

姿勢制御回復衛星「てだすけ」

-衛星によるケプラー宇宙望遠鏡の姿勢制御-

東京都市大学 工学部 機械システム工学科 宇宙システム研究室
内田光・横松卓・伊藤和樹・黒澤宏太・西島彬・林貴裕・和田拓弥

1. 序論

人工衛星の姿勢制御は、アンテナを地球に向けることや、太陽電池を太陽の方向へ向けるために必須である。

現在、NASA のケプラー宇宙望遠鏡(以降ケプラー)の姿勢制御が問題となっている。ケプラーはリアクションホイールと呼ばれる姿勢制御のためのアクチュエータを 4 基搭載していたが、その内 2 基が故障し、3 軸制御ができなくなったと NASA が発表した^[1]。現在は 2 基のリアクションホイールとスラスタによって大まかな姿勢制御を回復させ、システムダウンや通信途絶には陥っていない。しかし、現状の姿勢制御では精度が足りず、ミッションの続行が不可能であるため、セーフモードに入っている。また、スラスタの燃料にも限りがあり、今後姿勢制御自体が不能となるため、運用の継続は困難とされている。だがケプラーのリアクションホイール以外の機器は正常に作動しており、二次故障を起こす前に何らかの方法で姿勢制御を回復させることができればミッションを継続することができる。

ケプラーに限らず、これまでリアクションホイールの故障は様々な衛星で発生しており、今後も発生する可能性がある。その対策として、衛星をドッキングし、衛星側のリアクションホイールによって姿勢制御を回復する方法を提案する。しかし、すべての衛星がドッキングのための機構を有しているわけではなく、また、機構を有していても、衛星によって仕様が異なっている。よって、様々な衛星に適用可能な、汎用性のある姿勢制御回復方法が必要である。今回はそのモデルケースとして、ケプラーを対象にドッキングを行い、姿勢制御を回復させる衛星「てだすけ」を提案する。

2. ミッション

2-1. ミッション目的

本ミッションは、ケプラーと Delta II 接続のために使用されたケプラーの底面に存在する円柱状の突起部（以降ドッキング部）に衛星をドッキングさせ、衛星に搭載されたリアクションホイールにてケプラーの姿勢制御を行うことで、ケプラーに正常な運用を再開させることを目的とする。

2-2. ミッションシーケンス

1. 打ち上げ

2. 軌道遷移

ケプラーに向け軌道遷移を行う。

詳細は 3-2-1 節

3. ランデブー

ケプラーにランデブーを行う。

詳細は 3-2-2 節

4. ドッキング

ドッキング部にドッキングを行う。

詳細は 3-3 節

5. 姿勢制御回復

本衛星のリアクションホイールにてケプラーの姿勢制御を回復、確認をする。

詳細は 3-4 節

3. 衛星ミッション設計

3-1. 衛星コンフィギュレーション

表 3-1-1 に本衛星のサイズ、図 3-1-1 に全体図、表 3-1-2 に仕様をそれぞれ示す。

表 3-1-1 衛星の寸法

	直径 [m]	高さ [m]
バス部	1.6	1.0
ドッキング機構部		0.2

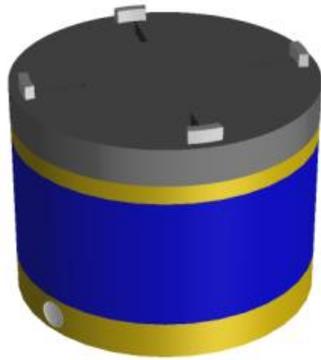


図 3-1-1 「てだすけ」全体図

表 3-1-2 衛星の仕様

	名称	個数	質量 [kg]	消費電力 [W]
電源	太陽電池セル	1257	4.775	-
	バッテリー	1	1.017	-
姿勢制御	リアクションホイール	4	40.00	140
	スラスタ	16	2.400	-
	推進剤	-	20.00	-
	制御装置	-	5.000	35
	恒星センサ	2	20.00	20
	太陽センサ	8	0.296	4
	角速度センサ	3	1.080	6
推進	スラスタ	4	0.600	-
	推進剤	-	189.2	-
構造	バス本体	-	37.77	-
	ドッキング機構本体	1	58.56	-
	モータ	1	10.00	50
	ギア	1	5.000	-
	圧力センサ	4	0.600	2
	CCD カメラ	1	4.100	14
通信	アンテナ	1	1.000	20
合計			401.4	291.0

電力は太陽電池から供給するものとする。表 3-1-2 から、平均消費電力は 291.0[W]となる。

ケプラーの残りの運用予定期間から、本衛星の運用期間を 2 年とし、マージンを 10 %とした。よって、必要電力は 320.1[W]となる。太陽電池セルの変換効率を 26 %としたため^[2]、必要なセルの面

積は 0.9 [m²]となった。太陽電池は、セルを衛星側面に貼り付けることを想定しているため、ケプラーの傾きを考慮すると、必要な高さは 0.7[m]となった。

3-2. 軌道

3-2-1. 軌道遷移

ケプラーは地球とほぼ同じ太陽周回軌道を通り地球を追うように運動している。地球とは 7400 万[km]離れており^[3]、時間にして約 29.6 日分遅れた地点を公転している。ケプラーにランデブーしドッキングさせるため、本衛星を太陽周回で地球より 29.6 日周期が長い楕円軌道に投入し、1 周後ランデブーを行う。

ケプラーが近日点高度にあるときにランデブーするよう軌道設計した。近日点時に、ケプラーは地球の軌道より太陽側に約 30 万[km]近い地点にある。そのため、遷移軌道を軌道 1 と軌道 2 に分割した。ケプラーの軌道、軌道 1、軌道 2 の軌道要素を表 3-2-1 に示す。

表 3-2-1 ケプラー、軌道 1、軌道 2 の軌道要素

	ケプラー	軌道 1	軌道 2
軌道長半径[km]	1.516×10 ⁸	1.595×10 ⁸	1.593×10 ⁸
近日点高度[km]	1.467×10 ⁸	1.471×10 ⁸	1.467×10 ⁸
離心率[-]	0.032	0.078	0.079
軌道傾斜角[deg]	0.002	0.002	0.002
軌道周期[day]	372.5	402.1	401.5

以下に本衛星の軌道遷移を示す。また図 3-2-1 に軌道遷移のイメージ図を示す。

1. H-IIA ロケットにて静止トランスファ軌道に投入する。
2. 高度 35000[km]地点にてアポジキックモータ KM-V1 を点火し、軌道 1 に投入する。
3. 軌道 1 に投入してから半周期である 201.02 日後に減速し、軌道 2 に投入する。
4. 軌道 2 に投入してから半周期である 200.73 日後、ケプラーから距離約 5.05[km]地点に接近する。

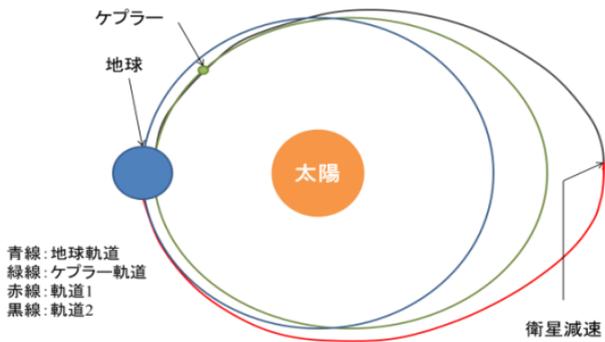


図 3-2-1 軌道遷移イメージ

静止トランスファ軌道から軌道 1 に遷移する際に使用するアポジキックモータ KM-V1 の諸元を表 3-2-2 に示す。

表 3-2-2 KM-V1 の諸元

モータ質量 [kg]	1570
推進薬重量 [kg]	1370
真空比推力 [s]	298

軌道 1 から軌道 2 へ遷移するとき使用する燃料の質量を求める。遷移に使用するスラストの諸元を表 3-2-3 に示す。

表 3-2-3 スラストの諸元^[5]

	個数	比推力 I_{sp} [s]	
		連続噴射時	パルス噴射時
20N スラスト	4	290	130

必要な減速は 15.5[m/s]である。表 3-1-2 及び表 3-2-3、ツォルコフスキーの公式^[4]より必要な推進薬の質量は 4.9[kg]と求められる。

3-2-2. ランデブー

ケプラーへのランデブー飛行は、まずケプラーと同じ地球周回軌道に乗った後、太陽光反射を利用した光学航法にて接近する。後方 50[m]の位置まで接近した後、CCD を用いてケプラーを撮影(観測)しながら、4 インパルスのフライアラウンドを行い、ドッキング部を探索する。そして、ドッキング部と正対する位置で相対的に静止した後、ドッキングの際にケプラーへの衝撃を最小限に

するため、2[cm/s]で接近しドッキングする。この際も CCD を用いる。

通常の 1 インパルスのフライアラウンドを行わないのは、1 周に要する時間が軌道の周期と同様の時間(401.5 日)を要する為である。

図 3-2-2 にランデブー・ドッキングシーケンスの概要図を示す。

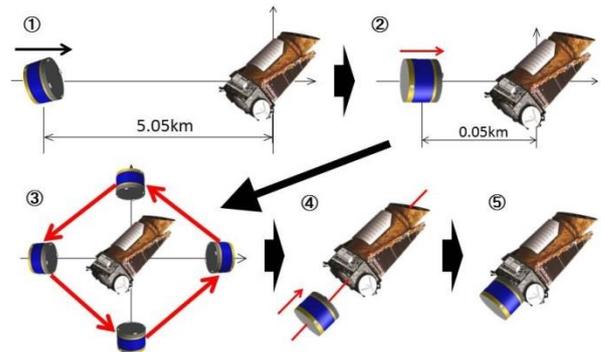


図 3-2-2 ランデブー・ドッキングの概要

次に、ランデブー・ドッキングに際して必要な推進薬質量を算出するために、Hill の方程式^[4]・ツィオルコフスキーの公式^[6]を用いて計算を行った。表 3-2-4 に、ランデブーに必要な主要パラメータを示す。ここで、 τ はランデブーに必要な時間、 ΔV はランデブーに必要な速度増分の合計である。

表 3-2-4 ランデブーに必要な主要パラメータ

		相対距離	-5.05
		[km]	~-0.05
同軌道上時	τ [sec]	3600	
	ΔV [m/s]	691	
	相対移動距離[m]	70.71	
周回時	1 インパルス (1 辺)	τ [sec]	600
		ΔV [m/s]	0.236
		相対移動距離[m]	282.84
	4 インパルス (Total)	τ [sec]	2400
		ΔV [m/s]	
		相対移動距離[m]	

以上の表 3-2-4 のパラメータから、ランデブー・ドッキングに必要な推進薬質量は、152.8[kg]と求めた。軌道遷移のための推進薬質量は 4.9[kg]であるので、合計 157.7[kg]である。ここで、マージンを 20%として、推進薬量を 189.2[kg]とした。

3-3. ドッキング

3-3-1. ドッキング方法

ケプラーにおけるドッキング場所は図 3-3-1 に示すケプラーの底面に存在する円柱部（図 3-3-1 の赤丸部）とした。この円柱部は打ち上げの際にロケットのフェアリングと衛星本体を結合していた部分であり、ミッション遂行のために必要となる機器等が取り付けられていないため、ドッキング部にすることが可能であると考えた。



図 3-3-1 ケプラードッキング部

このドッキング部をドッキング機構の四本の爪により把持，固定することでケプラーと本衛星をドッキングする。図 3-3-2 に機構の概略図を示す。図 3-3-2 中の橙円がドッキング部であり，四本の爪が矢印方向にそれぞれ動くことで把持を行う。

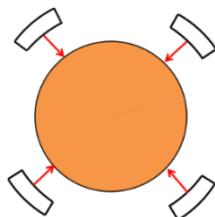


図 3-3-2 ドッキング機構概略図

3-3-2. ドッキング機構

ドッキング機構の四本の爪の動作にはスクロールチャックに使用されている機構を用いる。図 3-3-3 にその機構を示す。スクロールチャックは、渦巻き（スクロール）状の溝を持つカムが内蔵されておりベベルギアを回転させることでいくつかの爪を同時に開閉することができる機構である。

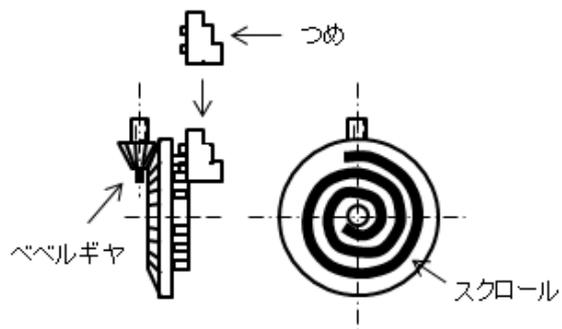


図 3-3-3 スクロールチャックの機構^[5]

3-4. 姿勢制御

3-4-1. 外乱トルク

本衛星は、リアクションホイールの故障によりセーフモードになっているケプラーの姿勢制御を回復するための衛星である。しかし、本衛星のリアクションホイールを、ケプラーの姿勢制御システムに組み込ませることは、ケプラーがそのための機構を備えていないことから困難と思われる。そこで、本衛星の姿勢制御システムのみで、ケプラーとのドッキング後の姿勢制御を行うこととする。

3-4-2. 外乱トルク

本衛星はケプラーとドッキングし姿勢制御を行う。ゆえに、衛星のドッキング機構に加わる力を知るために、本衛星、ケプラーを含めた全体に発生する外乱トルクを知る必要がある。そこで、ケプラーと本衛星がドッキングした後に発生する最大外乱トルクを計算した。

まず、外乱トルクを計算するために、ケプラーと本衛星がドッキングした後の形状を簡略化し、

図 3-4-1 の様なモデルを定義する．その寸法を表 3-4-1 に示す．

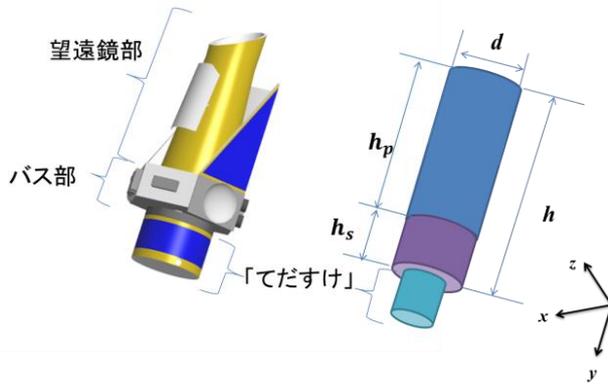


図 3-4-1 ドッキング後の 3D モデル(左)と計算モデル(右)

表 3-4-1 モデルの寸法

全高 h [m]		4.7
直径 d [m]		2.7
望遠鏡部	高さ h_p [m]	3.911
	質量 m_p [kg]	478.0
バス部	高さ h_s [m]	0.789
	質量 m_s [kg]	574.4

外乱トルクには，太陽輻射圧トルク，重力傾斜トルク，磁気トルク，空力トルクがある．求めた各外乱トルクの計算結果を表 3-4-2 に示す．尚，今回のミッションは太陽周回軌道のため，空力トルクは十分値が小さく無視できるものとした．

表 3-4-2 外乱トルクの計算結果

太陽輻射圧トルク τ_s [Nm]	8.797×10^{-5}
重力傾斜トルク τ_g [Nm]	5.219×10^{-10}
磁気トルク τ_e [Nm]	1.200×10^{-9}
合計 τ_d [Nm]	8.797×10^{-5}

3-4-3. アクチュエータの選定

リアクションホイールは，発生トルクが前節で計算した外乱トルクの合計よりも大きい値となること，また最大蓄積角運動量は外乱トルクがすべて同じ方向に作用する最悪ケースのときに蓄

積される角運動量 H より大きい値となる必要がある．蓄積角運動量 H は以下の式で計算できる^[6]．

$$H = \tau_d \times [\text{アンローディング周期 } s] \quad (3-4-1)$$

アンローディング周期を 4 時間と仮定すると，蓄積角運動量 H は $1.21[\text{Nm}\cdot\text{s}]$ となる．リアクションホイールは発生トルク，最大蓄積角運動量ともに条件を満たすものを選定した．

姿勢制御方式はケプラーと同じくゼロモーメント方式を採用し，冗長性を持たせるため，リアクションホイールは 4 基搭載する．ホイールのアンローディング用のアクチュエータにはスラストを使用する．

3-4-4. 搭載センサ

姿勢決定は，高い精度が要求されるためジャイロベース姿勢決定を行う．そのために，3 軸の角加速度を観測するためのジャイロセンサを 3 個，その角速度を補正するために恒星センサを 2 個用いることにする．また，太陽方向を観測するために，粗太陽センサを 8 個用いることにする．

3-5. チャック把持力推算

ケプラーと本衛星が外れないようなチャックの把持力を算出する．軌道上で受ける外乱トルク及びケプラーの太陽電池パネルを常に太陽に向けるための回転（ロール方向回転）について考えた．

3-5-1. 外乱トルク

軌道上において外乱トルク τ_d が生じた際，ケプラーの姿勢を維持しようとする本衛星と，ケプラーとのドッキング部には，以下の図 3-5-1 のような O 点まわりの力が生じると考えられる．このとき，外乱 F_d の大きさが爪とドッキング部による静止摩擦力 F_s 以下になるよう把持力を設定すれば，外乱トルクにより外れることはない．

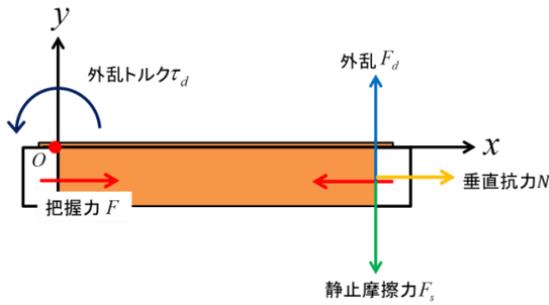


図 3-5-1 外乱トルクによる力

よって、外乱 F_d 、静止摩擦力 F_s は、外乱トルク $\tau_d = 8.797 \times 10^{-5}$ [N・m]、ドッキング部の直径 $D = 0.8763$ [m]^[7]、静止摩擦係数 $\mu_s = 0.8$ ^[8] として計算すると、

$$F \geq \frac{F_d}{\mu_s} = \frac{1.007 \times 10^{-4}}{0.8} = 1.259 \times 10^{-4} \text{ [N]}$$

となるので、外乱トルクに対し、 1.259×10^{-4} [N] 以上の力で把持すれば外れてしまうことはないと考えられる。

3-5-2. 衛星の回転による力

次に、ドッキング部がスリップしてしまわないような把持力を算出する。このときの回転軸はケプラーの円筒面に対して垂直方向（ロール回転）とする。ケプラーは、常に太陽電池パネルを太陽に向けるために、1/4 周期で 90[deg] 回転している。よって、本衛星は、1/4 周期ごとに 90[deg] 回転する制御を行う必要がある。図 3-5-2 に衛星を回転させた際に生じる力を示す。

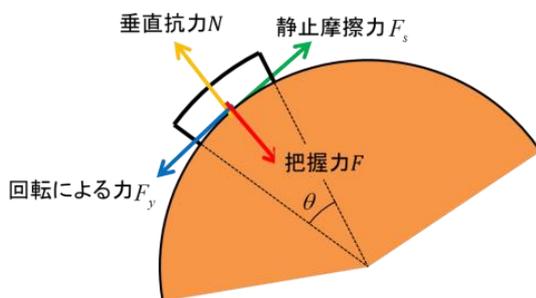


図 3-5-2 衛星を回転させる際に生じる力

衛星を 90[deg] 回転する姿勢制御を 3 日間の時間をかけて行くと仮定すると、このときの角速度

は $\omega = 6.06 \times 10^{-6}$ [rad/s] である。この角速度に達するまで 1[s] の時間を要するとしたとき、角加速度の値は $\alpha = 6.06 \times 10^{-6}$ [rad/s²]、本衛星とケプラーのドッキング後の慣性モーメントは以下の図 3-5-3 に示したような円柱形として計算すると $I = 1044$ [kg・m²] となる。表 3-5-2 に計算に用いたパラメータを示す。ここで本衛星の質量はランデブー・ドッキング後であるので、乾燥質量である。



図 3-5-3 ドッキング後の計算モデル

表 3-5-1 計算に用いたパラメータ

	質量[kg]	半径[m]
ケプラー	1071	1.35
てだすけ	212.2	0.8

このときのトルク τ_y は、

$$\tau_y = I\alpha = 6.33 \times 10^{-3} \text{ [N・m]}$$

である。よってこのときの回転力の大きさ F_y は、

$$F_y = \frac{2\tau_y}{D} = \frac{2 \times 6.33 \times 10^{-3}}{0.8763} = 1.44 \times 10^{-2} \text{ [N]}$$

となる。この値が静止摩擦力 F_s 以上になれば良いので、静止摩擦係数を $\mu_s = 0.8$ とすると、

$$F \geq \frac{F_y}{\mu_s} = \frac{1.44 \times 10^{-2}}{0.8} = 1.80 \times 10^{-2} \text{ [N]}$$

となり、回転による力に対しては 1.80×10^{-2} [N] 以上の力で把持すれば外れてしまうことはないと考えられる。

以上より、より大きな力が必要な回転方向の力を把持できることを基準とし、チャック把持力 F は 1.80×10^{-2} [N] 以上と設定する。

円筒と爪の接触面積 $A [m^2]$ は、円筒の高さ h が $0.07[m]$ ^[7]、接触する円弧部分を円筒円周の $1/18$ ($\theta=20[\text{deg}]$) としたので、

$$A = 2\pi r \times \frac{1}{18} \times h = 1.07 \times 10^{-2} [m^2]$$

と求まる。ゆえに爪がかかる圧力 $P [N/m^2]$ は、

$$P = \frac{F}{A} = \frac{1.80 \times 10^{-2}}{1.07 \times 10^{-2}} = 1.68 [N/m^2]$$

と求まる。よって、機構のそれぞれの爪に圧力センサを用い、爪のかける圧力が $1.68 [N/m^2]$ 以上になった時にチャックの動作を停止し、その位置でラッチをすることで爪を固定する。

4. 結論

本論では、リアクションホイールの故障により 3 軸姿勢制御が不可能となり、運用中止が議論されているケプラー宇宙望遠鏡を対象にドッキングを行い、自身のリアクションホイールを用いてケプラーの姿勢制御を回復させる衛星「てだすけ」を提案した。ドッキングイメージを図 4-1 に示す。



図 4-1 ドッキングイメージ

今回の提案は「てだすけ」の制作が短期間で終了し、ドッキングまでにケプラーが二次故障を起こさないということを前提として考えられている。「てだすけ」を姿勢制御回復の方法の一つとして考える際、ドッキング対象の衛星が二次故障を起こすまでの時間が重要になる。衛星の設計段階において、リアクションホイールが故障した場

合、二次故障を起こすまでに「てだすけ」がドッキングできるかどうか検討し、できないのであれば姿勢制御系の多重設計を、できるのであれば「てだすけ」の汎用性のない部分の設計を行う、という使い分けを考えることが必要になる。「てだすけ」の今後の課題としては汎用性のある部分を増やし、設計制作にかかる時間的及び金額的コストを削減することが挙げられる。

最後に、本提案がドッキングを前提としていない衛星の姿勢制御の回復を行うために、姿勢制御のみを受け持つ衛星をドッキングする方法のモデルケースとなり、今後、様々な衛星に適応可能な、汎用性のある姿勢制御回復のための一つの方法となることを願う。

参考文献

- [1] NASA Kepler News.
<http://kepler.nasa.gov/news/nasakeplernews/index.cfm?FuseAction=ShowNews&NewsID=272>
(参照:2013-07-01)
- [2] 茂原正道, 鳥山芳夫共著. “衛星設計入門” 初版, 培風館, 2002 年, P.148.
- [3] JPL HORIZONS Web-Interface.
<http://ssd.jpl.nasa.gov/horizons.cgi>
(参照:2013-07-01)
- [4] 室津義定. “機械システム入門シリーズ 3 宇宙工学の基礎 I 宇宙航行力学” 初版, 共立出版株式会社, 1993 年, PP.145-150, P.164
- [5] 治工具の使い方 Web ページ.
<http://www.natuo.com/zikougunitukaikatameinno18.htm> (参照:2013-06-27)
- [6] 衛星設計コンテスト技術資料(平成 13 年度改訂版)
- [7] Delta II Payload Planners Guide.
http://www.ulalaunch.com/site/docs/product_cards/guides/DeltaIIPayloadPlannersGuide2007.pdf
(参照:2013-6-27)
- [8] 機械要素ザ・バイブル Web ページ.
<http://www.labnotes.jp/pdf2/friction.pdf>
(参照:2013-6-27)