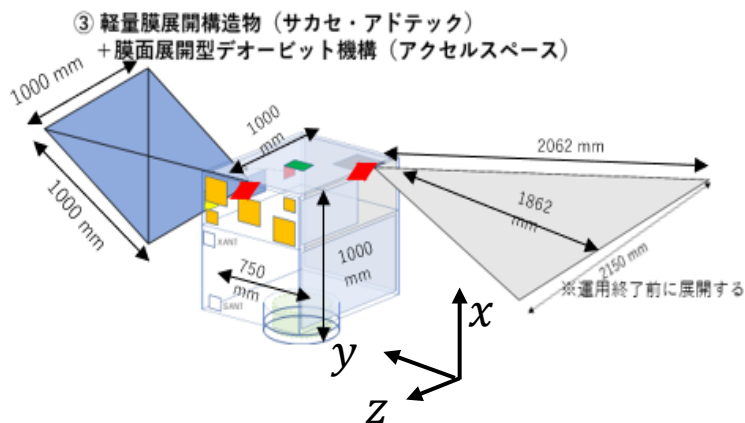
D-SAILとHELIOSは非対称に設置されており、かつバス本体に対して大きいサイズの構造物である。
→展開後の外力による影響の解析が必要

1.背景と目的

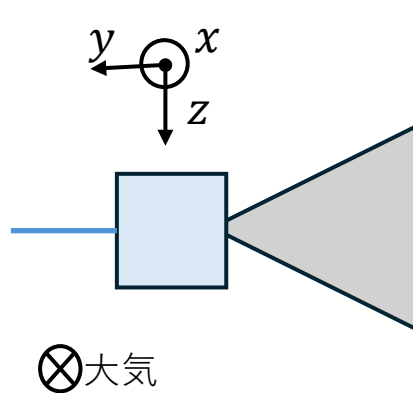
■ 課題

衛星がD-SAILを尾翼の位置とした風見安定を取ると、D-SAILの機能である、展開した膜面の大気抵抗によるデオービット性能の実証が不可能になる。

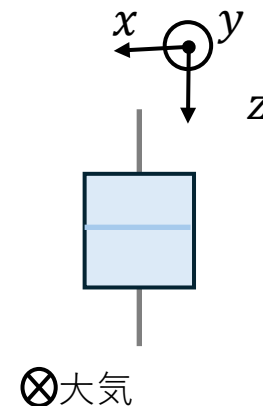
→衛星停波後の姿勢についても、詳細な検討が必要



図：D-SAIL展開後の衛星外観



図：D-SAIL運用における理想的な姿勢
(デオービット性能最大)



図：風見安定した場合
デオービット性能が実証され
ない可能性がある

※定常姿勢は、+X軸が進行方向、+Z軸が地心指向、右手系の軌道面外方向をY軸としている。

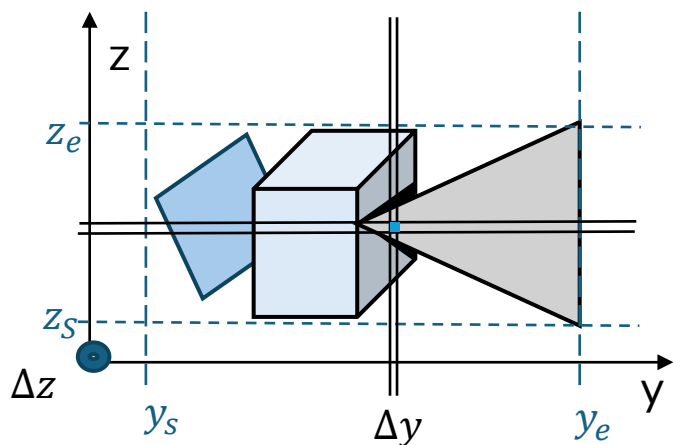
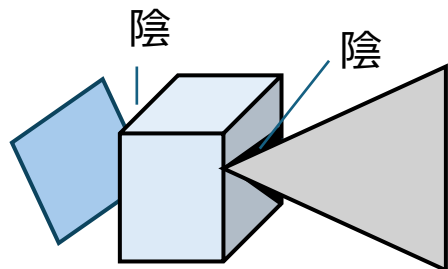
※上図は概念設計段階のコンフィグレーションであり、前ページのフライト品と構造を異にする。

2. 大気抵抗による姿勢解析

■ 解析手法

宇宙における代表的な外乱トルク(大気抵抗トルク・太陽輻射トルク・重力傾斜トルク・残留磁気トルク)の中、オーダレベルで大きい**大気抵抗トルクのみ**をシミュレーションに組み込んだ。

本衛星では特に、展開物やバスによる大気の影響が大きく、大気抵抗トルクは角度により**非線形に変化**する。そのため以下のような手法で**陰の影響を計算に組み込んだ**。



※グリッドの大きさは0.1m*0.1m

※機体のダイナミクスはオイラーの運動方程式で表現

大気抵抗トルクの発生する表面の面積を、グリッドに分割して計算した。以下の大気抵抗力の式は、衛星の進行方向に向いた面、 $n \cdot v > 0$ (内積が正) に対して成立する。

$$df_{AD} = -\frac{1}{2} C_d \rho (n \cdot v) v dA$$

大気抵抗力による衛星質量中心まわりの微小トルク dT_{AD} は以下で与えられる。

$$dT_{AD} = r \times df_{AD}$$

空力トルクの発生する表面の空力中心は以下 (y, z は左図の通り。Aは投影面積)

$$C_{p_y} = \bar{y} = \frac{\int_{y=y_s}^{y=y_e} y_i (\text{MAX}\{z_i\} - \text{min}\{z_i\}) dy}{A}$$

(zも同様)

空力中心を作用点として、以下の空力トルクが発生する。

$$T_{AD_y} = \frac{1}{2} C_d \rho V^2 A \times (C_{p_z} - C_{m_z})$$

(zも同様)

C_d : 抵抗係数、 ρ : 大気密度、 v : 衛星速度ベクトル、 n : 微小面積 dA の外部露出方向を正とする法線単位ベクトル、 r : 衛星質量中心から微小表面 dA までの位置ベクトル

2.1 大気抵抗による停波後の姿勢解析

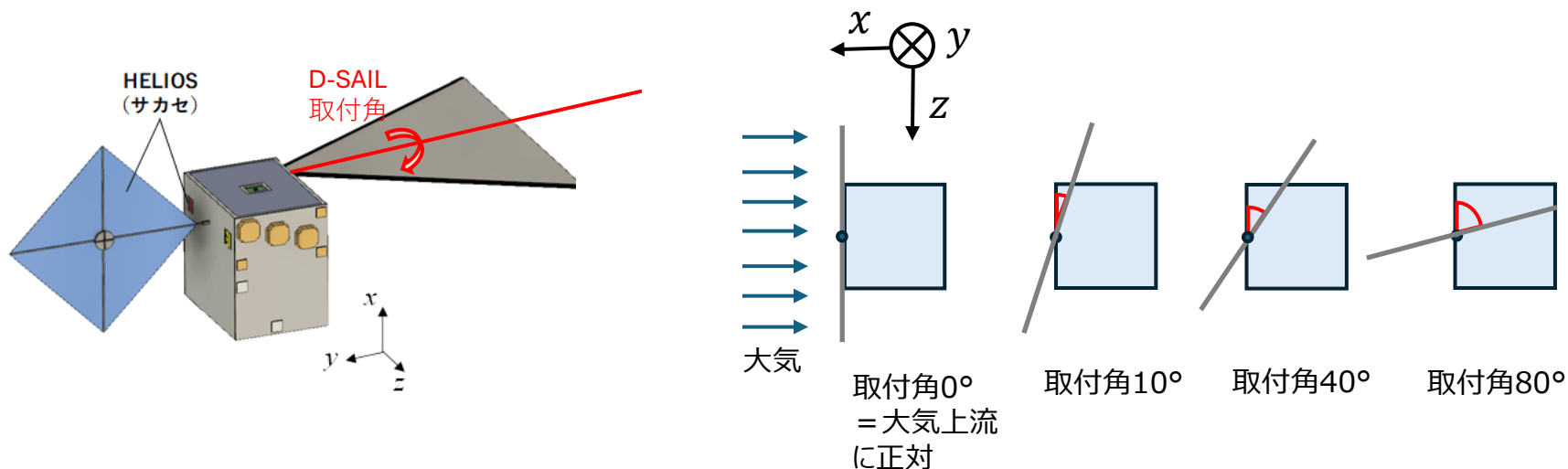
■ 解析の目的

衛星が停波し、姿勢制御不能となったとき、最終的にどのような姿勢運動に収束するのかを評価した。

■ 解析の条件 ※大気密度モデルは参考文献[2]の、軌道高度500kmの値を参照

解析時間	28周回 (162000秒) ※ある一定の周期性が現れる時間
抵抗係数 C_d	2.0 ※低軌道における一般的な値
大気密度	$\rho = 5.0 \times 10^{-12} \text{ kg/m}^3$ (F10.7=240 ($\times 10^{-22} [(\text{W/m}^2) / \text{Hz}]$), $K_p = 7.2$)
慣性モーメント	($I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} = 16.3, 18.5, 16.5$) [kgm^2]
D-SAILの取付角	0°、10°、40°、80°の取付角 (下図)

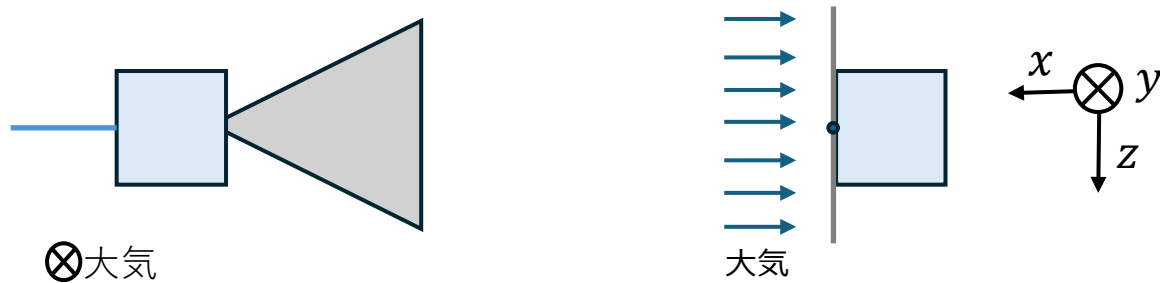
※D-SAILは取付角を傾けることで、大気上流に対して正対している状態から、平行な状態までy軸回りに回転させた設計が可能である。



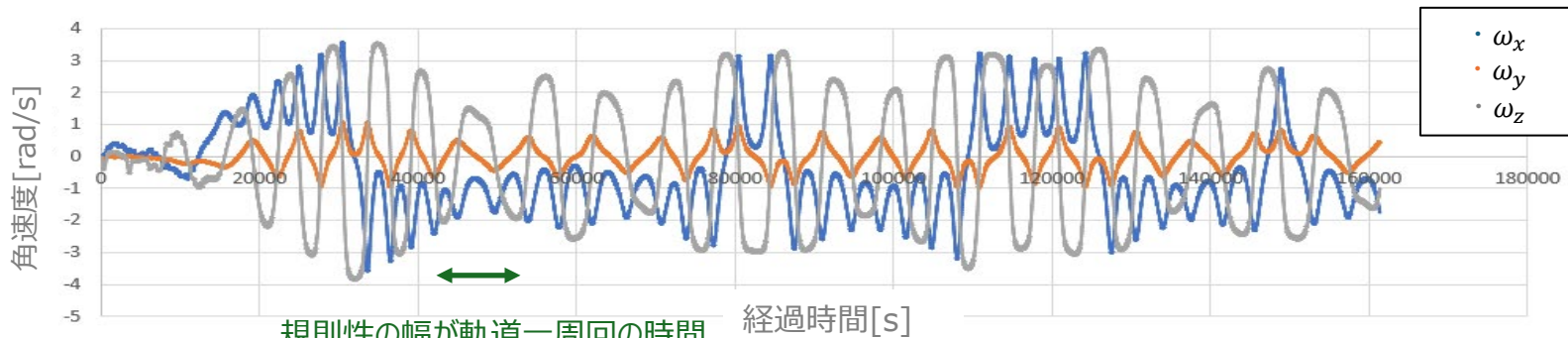
2.1 大気抵抗による停波後の姿勢解析

■ 解析結果

- 非定常状態で、軌道周回28周した場合 (D-SAIL取付角度 0°)



■ シミュレーション結果



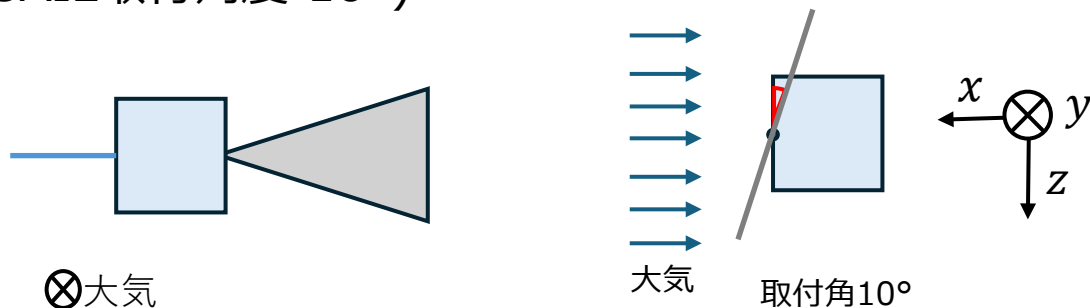
規則性の幅が軌道一周回の時間
と同等であることから、
軌道周回によってロールとヨーが
交換していることが分かる

機体角速度(機体座標系)

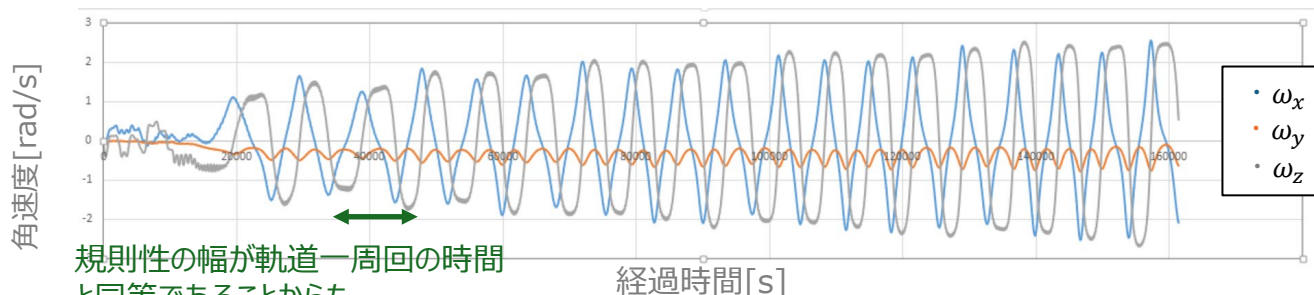
非定常状態において、ある周期をもった角速度で運動することが分かった。
また、回転軸がロールとヨーを交換していることもわかった。

2.1 大気抵抗による停波後の姿勢解析

■ 非定常28周 (D-SAIL取付角度 10°)

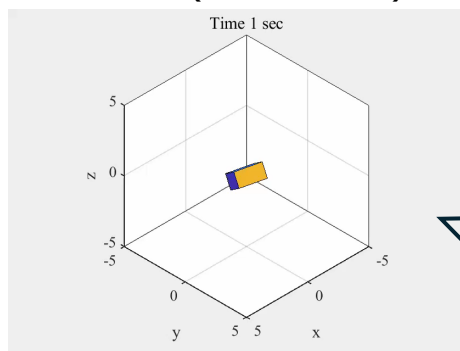


■ シミュレーション結果



規則性の幅が軌道一周回りの時間
と同等であることから、
軌道周回によってロールとヨーが
交換していることが分かる

機体角速度(機体座標系)



周回の様子動画

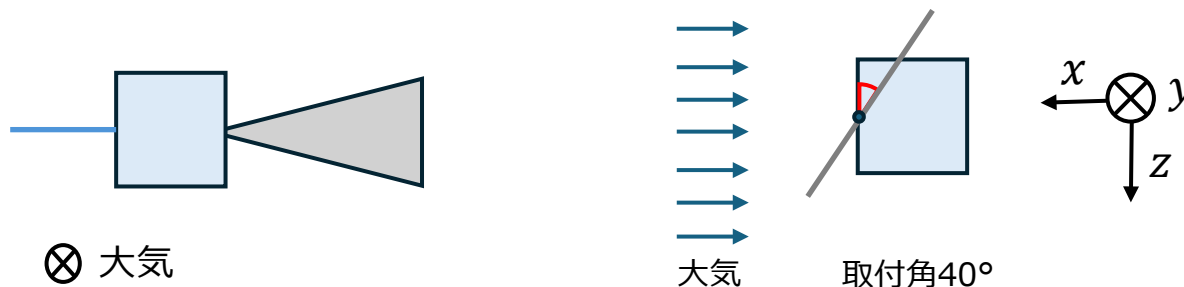
どのような回転なのかを視覚的にイメージするため、アニメーションにした。
(簡単のため衛星形状は以下のように簡略化して表示)



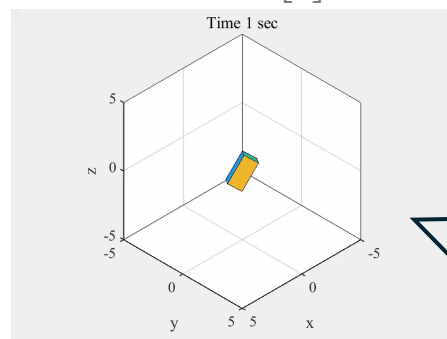
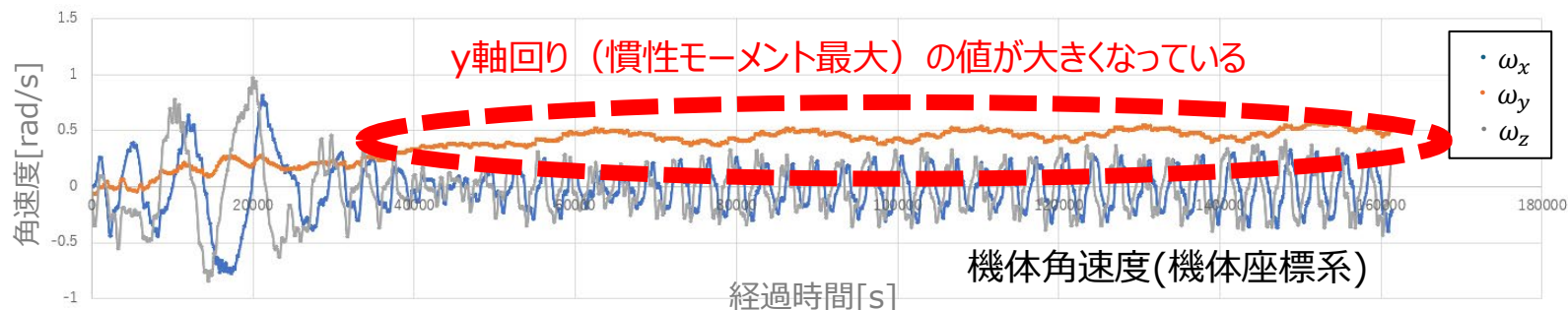
非定常状態において、ロールとヨーを交換しながら、ある周期をもった角速度で運動することが分かった。

2.1 大気抵抗による停波後の姿勢解析

■ 非定常28周(D-SAIL取付角度 40°)



■ シミュレーション結果



周回の様子の動画

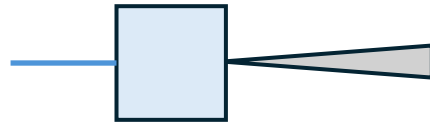
どのような回転なのかを視覚的にイメージするため、アニメーションにした。
(簡単のため衛星形状は以下のように簡略化して表示)



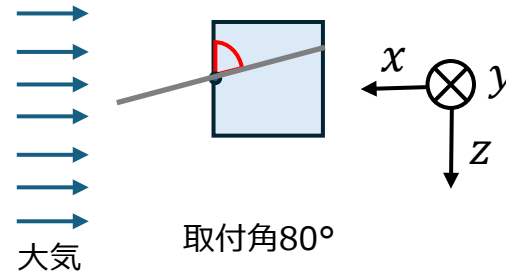
およそ4000秒以前はランダムなタンブリングをし、
4000秒以降は、ニュートーションに近い回転をすることが分かった。

2.1 大気抵抗による停波後の姿勢解析

■ 非定常28周(D-SAIL取付角度 80°)

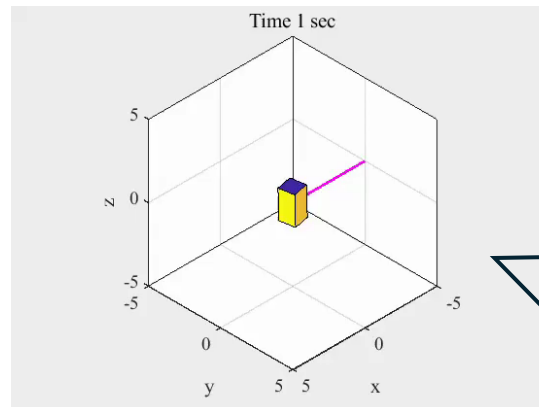
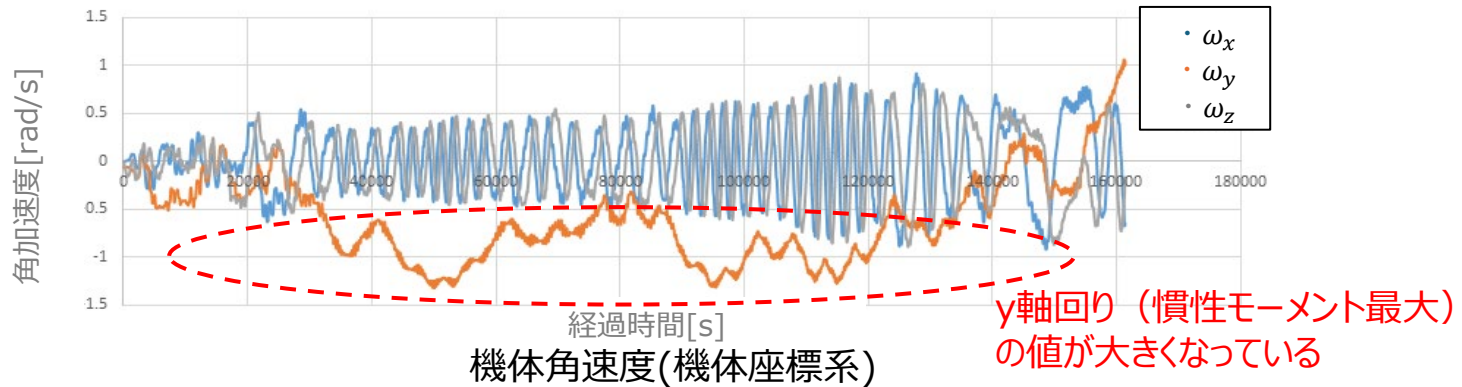


⊗大気



取付角80°

■ シミュレーション結果



周回の様子の動画

どのような回転なのかを視覚的にイメージするため、アニメーションにした。
(簡単のため衛星形状は以下のように簡略化して表示)



取付角80度では、衛星はニューテーションモードで回転することが確認できた。

2.1 大気抵抗による停波後の姿勢モード解析

■ まとめ

- 2つの展開構造物を有する本衛星は非定常状態にてスピン状態（※）となる
- 機体角速度に周期性がある

※スピン状態はロール角とヨー角を交換しながら回転するモード（交換モード）と、ある軸回りにすりこぎ状に回転するニュートーションモードの2種類に分類することができた。これは地球周回を、回転して運動する衛星の一般的な2つのモードと一致するので尤もらしい[2]

→特に、D-SAILの取付角が大きくなるにつれ、支配的な機体の回転モードが、交換モードからニュートーションモードに変わることが確認された。

■ 考察

本衛星はD-SAILやHELIOSといった膜面展開構造物と、立体的なバスのため、非線形に大気抵抗トルクが発生する。これがモード分岐の原因と考えられる。

詳細に調べるため、D-SAILの取付角 0° と 40° 、 80° における、各軸周りの大気抵抗トルク量のモンテカルロシミュレーションを行い、大気抵抗トルクの傾向と各モードへの分岐との関係性を確認した。

2.2 大気抵抗による停波後の姿勢モード解析

■ 目的

非線形な大気抵抗トルクの傾向と、十分時間経過後のspin運動のモードを把握するため、機体に蓄積したトルクの量を比較する。

■ 評価手法：モンテカルロシミュレーション

■ 解析条件

シミュレーション入力	初期姿勢 (φ, θ, ψ)、角速度 ($\omega_x, \omega_y, \omega_z$) をランダムで定義、この回転軸周りに一周 (360°) ※ 1
シミュレーション出力	その間に蓄積したトルク（蓄積角運動量）の量 ($H_\varphi, H_\theta, H_\psi$)
各シミュレーションの試行回数	1000回※ 2
機体条件	3パターンでそれぞれ1000回試行を行った。 ① D-SAIL取付角 0° ② D-SAIL取付角 40° ③ D-SAIL取付角 80°

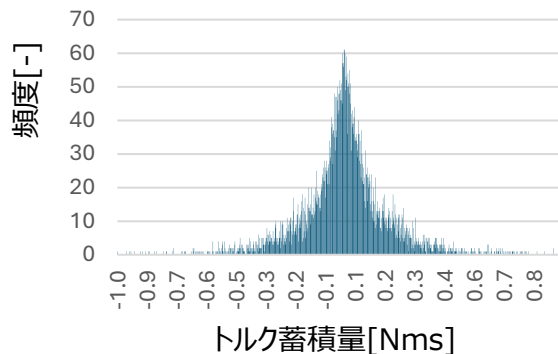
※ 1：一周回としたのは、通常は一周回でキャンセルされるトルクが、今回発生トルクが非線形であるため蓄積しているからである。

※ 2：この試行回数は、各出力値のサンプル数が十分であるとみられた回数に設定している。

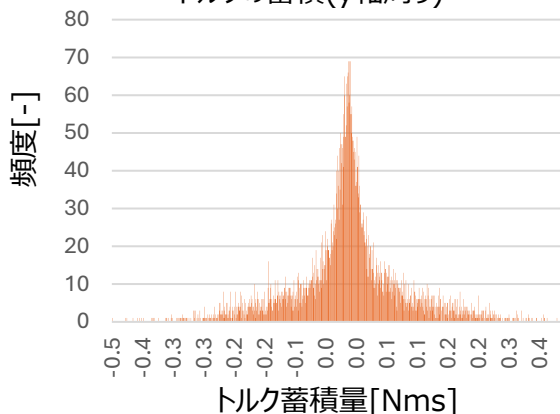
2.2 大気抵抗による停波後の姿勢モード解析

■ 機体条件：D-SAIL取付角0度

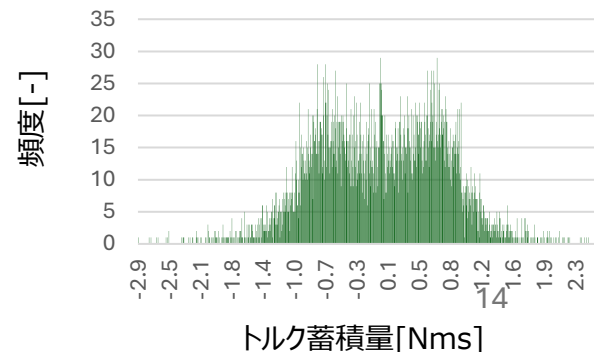
機体一周回で発生したトルクの蓄積(x軸周り)



機体一周回で発生したトルクの蓄積(y軸周り)



機体一周回で発生したトルクの蓄積(z軸周り)



- 以上の分散から標準偏差を導出した
- 同様に、取付角40°、80°についても解析し以下の表にまとめた。

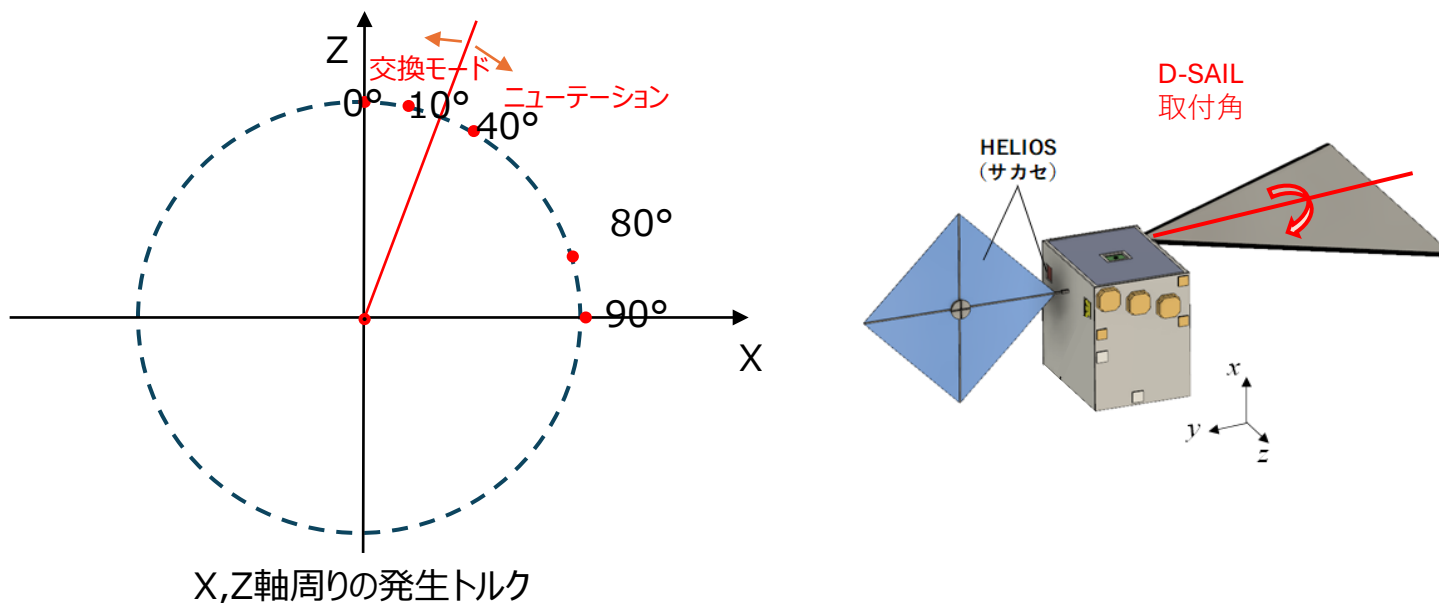
	取り付け角0°		取り付け角40°		取り付け角80°	
	平均[Nms]	標準偏差[Nms]	平均[Nms]	標準偏差[Nms]	平均[Nms]	標準偏差[Nms]
x 軸周り	17.16×10^{-4}	0.194	-11.6×10^{-4}	0.219	-26.5×10^{-4}	0.383
y 軸周り	9.34×10^{-4}	0.103	-6×10^{-4}	0.112	-11.0×10^{-4}	0.180
z 軸周り	-78.9×10^{-4}	0.740	-15.4×10^{-4}	0.513	-18.1×10^{-4}	0.366

z軸周りの蓄積トルクのばらつきが大きく、平均のマイナスの値も大きい
 → z 軸周りの回転が大きくなり、それが軌道周回によって x 軸周りの回転と交換する
 →ロールヨー交換モード

x軸周りと z 軸周りの蓄積トルクのばらつきが大きい、平均の値も 0 に近づく
 →慣性モーメント最大周りに回転
 →ニュートーションモードが支配的

2.2 大気抵抗による停波後の姿勢モード解析

■ まとめ
以上のシミュレーション結果から、以下のようにD-SAIL取付角によって交換モードとニューテーションモードに分岐するが、その分岐点は 10° と 40° の間にあるということが分かった。



■ 考察

以上より、交換モードとニューテーションモードについて、D-SAIL取付角 0° のときは、主に z 軸回転回りにトルクが発生し、それが軌道の影響で x 軸と交換する、ロールヨー交換モードが支配的であった。

また、D-SAIL取付角が 40° , 80° と大きくなるにつれて、z 軸回転周りのトルクは小さくなり、トルクの影響が減少して慣性モーメント最大軸周りを軸とする、ニューテーションモードが支配的になったと考えられる。

蓄積トルクとモードの関係については今後詳細な検討が必要である。

3.膜面展開構造物のデオービット性能評価

■ 目的

D-SAILの目的は展開後、衛星停波状態で大気抵抗を増すことにより、デオービット性能を高めることである。そのため前章で明らかになったようなタンブリング状態でのデオービット性能について計算・評価した。

■ シミュレーション前提

以下、運用終了後、D-SAILの軌道降下機能が実証できるかを解析した。シミュレーションでは最も支配的要因である大気抵抗トルクの影響のみ考慮した。

①D-SAIL展開前の軌道降下

②D-SAIL展開後、RW有効で常に正対しているときの軌道降下

③D-SAIL展開後、RW無効でタンブリング時の軌道降下

3. 膜面展開構造物のデオービット性能評価

■ 計算手法

(1) 姿勢の変化によって、時々刻々と変化している抗力 F_{drag_t} を、以下のように計算する

$$F_{drag_t} = F_{drag} \times \frac{A_t}{A}$$

(A_t : 大気圧に対する投影面積 : タンブリング状態では時々刻々と変化)

(2) 抗力 F_{drag_t} によって、一ステップごとに变化する速度 ΔV を以下のように計算する

$$F_{drag_t} \times t = m \times \Delta v \quad (m \text{ は質量})$$

(3) 速度の変化によって、降下した高さ Δa を、(1)(2) で出した値を以下の式に代入して、計算する

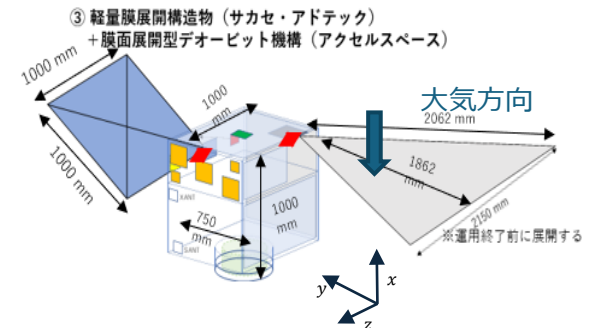
面積 A : 衛星の有効断面積

速度 v :
 $V - \Delta V$ とする
 $(V = 7570 \text{ m/s})$
 ΔV は抗力による速度減衰)

軌道長半径(高度)
 a の差分が出る

$$\frac{da}{dt} = -\rho C_d \frac{A}{m} |v| a$$

高度 a : 一定
 $(= 6378 + 560 \text{ km})$ とする



以上の条件で、軌道周回一周分(5764.4s)のシミュレーションを行った。

3. 膜面展開構造物のデオービット性能評価

■ シミュレーション結果

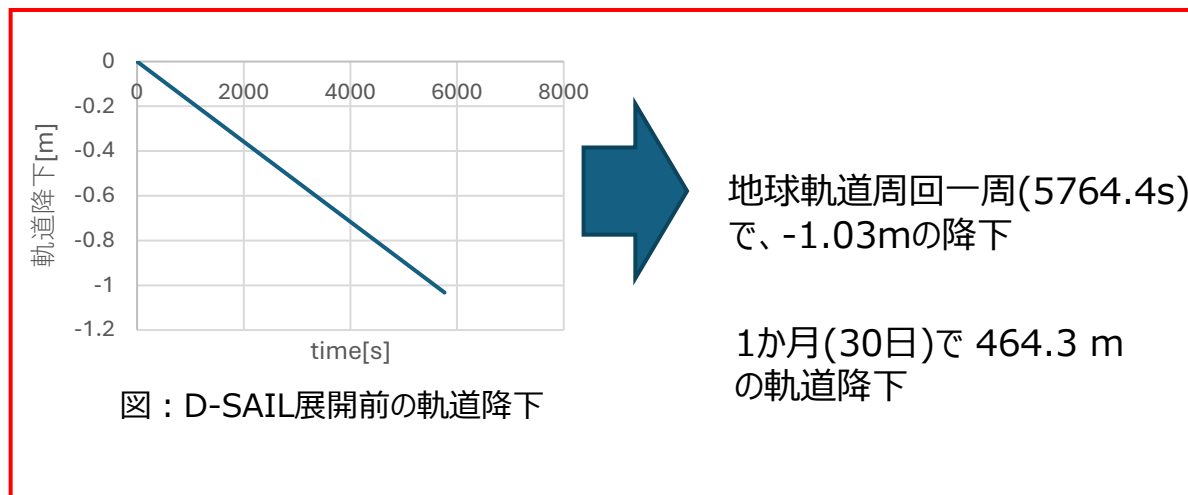
■ ①D-SAIL展開前の軌道降下

最初に、D-SAILの軌道降下性能を確認するため、図のような展開前の軌道降下性能を計算した。

有効断面積 $A=0.75 \text{ m}^2$



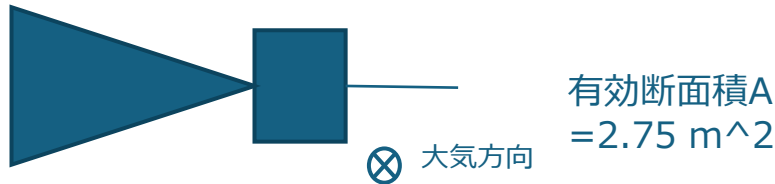
図：大気方向からみた衛星の有効断面積のイメージ



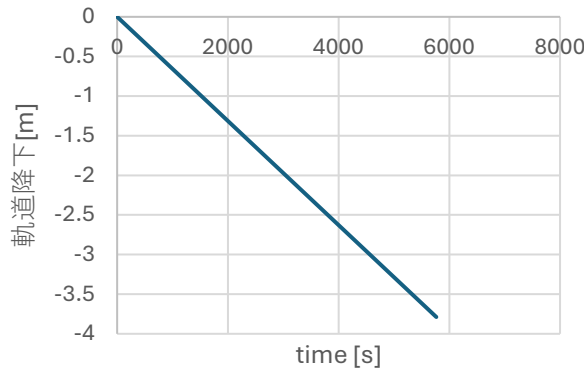
図：D-SAIL展開前の軌道降下

3.膜面展開構造物のデオービット性能評価

- ②D-SAILあり、RW有効で常に正対しているときの軌道降下
つぎに、D-SAILが大気によるデオービット性能の有効性において、最も理想的な状態で展開された場合を考えた。



図：大気方向からみた衛星の有効断面積のイメージ



図：D-SAIL展開後
(RWあり)の軌道降下



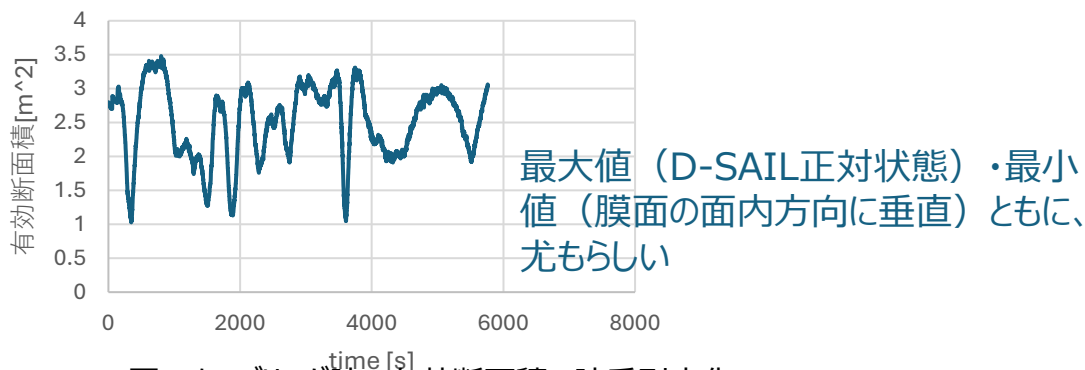
地球軌道周回一周(5764.4s)で、
-3.79mの降下

1か月(30日)で 1703.3 m
の軌道降下

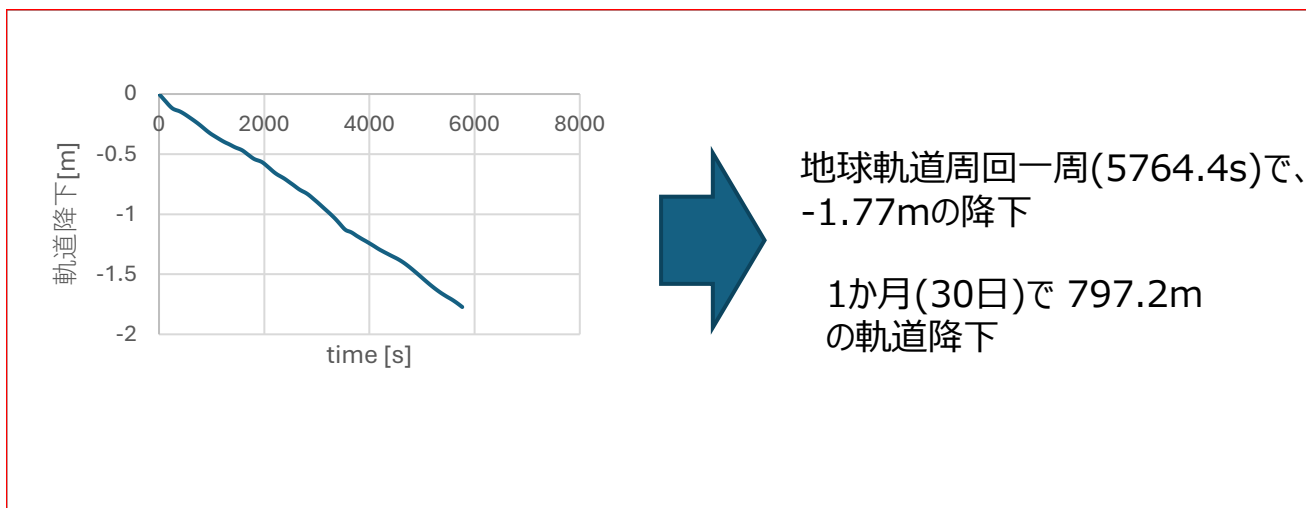
3. 膜面展開構造物のデオービット性能評価

■ ③D-SAIL展開後、RW無効でタンブリング時の軌道降下

衛星停波後、衛星姿勢制御機能が無効となり、衛星がタンブリングしている状態でも、軌道降下実証は可能かをシミュレーションした。また大気抵抗に対する有効断面積は時々刻々と変化する。



図：タンブリング時の有効断面積の時系列変化



3. 膜面展開構造物のデオービット性能について

■ 解析結果

- ②D-SAILはRW有効で大気に正対している場合、①展開前と比較して、
軌道一周回で約 2.76m
一か月の運用で 約1239 m
の軌道降下性能を持つ

- ③D-SAILはRW無効でタンブリング状態にある場合、①展開前と比較して、
軌道一周回で 0.74 m
一か月の運用で 333mの軌道降下性能を持つ
(ただしこの数値は、HELIOSの軌道降下性能を含む)

以上より、D-SAILの展開によって有意に衛星の軌道降下性能は上がるということが言える。

②のように衛星運用中はTLEだけでなくRWの角運動量で性能評価することがより良いが、③の場合のように、停波後においても、地上から観測が可能な範囲で大きく、デオービット性能について評価することができると考えられる。

4. まとめ

- 2章では、衛星が停波した後にどのような挙動を取るのかを解析し、ロールヨー交換モードとニュートーションモードを取ることがわかった。
- どちらのモードになるかはD-SAILの取付角に依存する。
- 3章では、D-SAILの有効性評価として、D-SAILが展開前、正対して実証できている場合、さらに停波後タンブリングしている場合の3パターンについてそれぞれ軌道降下率を計算し、D-SAILは、正対して実証している時はもちろん、タンブリング時でも地上からの観測で有効性評価が可能であるということを明らかにした。

5. 参考文献

- [1] PRESS KIT 革新的衛星技術実証 3号機 JAXA
- [2] JERG-2-501-HB001姿勢制御系技術ハンドブック