



ISSN 1349-113X
JAXA-SP-07-020

宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA Special Publication

低推力・連続加速を用いた宇宙ミッションに関する研究会論文集

2008年2月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

序 文	國中 均	
はやぶさ探査機のイオンエンジンによる深宇宙動力航行	國中 均	1
JAXA 静止衛星における低推力軌道制御運用	堀井道明・土性裕彦・森茂 博 馬場内隆男・内田雅士	7
静止衛星の軌道運用の実際 Biprop スラスタによる軌道制御ストラテジについて	前野安伸	13
リアルタイム静止軌道推定の実用化試験	川瀬成一郎	17
新凍結軌道による超低高度衛星の軌道保持	歌島昌由・野田篤司	23
低推力連続加速軌道のダイナミクスに関するいくつかの話題	山川 宏	33
低推力を用いた編隊飛行制御の解析	山田克彦	39
低推力を用いた編隊飛行制御の応用	吉河章二	49
Research and Development of Electric Propulsion Thrusters in Japan	小紫公也	57
導電性テザーのダイナミクスとその応用例について	河本聡美・池田哲平・大川恭志 西田信一郎・北村正治	69
原子力電気推進システムの提案	中島秀紀・永田英隆・三好 誠 小谷優介・山本直嗣・梶村好宏	77
宇宙重力波望遠鏡 DECIGO	安東正樹・川村静児 DECIGO ワーキンググループ	83
フォーメーションフライトを使った硬X線広天走査観測衛星	常深博・小型衛星 FFAST ワーキンググループ	89
低推力・連続加速による低軌道 InSAR ミッションの提案	児玉哲哉	99

序 文

電気推進の宇宙利用はもはや常識となっています。静止衛星には、「こだま」や「きく8号」のように、比推力500秒から3,000秒までの各種スラスタが南北制御に応用されています。さらに、全電化宇宙機や静止軌道投入など高度化がなれつつあります。また、深宇宙への進出にあつては、小惑星探査機「はやぶさ」のイオンエンジンによる動力航行にてその潜在的能力が示されました。今後は、大気抵抗や太陽輻射圧を補償して、超低高度へのアクセスやドラッグフリーへの応用が期待されます。また、木星や水星に届く超遠距離航行を可能にすることでしょう。そして、月・火星有人ミッションやSPS建設を支える宇宙物資輸送へと繋がっていくはずです。

電気推進が特徴とする高比推力性は、利用できる宇宙電力の制限から低推力・連続加速という性質を同時に伴います。このことは、それまでのインパルスに準拠した軌道計画・設計法とは次元の異なる新しい技術を誘導します。例えば、EP Δ VEGA やスーパーシンクロナス軌道、月オートキャプチャーなどです。軌道維持や目標到達までに長時間を要するので、衛星運用現場にあつては、軌道計画→軌道変換→軌道決定→評価→再計画という運用サイクルが発生します。実務の再履行性・再試行性という新たな戦術を獲得できることと平行して、運用の煩雑性が増加します。後者に関しては、地上作業の自動化や宇宙機の自律化にて緩和されて行くことでしょう。

1つの技術進歩は、別の領域の発展を促します。そして相互に同期した進捗なくして、技術の総合である宇宙活動の拡大はありえません。今後の技術発展や宇宙利用の進展を目指すため、この分野に関わる研究者・技術者と宇宙ミッションユーザーが一同に会して、技術交流や意見交換を行う研究会を、2007年11月2日（金）、東京国際フォーラムにて開催し、100名を越えるご参加を頂きました。本報告書は、研究会にて発表された講演を収録するものです。今後の宇宙技術の発展に本書が貢献できることを期待します。

2008年2月

宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部

川口淳一郎

國中 均

はやぶさ探査機のイオンエンジンによる深宇宙動力航行

國中 均*

Deep Space Powered Flight of Hayabusa Asteroid Explorer by Ion Engines

By

Hitoshi Kuninaka*

Abstract : The Hayabusa spacecraft rendezvoused with the asteroid Itokawa in 2005 after the powered flight in the deep space by the $\mu 10$ cathode-less electron cyclotron resonance ion engines for two years. Though the spacecraft was seriously damaged after the successful soft-landing and lift-off, the xenon cold gas jets from the ion engines rescued it. New attitude stabilization method using a single reaction wheel, the ion beam jets, and the photon pressure was established and enabled the homeward journey from April 2007 aiming the Earth return on 2010. The total accumulated operational time of the ion engines reaches 31,400hours at the end of October 2007. One of four thrusters achieved 13,400-hour space operation.

概 要

日本独自のシステムとして、長寿命・高信頼を特徴とするマイクロ波放電式イオンエンジンが開発され、「はやぶさ」小惑星探査機の主推進に応用された。2年間の深宇宙動力航行の末、2005年に小惑星へのランデブーに成功し、着陸・離陸を実行した。複数の故障に見舞われたが、残る機能を駆使し2010年の地球帰還に向けて、イオンエンジンによる復路軌道変換を実施中であり、帰路の途上にある。2007年10月現在、イオンエンジンの総積算作動時間は3万1千時間、発生軌道変換量1700m/sに達しているが、推進性能および推進剤残量は十分に余力を残している。

I. Introduction

Four $\mu 10$, the cathode-less electron cyclotron resonance ion engines, propelled the Hayabusa asteroid explorer, launched in May 2003, which is focused on demonstrating the technology needed for a sample return from an asteroid, using electric propulsion, optical navigation, material sampling in a zero gravity field, and direct re-entry from a heliocentric orbit. It rendezvoused with the asteroid Itokawa after the deep space flight in two years with a delta-V of 1,400m/s, 22kg of xenon propellant consumption and 25,800hours of the total accumulated operational time of the ion engines. Though it succeeded in landing on the asteroid on November 2005, the spacecraft was seriously damaged. It delayed the Earth return in 2010

* Professor, Department of Space Transportation Engineering, Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency, kuninaka@isas.jaxa.jp

from the original plan in 2007. Reconstruction on the operational scheme using remaining functions and newly uploaded control logic made the Hayabusa leave for Earth in April 2007. This paper reports the recent status of the Hayabusa space mission.

II. Hayabusa Asteroid Explorer and Microwave Discharge Ion Engines

Spacecraft

The Hayabusa space mission aims to retrieve surface material of the asteroid to Earth. Total launch mass of the spacecraft is 510kg including hydrazine fuel 67kg. Figure 1 shows its configuration, including the pair of stowed solar cell paddles(SCP), which can generate 2.6kW electrical power at 1 AU from Sun. The high gain antenna (HGA) is mounted on the upper surface of the body. The SCP and HGA have no rotational or tilt mechanisms. The ion engine system (IES) is mounted on the side panel perpendicular to the z-axis, with which the HGA aperture is aligned. At high bit rate communication with 8 kbps, the spacecraft orientates the HGA towards Earth without IES firing. In cruise mode, the spacecraft orients the SCP face toward Sun in order to generate electrical power and rotates its attitude around the solar direction to steer the thrust direction of the IES. Three reaction wheels (RW) control the attitude of spacecraft.

Ion Engines

The cathode-less microwave discharge ion engines have the technological features as follows:

- 1) Xenon ions are generated using ECR (electron cyclotron resonance) microwave discharge without solid electrodes, which in conventional ion engines are the critical parts and the cause of flaking leading to electrical grid shorts. Thus, the elimination of the solid electrodes makes the ion engine more durable and highly reliable.
- 2) Neutralizers are also driven using ECR microwave discharge. The removal of the hollow cathodes releases IES from heater failures and hollow cathode emitter performance degradation due to oxygen contaminating the propellant, as well as air exposure during satellite assembling.
- 3) A single microwave generator simultaneously feeds the ion generator and the neutralizer. This feature reduces the system mass and simplifies control logic.
- 4) DC power supplies for ion acceleration have been reduced to 3. This feature also has the advantage of making the system lighter and requiring simpler operational logic.



Fig.1 Hayabusa asteroid explorer



Fig.2 Microwave discharge ion engine

- 5) The electrostatic grid system is fabricated from a carbon-carbon composite. The clearance between the grids is kept stable regardless of the temperature since there is no thermal expansion. This prolongs the life of the acceleration grid due to the low sputtering rate against the xenon ions. Low wettability of carbon seldom causes electrical shorts between the grids.

The $\mu 10$ ion engine with 10cm effective diameter was developed for in order to dedicate to the Hayabusa space mission. The ground qualification schemes are described in detail in Refs. 1, 2, 3, and 4. Figure 2 shows the operation of the ion engine in the laboratory. Four $\mu 10$ are installed on the Hayabusa spacecraft, and three of them can generate thrust simultaneously. The dry mass of IES is 59kg including a gimbal and a propellant tank, which was filled with xenon propellant 66kg. A single $\mu 10$ is rated at 8mN thrust, 3,000sec Isp, and 350W electrical power consumption so that the Hayabusa spacecraft is accelerated 4m/s per a day by the maximum thrust 24mN.

III. Flight Chronology in Outward Journey

Figure 3 shows the flight chronology of the Hayabusa asteroid explorer on the total accumulated operational time and the remaining propellant. The following sections explain the history of the Hayabusa in the space flight.

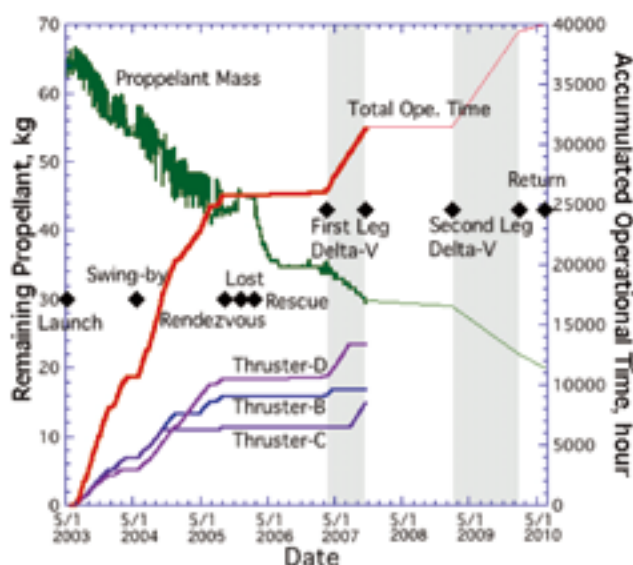


Fig.3 Flight chronology of the Hayabusa

Outward Journey

The Hayabusa asteroid explorer was launched in May 2003. Since July IES have been continuously accelerating the Hayabusa, which reached a distance of 0.86 AU from Sun in February 2004 and 1.7 AU from Sun in February 2005. These distances are the farthest that an electric propulsion system has yet attained in the solar system. Depending on the solar distance IES was operated between 250W and 1.1kW in electrical power. The Hayabusa succeeded in rendezvousing with the asteroid Itokawa in September 2005 after a 2-year flight, producing a delta-V of 1,400m/s, while consuming 22kg of xenon propellant and operating for 25,800hours. Reference 5 reports the details of the space operation on IES.

Proximity Operation

The Hayabusa executed the scientific observation⁶ staying around the asteroid in September and October 2005. And in November it succeeded twice touchdowns on the asteroid. Figure 4 is the snapshot taken by the Hayabusa and shows the

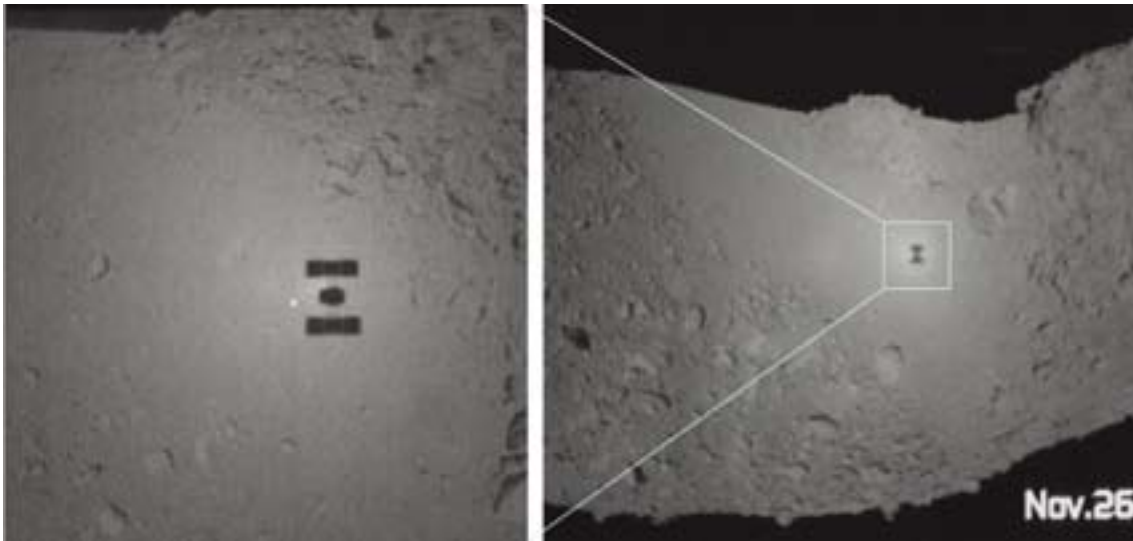


Fig.4 Shadow of Hayabusa on the asteroid surface

surface of the asteroid and the Hayabusa's shadow on it at the touchdowns. The target marker, which was dropped in the previous approach, was seen as a bright spot illuminated by a flash of the Hayabusa in it.

Rescue

During the proximity operation with the asteroid the Hayabusa lost the functions of two of three reaction wheels. And just after the lift-off from the asteroid a fuel leak disabled the function of the RCS thrusters and disturbed to control the attitude of spacecraft. Then the Hayabusa was missing on December 8,2005. It is believed that the Hayabusa without electrical power and all of active controls caused serious nutation motion, which was attenuated to simple spinning by fluid friction of liquefied xenon in the main tank. Revolution motion in the heliocentric space gradually made Sun shine on SCP so that the Hayabusa recovered electrical power as seen in Fig.5. A set of commands from Earth initiated the Hayabusa again and established the beacon communication on January 23,2006 fortunately. The cold gas jets from the canted neutralizers generated enough torque over several tens micro newton meter to control the attitude of spacecraft due to long torque arm

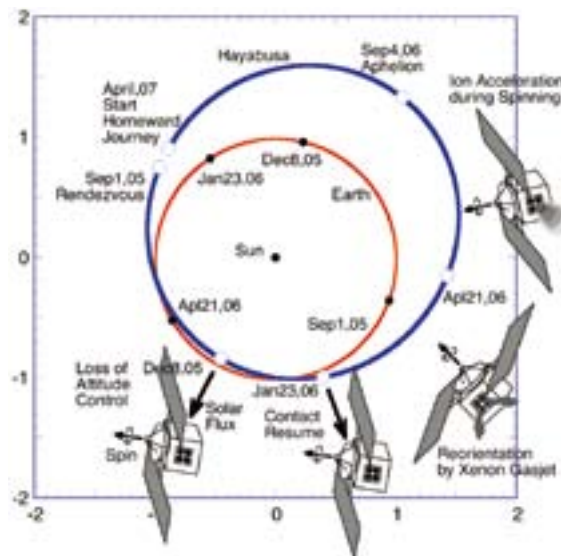


Fig.5 Rescue sequence of Hayabusa due to the orbital motion

and rescued the Hayabusa. The combination of torques from four neutralizers and the timing on the spin cycle enabled to control of the attitude of spacecraft on three axes. Successful reorientation of the spin axis toward Sun and Earth restored the microwave telemetry data with high bit rate on February 25, 2006. On April the checkout operation revealed the wholesome of IES for the ion acceleration. From January to June in 2006 the rescue operations consumed 9kg xenon propellant in the cold gas jets. Figure 3 shows the profile of the propellant consumption and indicates the remainder 35kg, which is enough for the homeward journey to Earth by the electrical-powered IES.

Hibernation

In order to watch and wait for the homeward journey from 2007 the Hayabusa hibernated in the way of the spin attitude stabilization from July 2006 to February 2007. The ion thrust from IES spun down the Hayabusa from 1rpm to 0.2rpm by continuous operation during 3 days on May 2006. And the Hayabusa automatically made the spin axis track toward Sun by mean of the photon pressure torque without any propellant consumption. Because the center of gravity on the spacecraft does not meet with the action point of the solar pressure, the lean attitude against Sun results in the torque, which is devoted to track toward Sun. Then the Hayabusa saved enough propellant for the homeward journey.

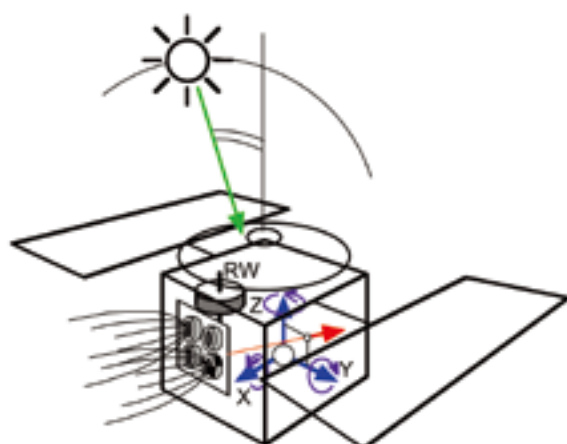


Fig.6 Attitude control by means of RW, IES thrust vector control and photon pressure torque.

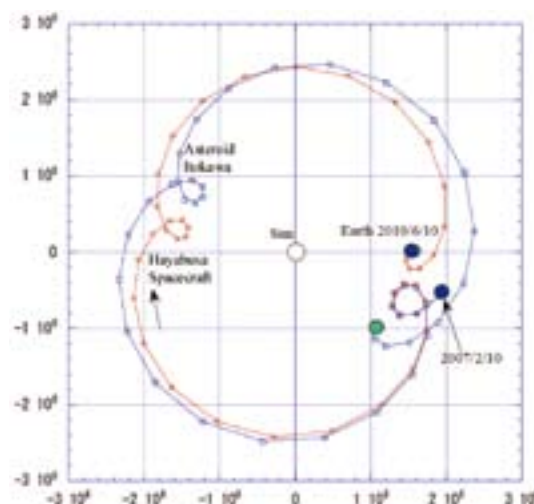


Fig.7 Orbit plan to Earth

Homeward Journey

In order to execute the homeward journey the non-spin attitude control scheme using the RW-Z, IES thrust vector control and the photon pressure torque was established. The only available reaction wheel RW-Z, which is set along the z-axis as seen in Fig.6, takes a biased momentum of the spacecraft. The thrust vector control of IES by the gimbal can actively generate torques around the y- and z-axes. The IES torque around the z axis is dedicated to unload the RW-Z. After the test operation the Hayabusa spacecraft left the asteroid for Earth in April 2007. By the end of October IES achieve the total accumulated operational time 31,400 hours and total delta-V 1,700m/s. One of four thrusters, which has been most frequently used, reaches 13,400hours in space operation. The Hayabusa will come back Earth in 2010 after two revolutions around Sun as seen in Fig.7. For the return trip IES is requested 8,000-hour operation and 400m/s delta-V.

IV. Summary

The Hayabusa space mission is focused on demonstrating the technology needed for a sample return from an asteroid and was launched in May 2003. Four $\mu 10$, the cathode-less electron cyclotron resonance ion engines, which were developed by the Electric Propulsion Laboratory ISAS/JAXA, propelled the Hayabusa asteroid explorer. It reached a distance of 0.86 AU from Sun in February 2004 and 1.7 AU from Sun in February 2005. These distances are the farthest that an electric propulsion system has yet attained in the solar system. Depending on the solar distance IES was operated between 250W and 1.1kW in electrical power. It succeeded in rendezvousing with the asteroid Itokawa in September 2005 after a 2-year flight, producing a delta-V of 1,400m/s, while consuming 22kg of xenon propellant and operating for 25,800hours. After a series of scientific observations the Hayabusa landed on and lifted off the asteroid in November 2005. Though the spacecraft was seriously damaged after the successful proximity operation, the xenon cold gas jets from the ion engines rescued the Hayabusa. The new attitude stabilization method using a single reaction wheel, the ion beam jets, and the photon pressure was established and enabled the homeward journey aiming the Earth return on 2010. The total accumulated operational time of the ion engines reaches 31,400hours at the end of October 2007.

References

-
- ¹ Kuninaka, H. and Satori, S., "Development and Demonstration of a Cathode-less Electron Cyclotron Resonance Ion Thruster", *Journal of Propulsion and Power*, Vol.14, No.6, November/December 1998, pp.1022-1026.
 - ² Funaki, I., Kuninaka, H., Toki, K., Shimizu, Y., and Satori, S., "Development of Microwave Discharge Ion Engine System for Asteroid Sample and Return Mission MUSES-C", *Journal of Space Technology and Science*, Vol.13, No.1, 1999, pp.26-34.
 - ³ Funaki, I., Kuninaka, H., Toki, K., Shimizu, Y., Nishiyama, K., and Horiuchi, Y., "Verification Tests of Carbon-Carbon Composite Grids for Microwave Discharge Ion Thruster", *Journal of Propulsion and Power*, Vol.18, No. 1 January/February 2002, pp.169-175.
 - ⁴ Kuninaka, H., Nishiyama, K., Funaki, I., Shimizu, Y., Yamada, T., and Kawaguchi, J., "Assessment of Plasma Interactions and Flight Status of HAYABUSA Asteroid Explorer Propelled by Microwave Discharge Ion Engines", *IEEE Transaction of Plasma Science*, Vol.34, No.5, October 2006, pp.2125-2132.
 - ⁵ Kuninaka, H., Nishiyama, K., Funaki, I., Yamada, T., Shimizu, Y., and Kawaguchi, J., "Powered Flight of Electron Cyclotron Resonance Ion Engines on Hayabusa Explorer", *Journal of Propulsion and Power*, Vol.23, No.3, May-June 2007.
 - ⁶ Fujiwara, A., Kawaguchi, J., Yeomans, D.K., Abe, M., Mukai, T., Okada, T., Saito, J., Yano, H., Yoshikawa, M., Scheeres, J., Barnouin-Jha, O., Cheng, A.F., Demura, H., Gaskell, R.W., Hirata, H., Ikeda, H., Kominato, T., Miyamoto, H., Nakamura, A.M., Nakamura, R., Sasaki, S., and Uesugi, K., "The Rubble-pile Asteroid Itokawa as Observed by Hayabusa," *Science*, Vol.312, No.5778, June 2006, pp.1330-1334.

JAXA 静止衛星における低推力軌道制御運用

堀井 道明*, 土性 裕彦*, 森 茂博*, 馬場内 隆男**, 内田 雅士**

Low Thrust Orbit Maneuver Operations for JAXA Geostationary Satellites

By

Michiaki HORII*, Hirohiko DOSHO*, Shigehiro MORI*, Takao Babauchi**
and Masashi UCHIDA**

Abstract : Geostationary satellites need yearly velocity increment of 40 ~ 50m/s for the north-south (NS) station keeping. JAXA's recent satellites are adopting low-thrust and high Isp(specific impulse)engines such as DC arc jets and ion engines for the NS station keeping. This paper reports the operation results of such NS maneuvers for the Data Relay Technology Satellite (DRTS) and the Engineering Test Satellite-VIII (ETS-VIII).

Key words : 静止衛星, 南北軌道保持, DC アークジェット, イオンエンジン, DRTS, ETS - VIII

1. はじめに

静止衛星の南北軌道保持は, 年間40~50m/s の速度補正を行うことで達成される. 衛星が大型化すると, このための推進薬量も増加することとなる. 近年 DC アークジェットやイオンエンジンを用い, その高比推力特性を活かした重量効率のよい推進系が採用されている. 本報告では, JAXA において低推力推進系を南北軌道保持に適用した例として, DRTS における DC アークジェットによる軌道保持状況, ETS-VIII におけるイオンエンジンによる軌道保持状況について報告する.

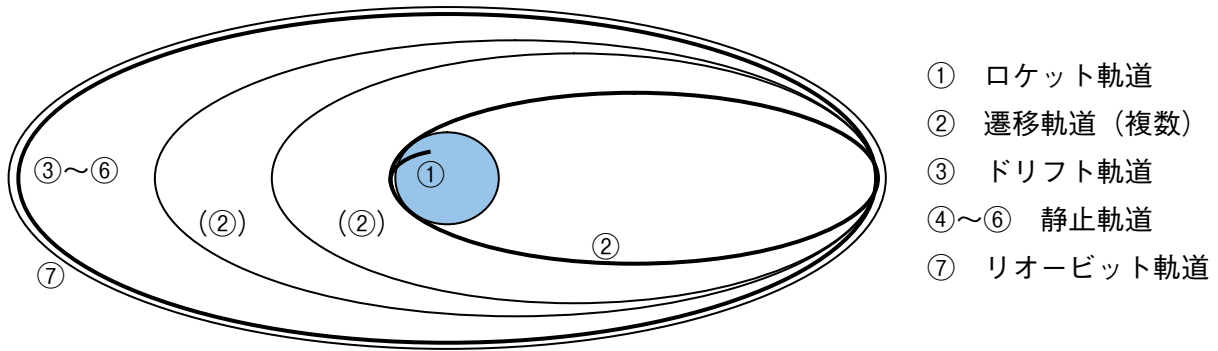
2. 静止衛星の南北軌道保持制御

静止衛星における軌道制御全体を概観して, 南北軌道保持の占める割合を見ることとする. 静止衛星がロケットによって投入される軌道から静止軌道まで移行し (軌道投入), 静止軌道に到達した後の軌道位置を維持し (軌道保持), ミッションを終えた後に静止軌道外への軌道変更 (リオービット) する各軌道運用の全体の模式図を図1に示す.

これらの軌道を移行したり, あるいはそこに留まるための軌道制御量の概略値を表1に示す. これまでの JAXA の静止衛星においては, 低推力・高比推力推進系の出番はこの表中の南北軌道保持にある. 南北保持には, 年間40~50m/s の速度増分を必要とするので, 例えば10年間 (ETS-VIII) だと400~500m/s になる. これを通常の比推力の推進系で運用すると燃料が膨大な量になるのを高比推力効果で抑えようとしている.

* 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)

** 大興電子通信株式会社



- ① ロケット軌道
- ② 遷移軌道 (複数)
- ③ ドリフト軌道
- ④~⑥ 静止軌道
- ⑦ リオービット軌道

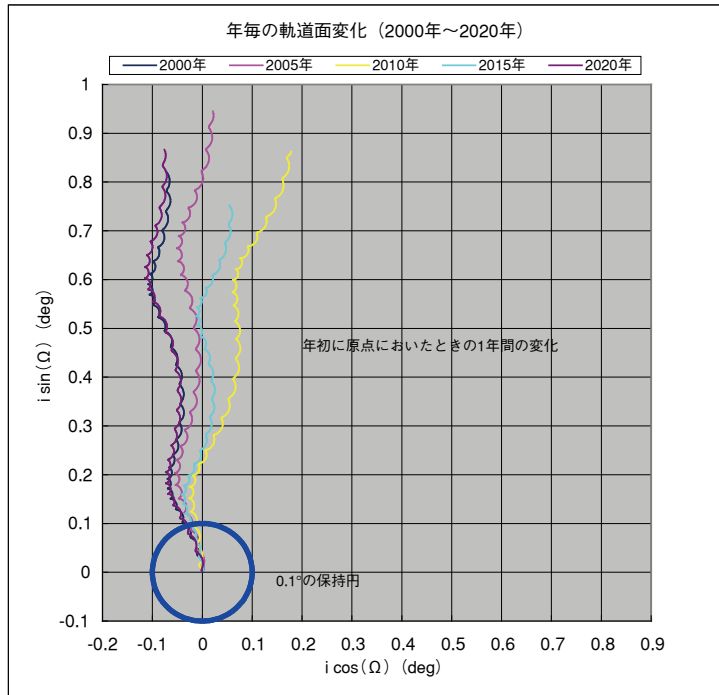
図1 静止衛星の各軌道フェーズ

表1 静止衛星の軌道制御

No	移行軌道	時期	近地点	遠地点	傾斜角	速度	移行速度増分	低推力
①	パーキング軌道	L+ 約12分	250~300km		28.5°	7,750m/s		
②	GTO	L+ 約27分	250km	GEO 高度	28.5°	10,200/1,600m/s	2,400m/s	
③	ドリフト軌道	L+ 約1週間	GEO 高度	〃	0°	3,074m/s	1,800m/s	
④	静止軌道	L+ 1ヶ月	〃	〃	〃	〃	~10m/s	
⑤	東西保持	ミッション期間	〃	〃	〃	〃	~1 (m/s)/年	
⑥	南北保持	ミッション期間	〃	〃	〃	〃	40~50(m/s)/年	○実績
⑦	リオービット	ミッション終了時	GEO+250km	GEO+250km	〃	3,067m/s	~10m/s	

GEO 高度 = 35,786km

南北軌道保持は、月・太陽引力の摂動により軌道面が赤道面からずれてゆくのを抑えるためのものである。万一、そのための軌道制御を行わない衛星があると、その軌道面は、年間1°弱変化し、南北位置の日変動が生じる。この状況を図2に示す。軌道面は赤道面からのずれとして0.1°以内が通常の許容値とされるから、1~2ヶ



年毎の軌道面変化と補正制御量		
年	傾斜角変化	所用 ΔV (m/s)
2000	0.826	44.3
2001	0.856	45.9
2002	0.882	47.3
2003	0.914	49.1
2004	0.938	50.3
2005	0.946	50.8
2006	0.944	50.7
2007	0.944	50.7
2008	0.937	50.3
2009	0.912	48.9
2010	0.881	47.3
2011	0.853	45.8
2012	0.824	44.2
2013	0.787	42.2
2014	0.761	40.8
2015	0.755	40.5
2016	0.76	40.8
2017	0.77	41.3
2018	0.801	43
2019	0.838	45
2020	0.87	46.7

図2 静止衛星の軌道面変化と南北制御の必要性

月程度でこの範囲を逸脱し、軌道保持制御が必要とされる。静止軌道速度3,074m/sより、補正マヌーバ量の軌道面変化への感度は約54 (m/s) /degである。

3. DRTS : DC アークジェットによる南北軌道保持の運用状況

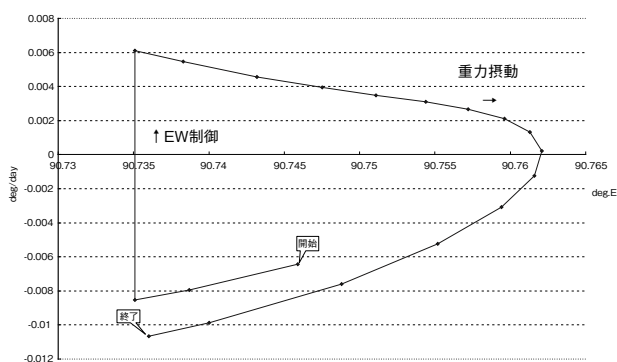
データ中継技術衛星 (DRTS) は、2002年9月に打上げられた静止衛星でその南北保持は表2に示すような性能を有するDCアークジェットを用いて行われる。推力レベルとしては、2本同時噴射で0.5N程度であるから極端な低推力というわけではないが、噴射時間が1回25分に制限されており、各回約0.5m/sの速度増分を発生できる。軌道傾斜角の補正量で言えば約0.01°である。スラスターの配置は北面にあるので、噴射タイミングは1日に1回ある。年間約90回の制御実施を必要とするので、食運用期間を除く30週において週4回の噴射を行う[1]。

表2. DRTSの南北制御機能と運用

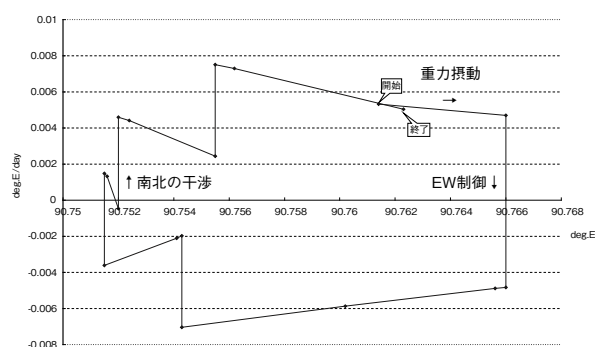
スラスター	性能値	運用
DC アークジェット	F ~250mN Isp ~500sec 2本×2系が北面取り付け。 若干の傾斜により東西干渉。	衛星質量 M ~1,500kg 静止位置 東経90.75度 (制御頻度) 2本を25分間噴射→0.5 (m/s) /回 ≒ 0.01° /回 →約90回/年→ 食期間を除く30週の運用 → 非食期間中は4回/週の噴射 (東西干渉) 東西干渉成分 -0.0144 (m/s) /回→-0.06 (m/s) /週 重力摂動補償量 (静止位置) -0.02 (m/s) /週 差し引き超過 -0.04 (m/s) /週

また、スラスターの取り付けより、東西成分が発生する。その大きさは表2に示すとおり、重力の東西摂動を補償するための量の約3倍になる。従って、DRTSにおいては南北制御を実施している期間において、東西制御は重力摂動を増大させるかのように増速制御を行うというものになる(図3)。運用において、この東西時保持制御はほぼ計画どおりに問題なく実施されている。

DRTSにおいて、DCアークジェットによる南北軌道保持制御の実施状況を図4に示す、左図は軌道面の位相を表している。保持範囲0.1°の内部において2007年6月の1ヶ月間の保持状況を示す。週4回の制御により、十分に狭い領域に保持されていることが分る。右図は、軌道決定値から評価した ΔV 値を単位時間当たり



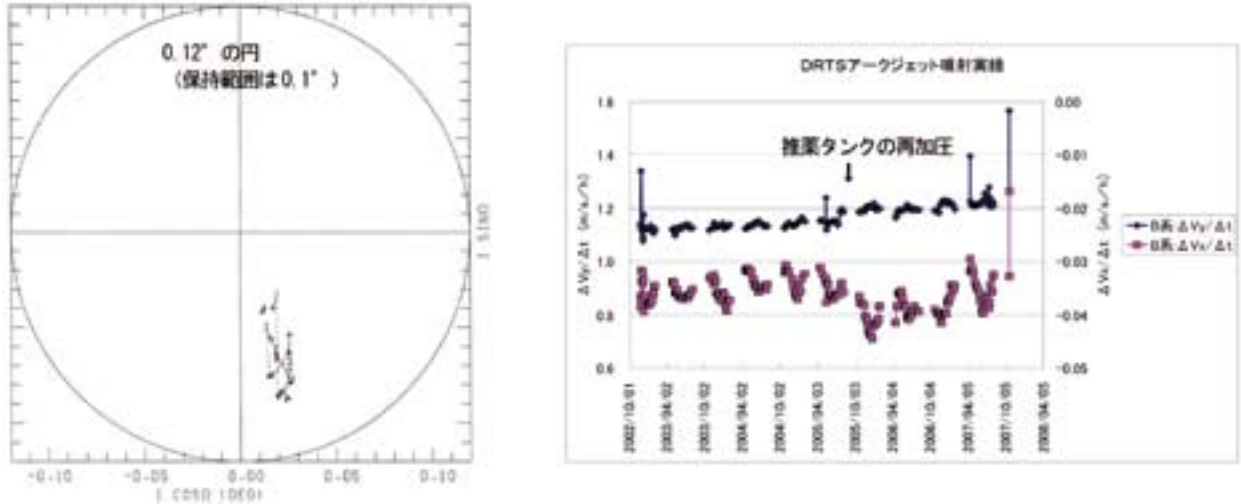
(i) 南北保持非実施時の東西保持サイクル



(ii) 南北保持実施時の東西保持サイクル

図3 DRTSにおける南北保持の東西干渉

規化して表示している。2002年10月から約5年間の実績である。上側グラフは南北成分、下側グラフは東西干渉成分を表している。途中、推進薬タンクの再加圧が実施されているが、その効果も現れており、問題のない運用が行われている。



(i) 1ヶ月間の軌道面保持位相面図 (2007年6月) (ii) 軌道制御量評価 (2002年10月～2007年10月)

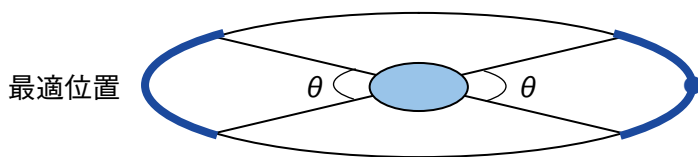
図4 DRTSにおける南北制御の実施状況

4. ETS-VIII：イオンエンジンによる南北軌道保持の運用状況

技術試験衛星Ⅷ型 (ETS-VIII) は、2006年12月に打上げられた静止衛星でその南北保持を表3に示すような性能を有するイオンエンジンを用いて行っている。質量が3トンの衛星に対して推力レベルが0.02Nであるので、低推力と十分に言えるものである。南北に取り付けられているので、1日に2回噴射タイミングがある。噴射時間が1回6時間程度と長時間噴射することで、約0.1m/sの速度増分を発生している。軌道傾斜角の補正量で言えば約0.002°である。年間約450回の噴射回数となるので、運用では2週間1サイクルとしてその間に20回の噴射を行っている。

軌道保持制御の日程配分 (代表パターン)

曜日		月	火	水	木	金	土	日
第1週	東西制御					○	(△)	
	南北制御	○○	○○	○○				○
第2週	東西制御						○	
	南北制御	○○	○○	○○	○	○○	○○	○○



噴射～6時間

$\theta \sim 90^\circ$

効率 $\sin(\theta/2)/(\theta/2) \sim 0.9$

表 3. ETS-VIII の南北制御機能と運用

スラスタ	性能値	運用
イオンエンジン	<p>F ~20mN</p> <p>Isp ~2,200sec</p> <p>1本×2系が南北面取り付け.</p> <p>若干の傾斜により東西干渉.</p>	<p>衛星質量 M ~3,000kg</p> <p>静止位置 東経146° (制御頻度)</p> <p>1本を6時間噴射→0.1 (m/s) /回 ≒ 0.002° /回 →約450回/年 ≒ 約17回/週 →20回/週の運用 (東西干渉)</p> <p>取り付け傾斜により NS : Radial : EW ≒ 80 : 60 : 2.6の比率で速度増分が発生する.</p>

スラスタの取り付けより、イオンエンジン噴射に伴い、半径成分と東西成分が発生する。その大きさは表3に示すとおりである。小さいとは言えない半径成分（地心方向）は、1日2回の制御によって互いにキャンセルする。東西成分については、増速する方向で重力摂動を増加させるかのような効果がある。そのバランスをとるために、軌道半径を平均的に0.5km程度大きくした運用を行う（図5）。運用において、ETS-VIIIの東西時保持制御はほぼ計画どおりに問題なく実施されている。

ETS-VIIIにおいて、イオンエンジンによる南北軌道保持制御の実施状況を図6に示す。左図は軌道面の位相を表している。0.1°の保持円の内部において2007年9月の1ヶ月間の保持状況を示す。2週当たり20回の制御により、十分に狭い領域に保持されている。右図は、軌道決定値から評価したΔV値を単位時間当たり正規化して表示している。2007年3月から5月の実績である。上側グラフは南北成分、下側グラフは東西干渉成分を表している。途中、±5°の範囲で調整できる取り付けのジンバル角調整が実施されているが、軌道保持運用においては問題のない運用が行われている。

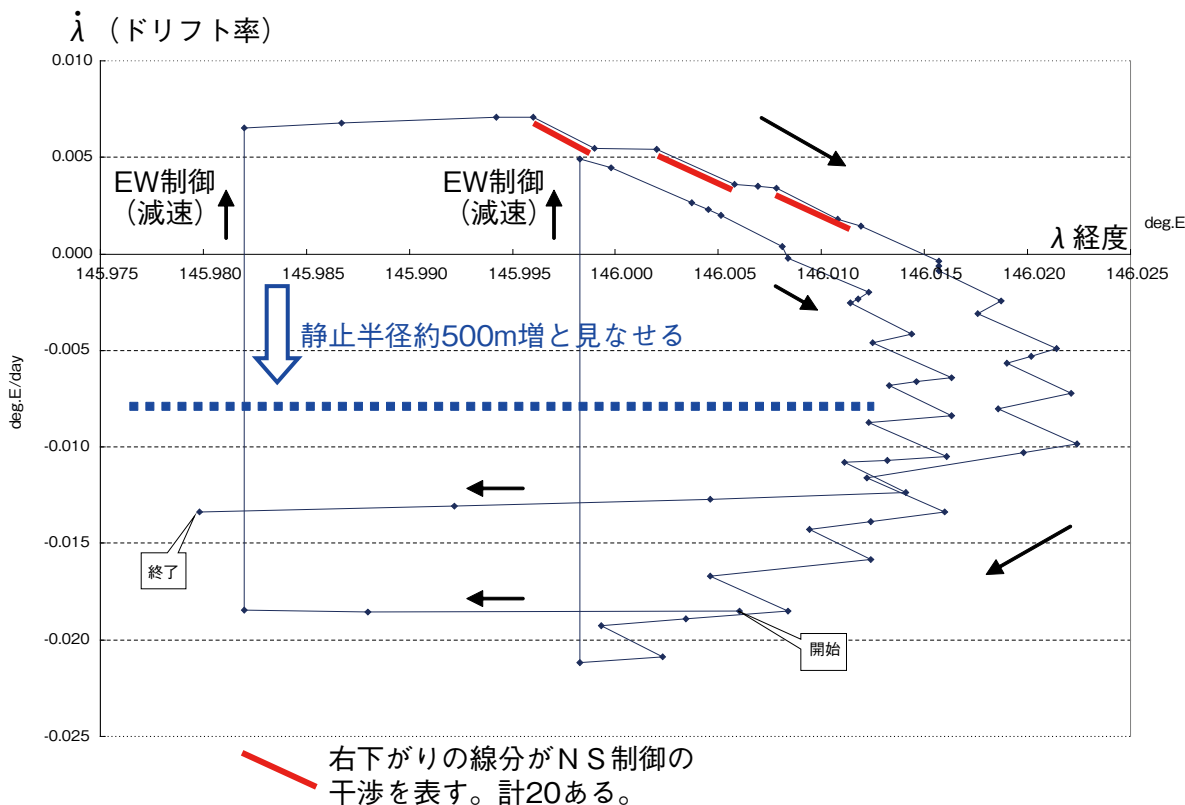
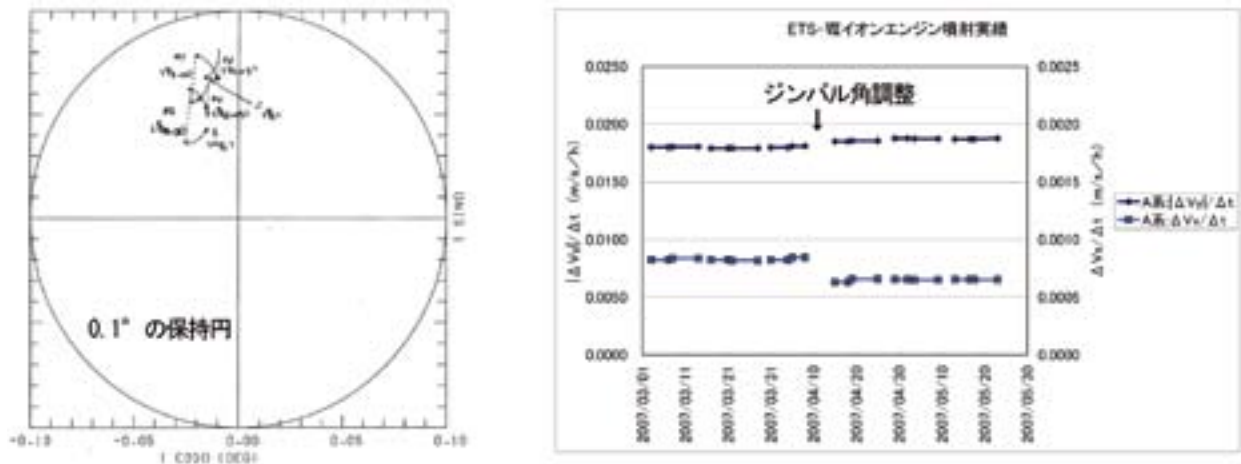


図 5 ETS-VIII において南北制御の干渉を受けた東西保持状況



(i) 1ヶ月間の軌道面保持位相面図 (2007年9月) (ii) 軌道制御量評価 (2007年3月～5月)

図6 ETSにおける南北制御の実施状況

5. おわりに

近年、JAXAにおける静止衛星において採用されている低推力軌道制御の実例として、南北軌道保持運用に採用されているDRTSのアーキジェットによる軌道運用状況、ETS-VIIIのイオンエンジンによる軌道運用状況について報告した。それぞれ、低推力噴射の特徴として高頻度の運用になり、また取り付け各からの東西への干渉も発生するが、 $\pm 0.1^\circ$ の南北および東西保持の規定範囲において問題なく運用されている。今後、2008年の冬期に打ち上げが計画されている超高速インターネット衛星WINDSにおいてもDCアーキジェットによる南北保持が計画されており、これまでの経験をベースに運用を行ってゆく予定である。

参考文献

- [1] 内田, 馬場内, 仁田原, 森, 野中, “データ中継技術衛星 (DRTS) の軌道保持制御”, 計測自動制御学会第20回誘導制御シンポジウム資料, @信州大学, pp.183-190, 2003年10月

静止衛星の軌道運用の実際

Biprop スラスタによる軌道制御ストラテジについて

前野 安伸*¹

Actual maneuver operation of geostationary orbit

By

Yasunobu Maeno*¹

Abstract : The number of spacecraft in geostationary orbit is increasing and the competition of the communication service are also harder than before. In this environment spacecraft operation is need more efficient and cost reduction than before. Not the exception of an orbit control, spacecraft operator has to keep considering more effective maneuver strategy.

In this report, urrent maneuver strategy of Bipropellant thruster satellite is introduced and then a request as spacecraft operator for a new actuator of the electric propulsion is shown.

Key words : Geostationary orbit, maneuver strategy

概 要

通信ビジネスの競争は激しく、商用静止衛星の運用はさらなる効率化及びコスト削減が求められている。軌道運用も例外ではなく、運用の効率化及びコスト削減が必須であり、実際の衛星運用でどのような南北制御ストラテジ及び東西制御ストラテジが採用されているか紹介する。

Biprop スラスタの軌道制御ストラテジは、すでに効率化・コスト削減が進められてきており、今後さらなる最適化を行うためには電気推進などの新しいアクチュエーターの衛星搭載が求められている。

電気推進はさまざまなメリットがある反面、衛星運用の負荷を増加させるデメリットもあり、今後、衛星運用のシステムとして最適化が望まれる。

1. はじめに

近年、商用衛星は、搭載機器の診断・不具合検知・対処を行う自律機能の開発が進み、衛星運用の負荷は軽減される傾向にある。一方、1つのオペレータが運用する衛星数は増加傾向にあり、同一軌道位置で複数衛星を維持するコロケーション技術も一般的な運用となりつつある。その結果、オペレータの衛星運用の負荷は増加する傾向にある。

また、地上通信の技術進歩は目覚しく、衛星通信の競争力を維持するためには、衛星運用はさらなるコスト削減

*¹ 宇宙通信株式会社 (Space Communication Corporations)

が求められている。軌道運用も例外なく効率化及びコスト削減が求められているが、Biprop スラスタを搭載した静止軌道の軌道運用は、古典的な軌道運用の制御戦略が採用され大きな変化は見られていない。

このような背景のもとで、実際の軌道運用がどのように行われ、衛星運用としてどのような要求があるのか以下に報告する。

2. 南北軌道制御戦略

衛星の軌道傾斜角は、太陽・月等による摂動を受け0.9~0.95度/年で増加する。このため定期的に南北軌道制御で軌道傾斜角ベクトルを制御することで衛星を保持範囲内に維持することができる。図1に軌道制御を実施しない場合の軌道傾斜角ベクトルの軌跡を示す。図中の赤円は衛星の軌道傾斜角ベクトルの保持円を示し、青線が軌道傾斜角ベクトルの軌跡である。

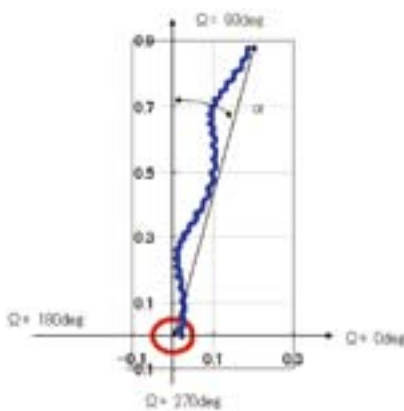


図1 軌道傾斜角ベクトルの軌跡

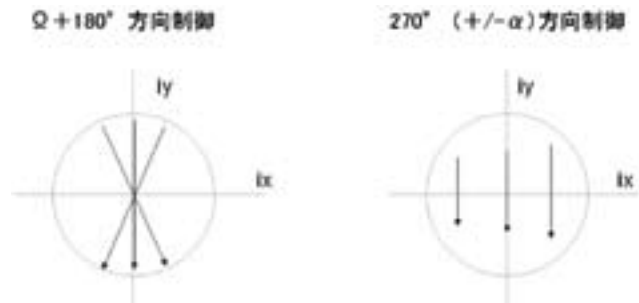


図2 南北制御方向

軌道傾斜角ベクトルを制御する南北制御戦略は、その制御方向により $\Omega + 180^\circ$ 方向と $270^\circ (+/- \alpha)$ 方向の2種類がある。図2に南北制御戦略の制御方向の違いを示す。 $\Omega + 180^\circ$ 方向は、軌道傾斜角ベクトルの変化方向と反対方向に制御することで次回の保持円逸脱までの期間を最長にすることができる。一方、 $270^\circ (+/- \alpha)$ 方向は、軌道傾斜角ベクトルの長周期変化方向（年平均）のみを制御する。短周期変化を制御しないことで、軌道制御量を減らすことができ衛星の推薬寿命を延ばすことができる。

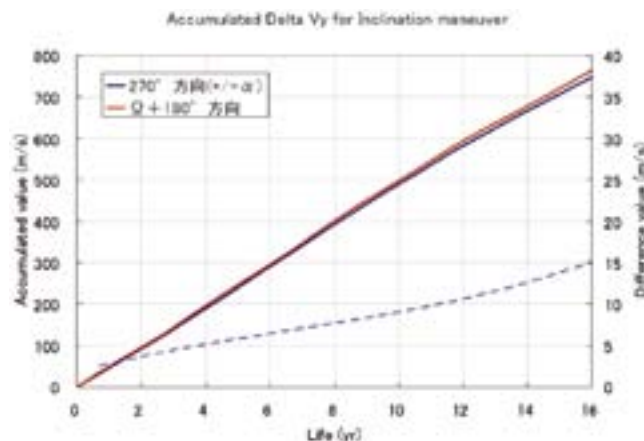


図3 南北制御戦略の累積制御量の比較

2種類の南北制御ストラテジの累積制御量を図3に示す。両者の制御量の差は、衛星寿命10年が経過した時点で約9 m/sとなり、累積制御量500m/sに対し2%程度の制御量の節約を実施することができる。

衛星の寿命末期（EOL）近辺では、1ヶ月当たりの南北制御量は約3 m/sであり、上記9 m/sは衛星寿命の約3ヶ月分に相当する。衛星寿命1ヶ月 = 1億円と仮定した場合、コスト削減効果は約3億に相当する。

このため、実際の衛星運用では、南北制御ストラテジとして 270° （ $+/-a$ ）方向の制御が広く利用されている。

3. 東西軌道制御ストラテジ

東西制御ストラテジは周期により、不定期型と定期型の2種類に分けられる。図4に周期による東西制御の違いを示す。不定期型は、離心率の周期変動による経度の日変動を考慮し東西制御日を決定するため、制御間隔を保持範囲の境界近辺まで長くとることができる。一方、定期型は、離心率の周期変動による経度の日変動を ΔLe の固定とし、残りの経度 ΔLd で保持範囲を考える。経度の日変動を固定とすることで、平均経度で経度保持を考慮ことができ、軌道制御周期を固定することができる。衛星数が増加すると複数衛星の軌道制御日が重なり作業人員増を招く場合があるが、予め衛星の軌道制御の曜日を固定することで作業人員増が回避できるため、実際の衛星運用では定期型が広く利用されている。

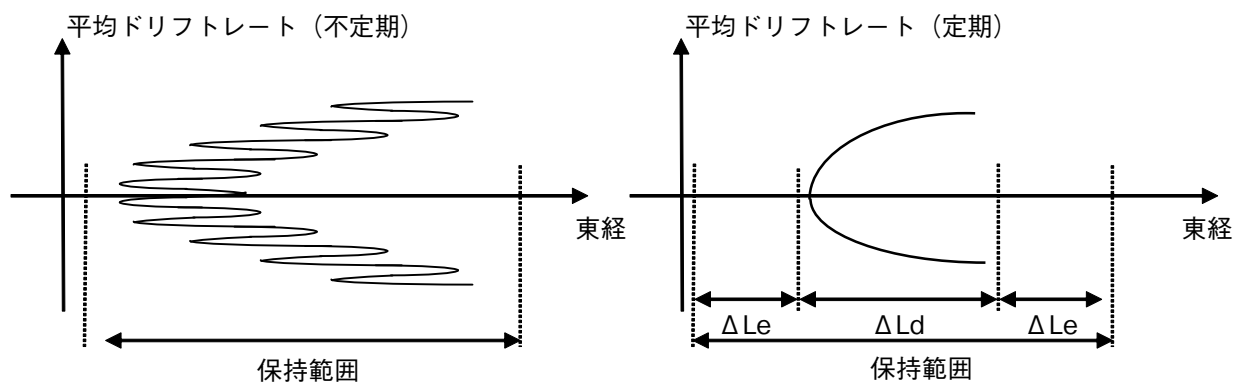


図4 東西制御ストラテジの制御周期の違い

しかしながら、実際の東西制御日は定期型を選択した場合でも南北制御中に発生する外乱成分により変化する。外乱成分は、南北制御量と南北制御中の太陽電池角度に相関を持ち周期的に変化する。図5に南北制御と東西制御の関係、図6に南北制御の外乱成分の例を示す。

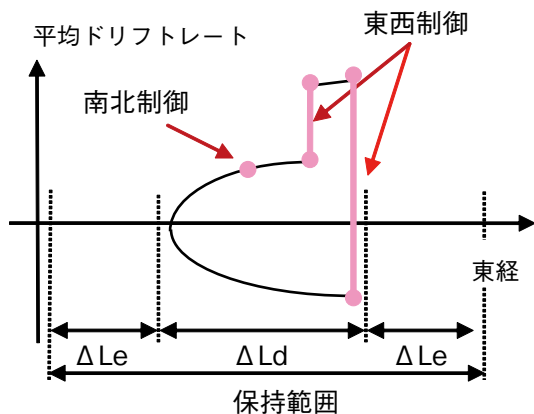


図5 南北制御と東西制御の関係

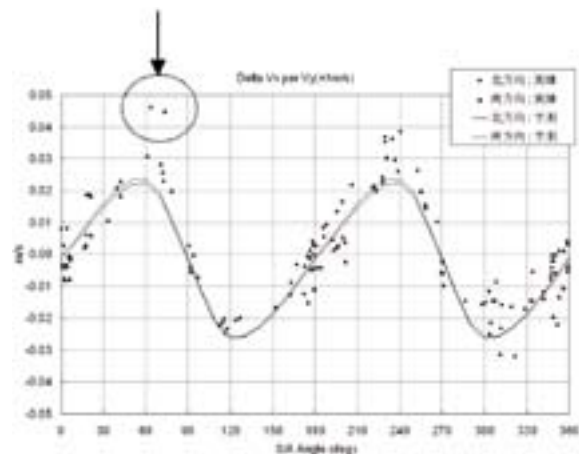


図6 南北制御の外乱成分

南北制御の外乱成分は地上試験等により予測値が得られているが、軌道上では予測値から大きな差が発生する可能性がある（図6の「↓」の箇所）。このため、実際の軌道運用では、数年の軌道上データを蓄積し南北制御の外乱成分を予測する。このような外乱成分の予測と東西制御計画時に次回南北制御の外乱成分を考慮することで、東西制御日が固定できるようにしている。

4. これからの軌道制御

Biprop スラスタによる軌道制御戦略は、南北・東西ともにほぼ確立されており、衛星運用の効率化・コスト削減の新たな改善法は報告されていない。今後さらなる衛星運用の効率化・コスト削減を検討する上では、Biprop スラスタから電気推進への転換が一つの選択と考えられる。

電気推進は、軌道制御誤差が小さく再現性が高いため、軌道制御計画を立案する上で制御誤差による経度・緯度マージンを小さく取れるメリットがある。また、電気推進を軌道制御・姿勢制御の両方に活用できる可能性があり、消費推薬の点では、比推力が大きく衛星の搭載燃料を減らすことができ、打ち上げコストを低減できる可能性がある。一方、衛星運用の作業では、軌道制御時間が長時間となり他の CMD 作業が長時間できないなどのデメリットがある。

今後、電気推進を用いた軌道制御戦略はさらなる改善が見込まれ、衛星運用の効率化・コスト削減が期待できるであろう。

5. むすび

電気推進など新しい機器の開発・実用化により衛星も Biprop スラスタから新しい時代に変わりつつある。商用の衛星運用は、通信ビジネスの競争の中、常に効率化とコスト削減が要求されている。このような環境において、衛星は、安全性はもとより衛星、地上局、運用を含めた全体としての効率化・コスト削減が要求されている。

リアルタイム静止軌道推定の実用化試験

川瀬成一郎*¹

Real-Time Estimation of Geosynchronous Orbit: Performance Test

By

Sei-ichiro Kawase*¹

Abstract : Real-time orbit estimation has proved practical for a satellite that uses electric thrusts twice a day for geosynchronous station keeping. Range data are collected at two ground stations and are input to a Kalman filter to estimate the longitude/latitude position of the satellite. The filter shows a transitional residual over a hundred meters after each thrusting and then converges quickly. This residual provides the monitoring of thruster actions. Orbit estimation results agree with optical observations to a few milli-degrees, thus proving sufficient accuracy for geosynchronous orbits.

Key words : Communication satellite, Electric propulsion, Overcrowded orbit, Kalman filter

概 要

電気推進を1日に2回作動させて静止軌道を保持している衛星を対象に、リアルタイム軌道推定を試みた結果、実用可能との判断を得た。2か所の地球局において測距データを毎時間取得し、カルマンフィルタ処理により衛星の現在緯度経度を推定する。衛星が推力を発生した後に100m台の残差を過渡的に示すことを除いてフィルタは安定しており、過渡的残差は推力が発生したことの確認情報として働く。軌道推定の結果を校正用の光学観測と比較したところ、1千分の数度で一致がみられ、静止衛星の軌道推定として十分な精度であることが確認できた。

1. はじめに

静止軌道で運用する衛星は、摂動力のはたらきによって徐々に軌道が変化するので、その変化を元に戻して所定の軌道位置を保つように、定期的に軌道を修正しなければならない。軌道を修正するためには事前に軌道推定が必須で、静止衛星の軌道推定における在来的な手法としては、地球局での測距データを1日ないし2日にわたって収集し、それを一括処理して軌道要素を求めるのが標準的であった [1]。

ところが静止衛星のなかに、電気推進を用いて軌道修正をおこなうものが見られるようになった。電気推進は推力が小さいから、軌道の修正を頻繁におこなわなければならない。その結果、測距データを収集している1日ないし2日の間に軌道修正が何度も発生するようになると、在来的な一括処理形式による軌道推定はむずかしくなる。この問題に対処するには、軌道推定を一括処理から逐次処理の形式に改めるのがよい。具体的には軌道推

*¹ 情報通信研究機構 (NICT)

定をフィルタリングによってリアルタイムにおこなうことになる [2].

リアルタイムな軌道推定には別の効用がある。静止軌道で運用する衛星の多くは通信衛星であるが、通信衛星の数は年々増え続けていて、軌道が混雑する傾向にある。その結果、衛星どうしが互いに隣接して運用するようになれば、軌道の修正や保持を適切におこなわないと衛星どうしが接近しすぎる恐れがある [3]。衛星の軌道をいつでもリアルタイムに推定できるなら、そのような問題の緩和に役立つ。

電気推進には衛星を長寿命にするという利点があることから、静止衛星への導入が進んでいくであろう。また、軌道の混雑化はさらに進むと予想される。従って今後、リアルタイムな静止軌道推定には二重の意味で需要がある。このような背景のもとで、リアルタイム軌道推定について試験をおこない、実用的な観点から評価した結果について以下に報告する。

2. 試験の環境

軌道推定の対象としたのは商用放送衛星 MBSAT で、衛星は東経144度付近に静止して、地上の移動体に向けた放送サービスをおこなっている。衛星は電気推進を用いて 1 日に 2 回、軌道修正のための速度変更 (ΔV) を発生する。1 回の ΔV は 1 時間ないし 1.5 時間のあいだ継続し、NS および EW の修正をおこなう。

衛星の管制局は茨城県と山口県に置かれ、各局では継続的に毎時 1 回の割合で測距をおこなう。測距は標準的なトーン測距によるもので、1 回の測距は 5 分間をかけて 10 点のデータを取得する。それを平滑化して 1 点に集約したデータを逐次、軌道推定フィルタに入力することによって、リアルタイム推定を試みた。各局での測距は互いに重ならないようにタイミングを違えてあるので、測距データは平均して 30 分に 1 点の割合で取得される。測距データの実例を図 1 に示す。

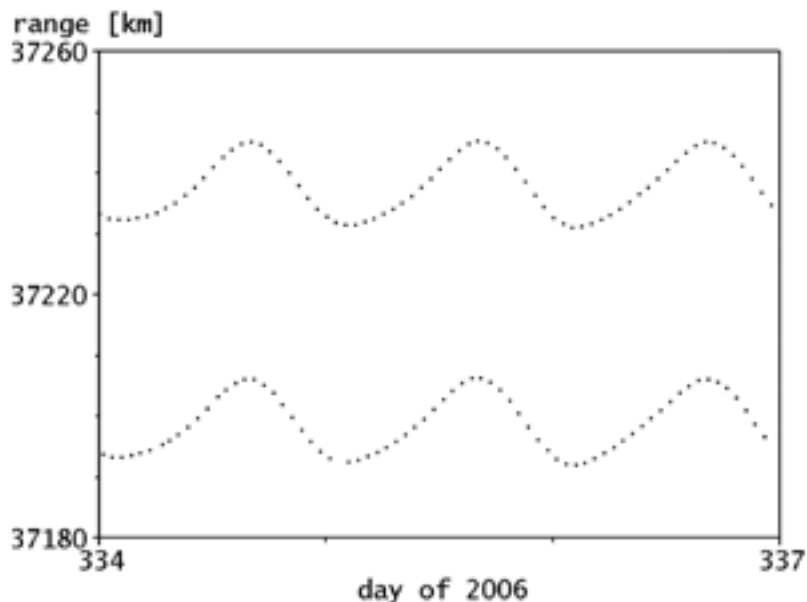


図 1 測距データ例。2 局での測距を 1 点ずつ交互に表す。

MBSAT 衛星はモバイル放送株式会社が所有し、測距を含む運用管制は宇宙通信株式会社が実施し、軌道推定フィルタは独立行政法人情報通信研究機構が試作した。リアルタイム軌道推定の試験は以上 3 者による共同研究として実施された。

3. 軌道推定フィルタ

図1に示した測距データの1点が取得される都度、推定フィルタはそれを受け付けて、その時点での軌道を推定する。フィルタは以下のように構成した。

衛星の軌道運動を表す力学モデルには、月と太陽の引力、12次までの地球重力ポテンシャル、および太陽輻射圧力を考慮する。太陽輻射に関しては衛星を等方的な球状と仮定し、質量対断面積比を未知パラメータとおく。推定すべき状態量は、慣性座標における衛星の位置と速度、および質量対断面積比を合わせた7次元ベクトルになる。状態ベクトルの伝搬は上記の力学モデルによって数値的におこなうが、その内、2体問題に相当する部分はケプラー解析解を採用し、摂動部分だけを数値積分する Encke の方法を用いた。状態遷移に関連する偏微分行列を得るためには、2体問題部分に関しては Shepperd アルゴリズム [4] を用い、太陽輻射圧パラメータに関する部分については数値積分を用いた。観測量は30分ごとに受け付ける測距データ、すなわちスカラー量となる。観測モデルは、各地球局の座標にもとづいて幾何学的に算出する距離として定め、その距離を衛星の位置座標で偏微分したものを観測行列とする。このように、フィルタを構成する各要素は標準的な定め方にならう。

さて、衛星による ΔV の発生について、ここでは次のように対応する。 ΔV を予定する時間帯には衛星の加速度にランダムなノイズが発生すると想定することによって、 ΔV の発生を考慮する。具体的には、状態推定誤差の共分散行列 P を更新する際に、加速度ノイズを表す共分散行列 Q を加算することによって、衛星の速度に変化が生じ得るものと想定する。しかし状態ベクトルを伝搬させるさいに、 ΔV による軌道変化を計算に入れることはしない。つまり ΔV の効果をプロセスノイズとして扱うこととした。行列 Q の対角要素は発生する ΔV の大きさに対応するので、NS 成分に対応する $Q_{6,6}$ を大きく、EW 成分に対応する $Q_{4,4}$ と $Q_{5,5}$ を小さく与え、それ以外の要素は零とする。具体的な $Q_{4,4}$ 、 $Q_{5,5}$ 、 $Q_{6,6}$ の値については、フィルタリング実行時に調整して与えるのがよい。

上記のように、力学モデルに ΔV の効果を入れないとの方針をとれば、フィルタには ΔV の予定時間帯を与えるだけでよく、 ΔV の計画値を逐一入力する煩雑さが省かれて、フィルタコードも簡略にすむという利点がある。この利点のほかに、より積極的な利点があるが、それは後で改めて示す。

フィルタリングのための状態更新および観測更新は非線型をとまなうから、推定フィルタは拡張カルマンフィルタとして構成され、UD 分解アルゴリズム [5] にならってコード化した。フィルタリング開始時の初期状態は、衛星が理想的な静止軌道にある状態とする。本フィルタのコードは開発済みの軌道推定フィルタ [6] と共通する部分が多い。

4. 軌道推定の実行例

リアルタイム推定を実行して得られた衛星の位置を、地球上における経度・緯度に換算して、図2と図3に示す(図中の“ranging/KF”)。あわせてフィルタリングにおける残差を図4に示す。フィルタリングを開始してから0.5日までの間は残差が大きいが、それはフィルタが収束するまでの初期応答を表す。図2と図3では、初期応答を除去して表示を見やすくするように、開始後0.5日の時点でフィルタを初期までいったん戻してから再実行した結果を表示した。衛星が1日に2回、 ΔV を発生して軌道を変えた後には、残差が一時的に増大し、それに応じてフィルタは軌道の変化に追従する。プロセスノイズを与えることによって、 ΔV の発生後にはフィルタが真の状態に追従しやすくなり、実際に ΔV 発生から2時間以内にフィルタは収束する。このような追従性を得るように、 ΔV の発生を予定する時間帯である1.5時間の間には、観測更新サイクルの30分間に RMS で 1 m/s の速度変化が NS 方向に生じ得るものとして $Q_{6,6}$ の値を与え、また RMS で 0.1 m/s の速度変化が EW 方向に生じ得るものとして $Q_{4,4}$ 、 $Q_{5,5}$ の値を与えた。これらの値は、フィルタの追従応答をみながら調整した結果、衛星が実際に発生する ΔV の値に比べて大きく与えられている。

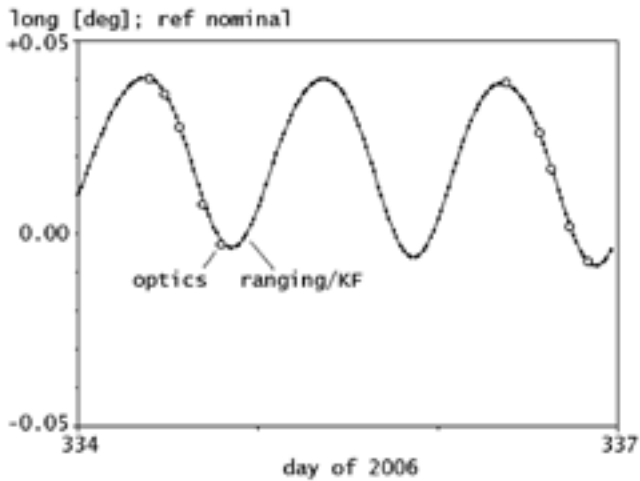


図2 衛星経度の推定 (公称経度を基準)

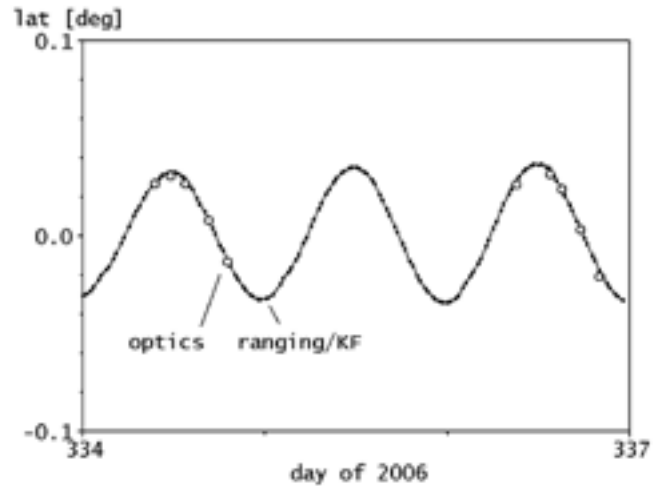


図3 衛星緯度の推定

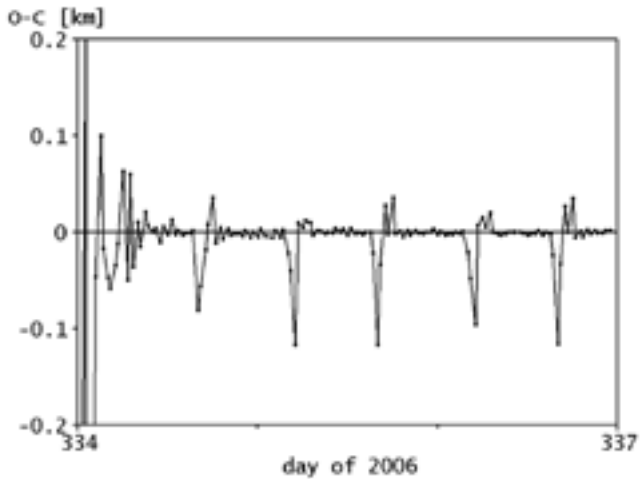


図4 フィルタリング残差

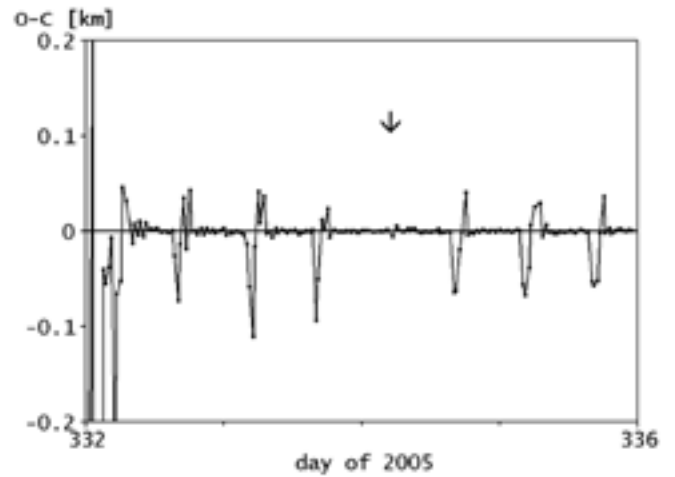


図5 フィルタリング残差

図5に示したのは別の時期における軌道推定の例で、ここでは図中の「↓」の箇所で予定を変えて ΔV を休止した。このとき残差の一時的増大は現れない。このように残差を見ることで、実際に ΔV が発生したか否かを判定できる。これに対し、もしも状態ベクトルの伝搬において ΔV による軌道変化を計算にいれていたなら、残差は違った現れ方を示す。 ΔV を休止したときは一時増大が現れるし、 ΔV を実行したときでもなにかの残差増大が現れるであろう。したがって ΔV の発生について明確な判定はできなくなる。 ΔV の実行状況は当然ながらテレメトリによって監視されるべきものだが、 ΔV 発生による効果を図4、図5のように軌道力学にもとづいてただちに監視できることは、衛星の管制運用において実用的な価値がある。

5. 推定精度の検証

測距データの取得期間中に、並行して光学観測をおこなったので、それを参照比較することで軌道推定の精度を検証した。光学観測は図4に示す望遠鏡によって衛星をとらえ、その視位置を背景の恒星に準拠して求める。図5は観測画像の例で、衛星を地球上に投影したときの緯度・経度がグリッド状に表示され、精度0.001度で衛



図4 口径35cm 望遠鏡
(NICT 鹿島宇宙技術センター)

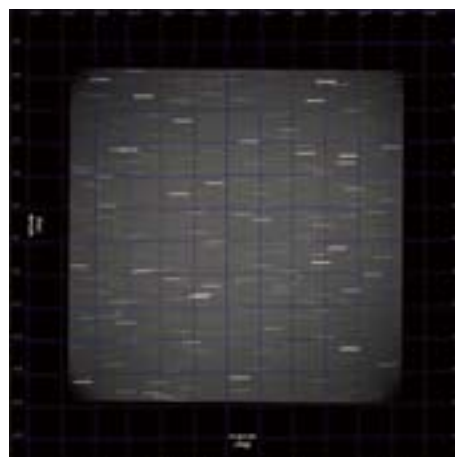


図5 光学観測画像例

星位置を直読できる [7]. 光学観測による衛星の緯度経度を、図2および図3に記入して比較したところ（図中の“optics”）、1千分の数度まで一致した。図4において、 ΔV の発生後に生じる過渡現象の時間帯、つまり残差が一時的に増大している時間帯を読みとって、その時間帯における光学とフィルタリングの一致度を図2と図3にて確かめると、一致度に特別な差はみられない。つまり ΔV の発生にともなうフィルタの過渡応答が、推定の精度を低下させることはないとしてよい。静止衛星の軌道位置保持という観点からみると、軌道推定フィルタリングは十分な精度をもつことが確認された。

6. むすび

2か所の地球局による測距をカルマンフィルタ処理することで、静止軌道上の衛星位置を十分な精度でリアルタイム推定できることが示された。あらかじめフィルタに与える情報は ΔV の予定時間帯だけでよく、 ΔV の計画値を逐一与える必要はない。フィルタリングの残差は ΔV 発生の際的な力学的な確認情報として働く。電気推進によれば、頻繁な ΔV の実行にともなう管制運用の緊張を避けられないが、 ΔV の実行後ただちに力学的な確認情報が得られることは、その緊張を緩和する効果があろう。軌道の混雑化にともなう管制運用の緊張についてもまた、リアルタイム軌道推定によって緩和される効果があろう。

謝 辞

本試験研究は、モバイル放送株式会社、宇宙通信株式会社、独立行政法人情報通信研究機構の共同研究として実施しているもので、共同研究の実施に尽力いただいた関係各位に感謝します。精度検証用の光学観測データを提供いただいた情報通信研究機構 高橋正昭研究員に感謝します。

参考文献

- [1] Soop, E.M.: Handbook of Geostationary Orbits, Kluwer, Dordrecht, 1994, Chapter 8.
- [2] Pocha, J.J.: An Introduction to Mission Design for Geostationary Satellites, Reidel, Dordrecht, 1987, pp. 190-196.
- [3] Chobotov, V.A. and Johnson, C.G. “Effects of satellite bunching on the probability of collision in geosynchronous orbit”, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.31, pp.895-899, 1994.

- [4] Shepperd, S.W. "Universal Keplerian state transition matrix", *Celestial Mechanics*, Vol.35, pp.129-144, 1985.
- [5] 片山 徹, 応用カルマンフィルタ, 朝倉書店, 東京, p.133, 1989.
- [6] 川瀬成一郎, "電波干渉計による静止衛星追尾と軌道推定フィルタリングの開発", 電子情報通信学会論文誌 B, Vol. J89-B, pp.1104-1111, 2006.
- [7] 高橋正昭, 梅原広明, 川瀬成一郎, "静止衛星の光学観測 1", 電子情報通信学会宇宙航行エレクトロニクス研究会技報 SANE2003-111, pp.23-26, 2004.

新凍結軌道による超低高度衛星の軌道保持

歌島 昌由*, 野田 篤司*

Orbital Maintenance of Super Low Altitude Satellite by New Frozen Orbit

By

Masayoshi UTASHIMA* and Atsushi NODA*

Abstract : This paper studies an orbital maintenance of a satellite with the altitude of about 180km by the thrust of ion engines. Current earth observation satellites adopt the frozen orbit in which the altitude profile for one orbital period is almost fixed. The drag-free system could cancel the air drag and realize the frozen orbit. The installation of the drag-free system, however, causes a complicated and expensive satellite system. Therefore, we studied different methods and found an excellent orbit in which the mean eccentricity vector was kept constant by only adjusting the thrust of the ion engine in the interval of one orbital period. We call it “New Frozen Orbit.” Furthermore, the “new frozen eccentricity vector” is positively stable, and then the mean eccentricity vector autonomously converges to the “new frozen eccentricity vector” and is kept there only by maintaining the mean altitude.

Key words : Frozen Orbit, Ion Engine, Air Drag, Mean Eccentricity Vector

1. はじめに

地球観測衛星の軌道として、高度700km程度の太陽同期準回帰軌道が主に使われている。光学カメラの分解能は高度に反比例して向上し、SARの所要電力は高度の3乗に比例して減少する等のため、高度を下げる事は地球観測衛星にとって、大きな利点がある。

一方、高度を大きく下げると大気抵抗が指数関数的に大きくなるため、ヒドラジン・スラスタによる軌道保持では所要燃料が増え過ぎて実質的に軌道保持は困難となる。しかし、最近の電気推進系の進歩により、大気抵抗が非常に大きい200km付近の高度でも、衛星を年オーダーで飛行させる事が可能となってきた [1]。但し、原子状酸素が衛星材料を劣化させる恐れが有り、検討が必要である。

本論文では、高度約180kmの太陽同期軌道をイオン・エンジンにより保持する事を考える。従来の地球観測衛星は、軌道1周の高度変化がほぼ固定される凍結軌道 [2] を採用している。Drag-Freeシステム [1] を使えば、衛星が受ける摂動は地球重力ポテンシャルの非球対称項のみとなり、従来の凍結軌道を実現できる。しかし、Frag-Freeシステムの搭載は、衛星システムを複雑にし、コスト増の要因となる。

そこで我々は、別の方法を検討した。その結果、軌道1周単位の推力調整を行なって平均高度を保持するだけで、従来の凍結軌道に似た高度変化が固定される（平均離心率ベクトルが変化しない）軌道が実現できる事を見

* Systems Engineering Office, Mission Design Support Group, JAXA

出した。我々は、それを「新凍結軌道」と名付ける。この新凍結軌道では、「新凍結離心率ベクトル」と名付けた一定の平均離心率ベクトルが実現される。新凍結離心率ベクトルは、従来の凍結離心率ベクトルが中立安定だったのに比べて、正の安定性を持つと言う大きな利点がある。そのため、イオン・エンジンで平均高度を保持するだけで、平均離心率ベクトルは自動的に新凍結離心率ベクトルに収束し保持される。

2. 新凍結軌道

2.1節で新凍結軌道の基本概念を述べ、2.2節で軌道1周の間に遭遇する大気密度の偏りの影響を述べる。

2.1. 基本概念

J_2 、 J_3 項と大気抵抗の存在の下で、一定推力の連続噴射により平均軌道長半径を一定に保った場合に得られる新凍結軌道の基本概念を述べる。

平均離心率ベクトル平面の速度場

初めに、平均離心率ベクトル平面における速度場を説明する。 $e \times \cos \omega$ をx軸に、 $e \times \sin \omega$ をy軸にした平面が離心率ベクトル平面であり、 e 、 ω 共に、摂動による短周期変化を除いた平均要素を用いたものが、平均離心率ベクトル平面である（図1参照）。

図1の黒の速度場は、 J_2 、 J_3 項によるもの。点Aは従来の凍結離心率ベクトルである。黒の速度場は、点Aからの半径に比例した大きさの速度を持つ。一方、赤の速度場は、大気抵抗による速度場である。離心率が存在すると、近地点で大きな大気抵抗を受け、遠地点で小さな大気抵抗を受ける。その差のため、軌道は円に近づく。つまり、平均離心率ベクトルは、原点に向かう向きの速度場を持つ。速度の大きさは平均離心率が大きいほど大きい。

新凍結軌道の平均離心率ベクトルの存在領域

図1の2つの速度場の合成場において、速度がゼロになる可能性のある領域に、新凍結軌道の平均離心率ベクトルが存在し得る。 J_2 、 J_3 項による黒矢印と大気抵抗による赤矢印の方向が一致し、向きが反対になる領域が新凍結離心率ベクトルの可能領域であり、図2の線分AOを直径とする青の半円がそれである。青の半円上の任意の点Bは、原点から円Aへの接線の接点であり、 J_2 、 J_3 項による速度と大気抵抗による速度は、方向が同じで向きが逆になっている。このような点において、二つの矢印の大きさが一致すれば、その接点は新凍結離心率ベクトルとなる。

2つの矢印（速度）の大きさの変化

次に、青色の円弧に沿って、2つの速度の大きさの変化を検討する。その結果を図3に示す。

太陽活動極大期において平均離心率ベクトルが点Aの時の「速度 by Air Drag」を1.0とすると、点Oにおける「速度 by J_2 、 J_3 項」は約0.7である。円弧上を点Aから点Oに進むと、「速度 by Air Drag」は1.0から0.0に単調減少し、

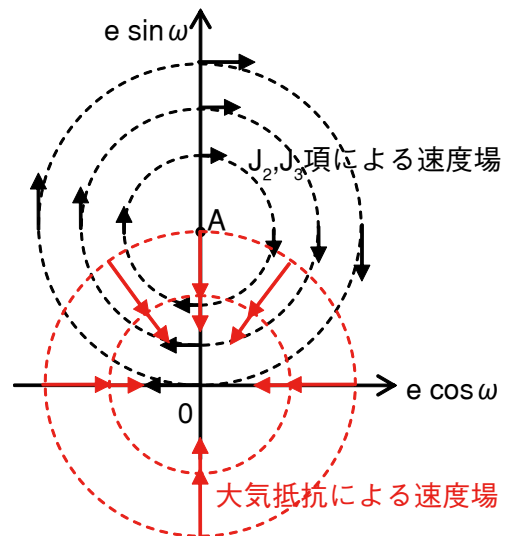


図1 平均離心率ベクトル平面の速度場

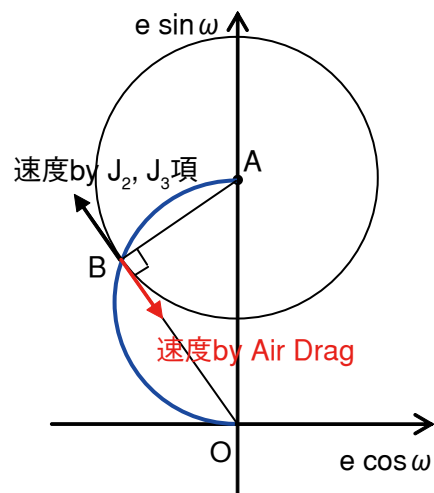


図2 新凍結離心率ベクトルの存在可能域

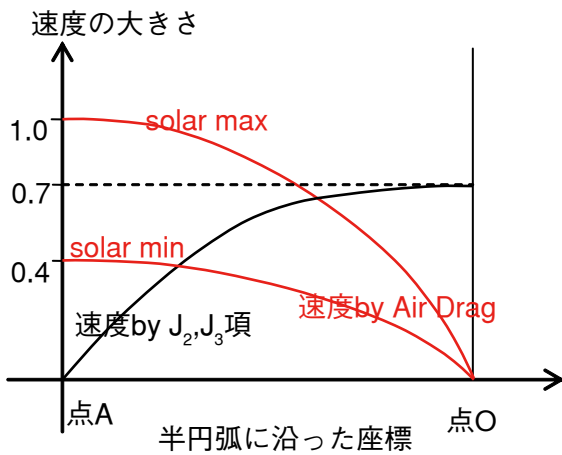


図3 平均離心率ベクトルの速度の大きさ

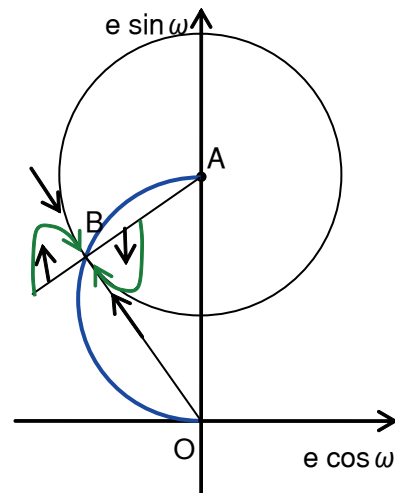


図4 新凍結離心率ベクトルの安定性

「速度 by J_2, J_3 項」は0.0から0.7に単調増加する。そのため、点Aと点Oの間のどこかで、必ず交点が存在する。その交点が、新凍結離心率ベクトルである。太陽活動極小期には、点Aにおける「速度 by Air Drag」は0.4程度となる。太陽活動が弱くなると、新凍結離心率ベクトルは点Aに近づき、太陽活動が強くなると、ゼロ離心率に近づく事が判る。

新凍結離心率ベクトルの安定性

従来の凍結離心率ベクトルには、平均離心率ベクトルがそこからずれたとしても、元に戻るような復元力は存在しなかった。しかし、新凍結離心率ベクトルには、釣り合い位置からずれた時には復元力が作用する安定性が存在する。その事を図4に示す。新凍結離心率ベクトルの点Bの周りの速度ベクトルを黒矢印で示した。この図より、緑線で示した様に点Bに収束する傾向のある事が判る。この安定性は、大気抵抗により円軌道に近づく事から得られる。

高度保持制御の不安定性

一定推力による制御で平均離心率ベクトルは安定であったが、高度保持の観点では不安定性を持っている。僅かに高度が上がると、大気密度が減少し、同じ推力では高度はより増加する。高度が下がった場合も同様に不安定である。従って、常に高度変化をモニターし、適切に制御を行なう必要がある。

2.2. 大気密度の偏りの影響

ここまでの説明では、大気密度は高度にのみ依存すると近似した。実際には、軌道面と太陽方向の関係により、軌道1周の中で大気密度の大きい所と小さい所が存在する。その様子を図5に模式図で示す。大気密度が最大になる経度は、太陽の直下より、約30度大きい。そのため、Descending Local Time (DLT) = 6時のDawn-Dusk軌道でも、昇交点と降交点の大気密度は同じではなく、昇交点側の方が大気密度が大きい。DLT = 10時30分の軌道では、昼間の降交点側の方が大気密

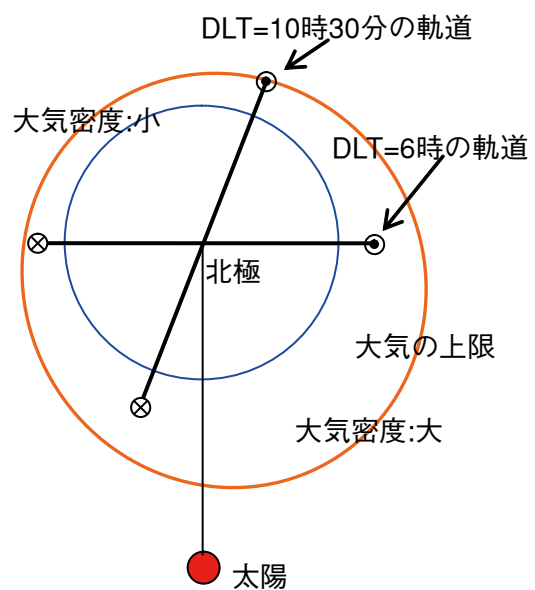


図5 軌道面と太陽方向の関係

度が大きい。

図6に示すように、左に太陽が存在する場合を考える。昼側は大気密度が大きく、夜側は小さい。摂動として大気抵抗だけが存在し、イオン・エンジンの一定推力で平均軌道長半径が保持されている場合の安定軌道は、円軌道ではなく、図6に示す様に、大気密度の小さい方に近地点が来る楕円軌道となる。当初、円軌道であっても、昼側は大気抵抗が推力よりも大きいため減速され、夜側は推力が大気抵抗よりも大きいため加速されるからである。

図6のように、昇交点側に近地点の来る軌道が安定な場合、大気抵抗による平均離心率ベクトルの移動は、図7の原点Oではなく、点O'に向かう。従って、線分AO'を直径とする半円上に新凍結離心率ベクトルが乗る事になる。

点O'の位置は、DLT = 6時の軌道では-x軸側になり、10時30分の軌道では+x軸側になる。DLTが午後の軌道では、点O'は更に+x軸側に寄る事になる。いずれの場合でも、太陽活動の強弱により、新凍結離心率ベクトルは青の半円上を自動的に移動する。

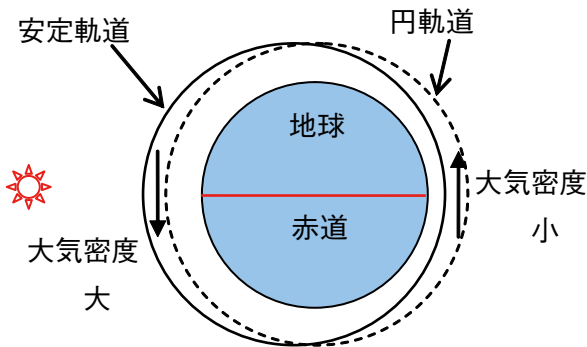


図6 大気密度の偏りによる安定軌道の変化

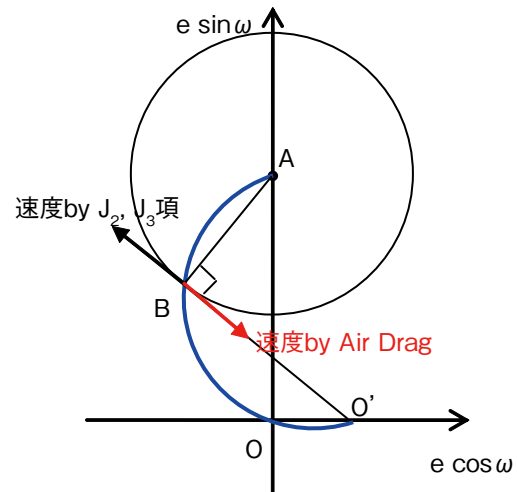


図7 大気密度の偏りの影響

3. シミュレーション

前章では定性的に新凍結軌道について述べたが、本章ではSTK/Astrogatorを使ったシミュレーションにより、定量的に新凍結軌道を示す。

3.1. 一定推力での数十日間のシミュレーション

本節では、STK/Astrogatorを使ったシミュレーションにより、第2章で述べた新凍結軌道が存在し、実際に適用できる事を示す。3.1.1節でシミュレーション条件を述べ、3.1.2節で5つのケースのシミュレーション結果を示す。

3.1.1. シミュレーション条件

以降で使用するシミュレーション条件を以下に記す。

初期接触軌道要素 (STK/Astrogator への入力)

Epoch : 2006年1月1日6時UT

a = 6567.952km

$e = 0.001246$ (J₂, J₃での凍結軌道の離心率)

$i = 96.3\text{deg}$

$\Omega = \begin{cases} 10.678\text{deg} & (\text{DLT} = 6 \text{ 時}) \\ 78.178\text{deg} & (\text{DLT} = 10\text{時}30\text{分}) \end{cases}$

$\omega = 65.11\text{deg}$ (J₂, J₃での凍結軌道の近地点引数)

f (真近点離角) = -65.11deg

この接触軌道要素は、赤道上の高度が約180kmの平均軌道要素に、長半径と離心率ベクトルの短周期摂動量を加えて算出したものである。

STK/Astrogatorの軌道生成条件

- ・地球重力ポテンシャル：J₂項とJ₃項
- ・大気密度モデル：Jacchia-Roberts
 - 太陽活動極大期：solar flux = 270
 - 太陽活動極小期：solar flux = 60
- ・衛星パラメータ

質量：500kg 抵抗係数×断面積：2.0m²

- ・イオンエンジンの比推力：3000秒

3.1.2. シミュレーション結果

本節では、太陽活動極大期及び極小期の各々に対し、DLT = 6 時と10時30分の軌道に対する新凍結軌道のシミュレーション結果を示す。簡単のため、ケース毎に出来るだけ長期間、軌道高度がほぼ一定となるイオン・エンジン推力値を求め、それを用いて平均離心率ベクトルの変化を計算した。

各ケースの代表として、太陽活動極大期のDLT = 6 時の場合の高度変化を図8に示す。このケースでは、29.78963mNの推力を使用した。約40日間のシミュレーションが可能である。

図9に5つのケースの平均離心率ベクトルの変化を示す。その内の4ケースは、(0, 0.00113)の点Aが平均離心率ベクトルの初期値である。1ケースだけ(-0.0005, 0)付近の点aからシミュレーションした。初期位置が異なっても、同じ新凍結離心率ベクトルに収束する事が判る。

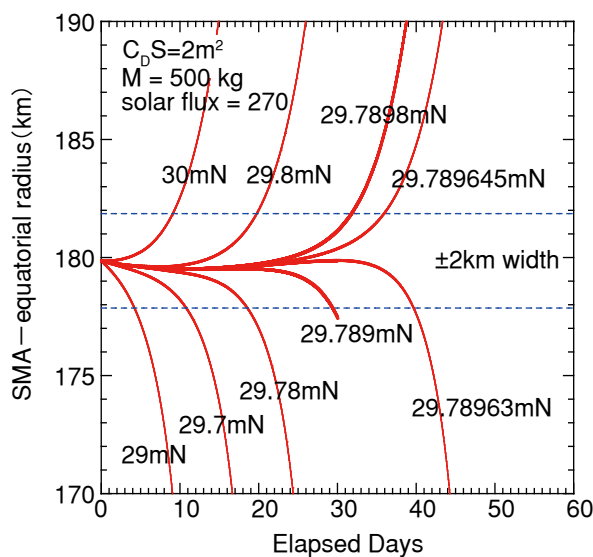


図8 高度の変化 (太陽活動極大期)

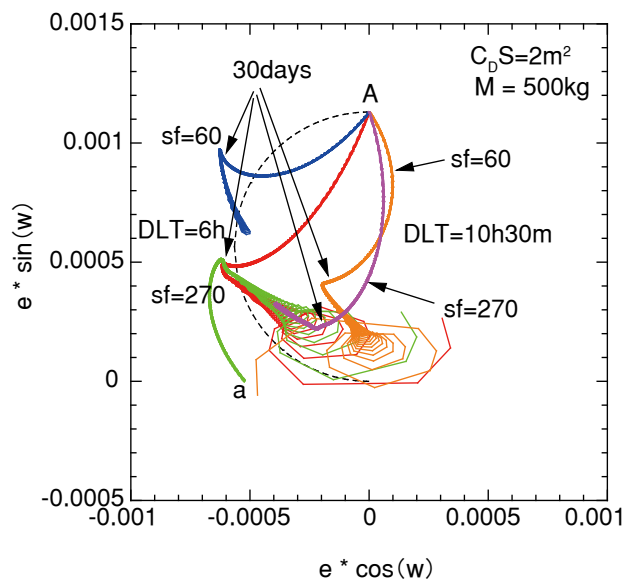


図9 平均離心率ベクトルの変化

図9の何れのケースも、約30日目以降で方向が大きく変わっているが、そこは高度が保持されていない領域である。

どのケースも約30日で新凍結離心率ベクトルが実現され、DLT = 10時30分では、6時と比べて2.2節で述べたように x 軸の正の向きに収束点が移動している事が判る。

3.2. オンオフ制御による軌道保持シミュレーション

現実には大気密度は日々変動するため、軌道保持においては、或る間隔で平均高度を把握しイオン・エンジン推力を微調整する必要がある。或る間隔として、軌道1周回が適切である。GPS受信機から得られる時々刻々の接触軌道要素を1周回で平均する事で、高精度の平均軌道要素（平均高度など）が容易に得られるからである。

本ミッションにおいては、細かいスロットリング機能を持つイオン・エンジンの搭載が望ましいが、実証機に搭載を想定しているイオン・エンジンには、その機能はない。そこで、一定推力のイオン・エンジンのオンオフ制御による軌道保持を検討した。オンオフ期間の最小単位は、軌道1周回とした。前述の様に高精度の平均要素を得るためである。

一方、イオン・エンジンの放電電源を頻繁にオンオフすると、寿命の心配がある。そこで、放電電源は常にオン状態とし、ビーム電源のオンオフにより推力をオンオフする方式を採用する。ビーム電源のオンオフには寿命の問題はない。この場合の問題点は、推力オフ期間であっても放電電源がオンのため、燃料のキセノンが推力オン時と同じレートで放出される事である。そのため、太陽活動が穏やかであってもミッション寿命を延ばす事はできない。しかし、実証機では問題ではない。

シミュレーション条件は、3.1.1節と同じであり、太陽活動極大期でも軌道保持できるようにイオン・エンジンの推力を36mNとした。実証機の打上げは、太陽活動極大期に近いと考えられるので、極大期に対し、DLT = 6時と10時30分の2つの軌道で、約1年間のシミュレーションを行なった。保持高度幅は、 $\pm 0.5\text{km}$ とした。

図10に393日間の平均離心率ベクトルの変化を示す。主に太陽方向の赤緯変化により、新凍結離心率ベクトルが1年周期の運動をしている。なお、オンオフ期間の最小単位を軌道1周回に制限しない場合もシミュレーションしたが、平均離心率ベクトルの運動に大きなノイズが乗る事がある。図11の黒線が、調査した中で最もノイズが大きかった場合である。

図12に393日間の平均高度変化を示す。DLT = 10

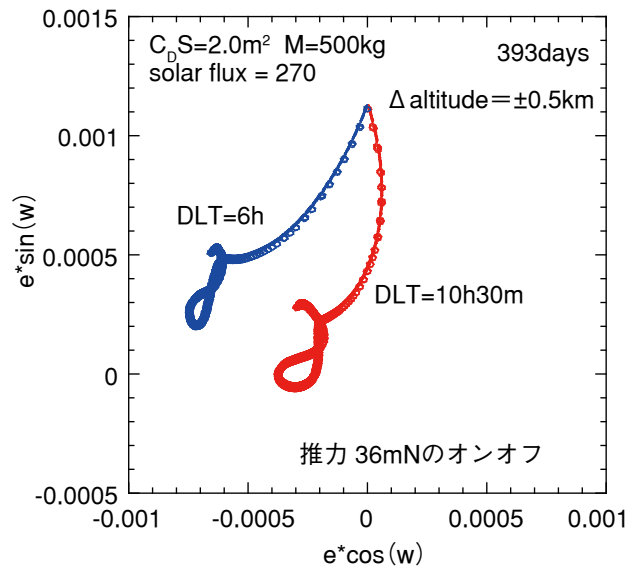


図10 平均離心率ベクトルの変化

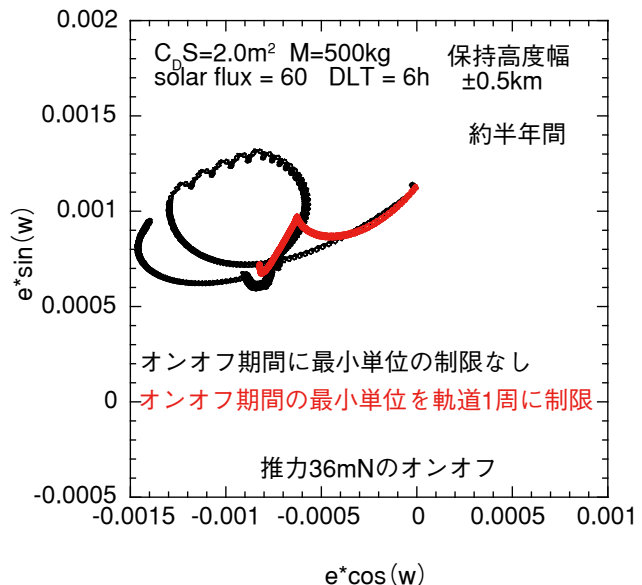


図11 オンオフ期間の最小単位を制限しない場合

時30分の場合であるが、6時の場合も殆ど同じである。初期時刻は1月1日であり、春分と秋分の頃に大気抵抗が大きい事が判る。

以上の検討より、簡易なオンオフ制御でも新凍結軌道を正確に保持できる事が判った。

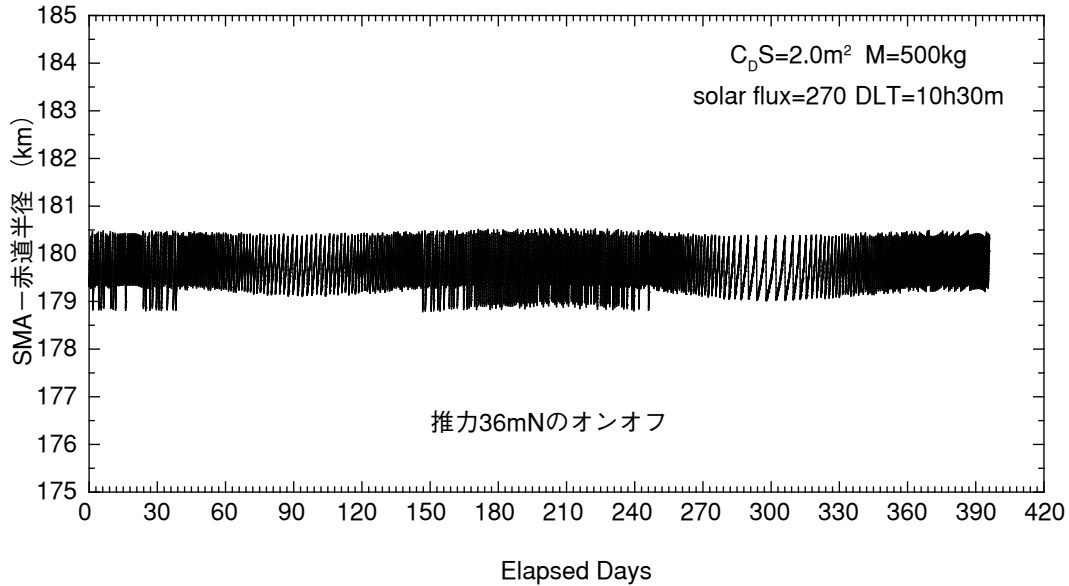


図 12 高度の変化 (DLT = 10時30分)

3.3. ロケット分離から目標軌道までのシミュレーション

本節では、ロケット分離から目標軌道までのイオン・エンジンのオンオフ制御による軌道変換のシミュレーションを示す。

初めに、本ミッションの投入軌道を検討した。太陽活動極大期の場合において、高度180kmの軌道を逆行積分し、ロケット分離からイオン・エンジン制御開始までの期間を変えた時の望ましい投入高度を検討した。図13にその結果を示す。搭載を想定しているイオン・エンジンの推力は、約20mNである。衛星の抵抗係数×断面積を 1.0m^2 とする。

衛星の初期チェックアウトやイオン・エンジンのベーク期間を考慮して、ノミナルでは、ロケット分離から30日後にイオン・エンジン制御を開始すると考える。すると、目標投入軌道は、表1となる。

ロケット投入誤差が殆ど無視できる場合は、表1の軌道を狙えば良い。ここでは、近地点誤差は微小として無視できるが、遠地点誤差が $\pm 25\text{km}$ 存在する場合を考える。遠地点高度誤差が -25km の時に表1の軌道になるようにノミナル軌道を設定し、実際には $+25\text{km}$ の遠地点高度誤差が発生した場合のシミュレーションを行なう。

この場合、ロケット分離から52.56日後に近地点

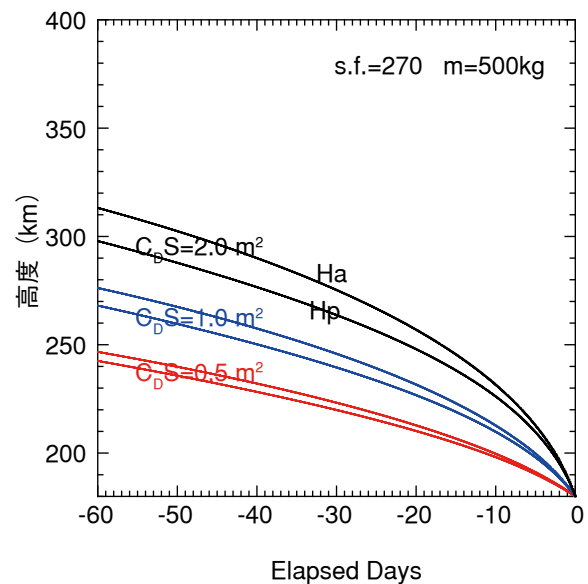


図 13 望ましい投入軌道 (太陽活動極大期)

表 1 望ましい投入軌道 (太陽活動極大期)
($C_D S = 1.0\text{m}^2$, 30日後にイオン・エンジン点火)

遠地点高度	245.80km
近地点高度	239.47km

高度が180km となるため、ここからイオン・エンジンの制御を開始する。その時の初期軌道情報を表2に示す。

図14に、近地点高度が180km に達した時点からミッション軌道（高度180km の略円軌道）に到着するまでの高度の変化を示す。3.2節に述べたオンオフ制御を適用している。

保持平均高度を195km に設定したオンオフ制御を前半の約48日間行ない、平均離心率を0.002235から0.001150まで小さくしている。その後、地上からのコマンドにより、保持平均高度の目標値を約180km に変更し、オンオフ制御を継続している。保持平均高度の目標値を約180km に変更すると、推力オフが約4.5日続き、その間に平均高度が約15km 低下して約180km になっている。このケースでは、ロケット分離から約105日（3.5ヶ月）で、高度180km のミッション軌道に到着している。

図15に、オンオフ制御を開始してから約半年間の平均離心率ベクトルの変化を示す。最初の約48日間のオンオフ制御により、平均離心率ベクトルが大きく改善し、その後のオンオフ制御で新凍結離心率ベクトルに収束している。

表2 52.56日後の軌道情報

近地点高度	180km
遠地点高度	209.46km
平均高度	194.73km
離心率	0.00224

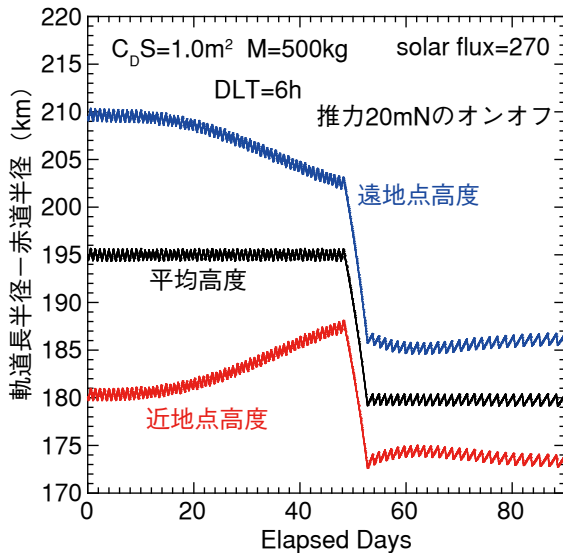


図14 ミッション軌道までの高度変化

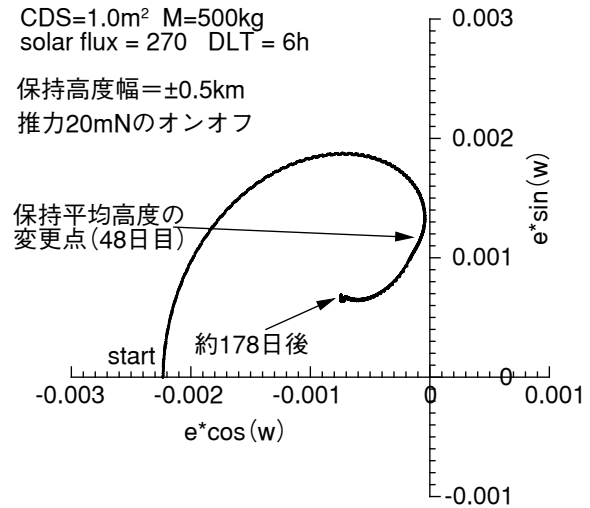


図15 ミッション軌道までの平均離心率ベクトル変化

4. まとめ

本論文では、約180km という低高度を飛行する地球観測衛星をイオン・エンジンを使って軌道保持する事を検討した。通常、地球観測衛星は、軌道1周の高度変化がほぼ固定される凍結軌道を採用している。これは、地球重力場の特性を利用しており、本論文の衛星でも Frag-Free システムを採用すれば、従来の凍結軌道を実現できる。しかし、コストが増大するため、本論文では、別の新しい方法を使用した。

軌道1周単位の推力調整により平均高度を保持するだけで、従来の凍結軌道に似た高度変化が固定される軌道を見つけた。我々はそれを「新凍結軌道」と名付けた。従来の凍結軌道は中立安定であるのに対し、新凍結軌道は正の安定性という好ましい性質を持つ。

STK/Astrogator を使ったシミュレーションにより、新凍結軌道の存在を確認した。更に、最も簡易な推力制御法であるオンオフ制御でも、新凍結軌道を精度良く保持できる事が確かめられた。なお、オンオフ制御において

は、軌道1周回を最小単位とするのが、保持精度の点から望ましい。

参考文献

- [1] ESA, "GOCE System Critical Design Review, Executive Summary," May 2005.
- [2] V. A. Chobotov, Editor, "Orbital Mechanics," AIAA Education Series, pp.291-296, 1991.

低推力連続加速軌道のダイナミクスに関するいくつかの話題

山川 宏*

Several Topics on Orbital dynamics of Consecutive, Low-thrust, Accelerated Spacecraft Trajectories

By

Hiroshi YAMAKAWA

Abstract : Orbital dynamics of consecutive, low-thrust trajectories is overviewed. Focusing on the thrust direction constraints (e.g., transversal and radial thrust direction constraints), various trajectory design strategies of low-thrust missions are summarized with concrete examples.

Key words : Low-thrust,orbital dynamics.

1. はじめに

一般的に、人工衛星あるいは惑星探査機の軌道速度方向に、加速あるいは減速をする場合に、単位あたりの増(減)速量に対する軌道エネルギー(あるいは半長径)の変化という観点での効率が高くなる。電気推進を用いて、地球から惑星に太陽周回をしつつ遷移する軌道においては、この速度方向は、中心天体、つまり、太陽と探査機を結ぶ半径方向とはほぼ垂直方向になると考えることができる。一方、探査機システムの構成を考えると、太陽電池パドルを太陽方向に向け、スラスタの推力方向を太陽電池パドルと平行に取り付けることにより、電力を十分に得つつ、推力方向を太陽方向と垂直に向けることが可能となる。このとき、前期の理由から、最適点を僅かにずれることは避けられないが、しかし、かなり最適に近い効率(ペイロードの最大化、飛行時間の最適化等)での軌道遷移が実現可能となる。

一方、太陽光圧を推進力に変換するソーラーセイルや、高速のプラズマ流である太陽風エネルギーを探査機の周囲に人工的な磁場を展開することで推進力に変換する磁気セイルにおいては、推力方向は、軌道速度方向というよりは、むしろ、太陽と探査機方向を結ぶ方向、つまり中心天体(太陽)からの半径方向に近い角度に制限されることになる。本報告では、ラジアル(radial)な方向(中心天体と探査機を結ぶ半径方向)、および、半径方向と垂直なトランスバーサル(transversal)な方向に、推力が制限される場合の軌道計画や軌道ダイナミクスについて、これまでの著者等の研究内容を概括する [1-2]。

2. 太陽と垂直な方向に制限された低推力連続加速型惑星間軌道

地球から惑星や小惑星までの太陽周回遷移軌道において、イオンエンジン等の低推力連続加速型の推進系を想

* 〒611-0011 京都府宇治市五ヶ庄 京都大学 (Kyoto University) 生存圏研究所 (RISH: Research Institute for Sustainable Humanosphere), yamakawa@rish.kyoto-u.ac.jp, TEL: 0774-38-3805, FAX: 0774-31-8463.

定した軌道最適化を行う場合、得られる電力、および、スラスタ配置に起因する推力方向等の現実的な制約を考慮することが求められる。一般に、得られる電力は、太陽電池パドルの面積、および、パドルの取り付け方向、および、その可動性を考慮したモデルを構築することになり、最もシンプルなモデルでは、太陽電池を太陽方向に固定し、得られる電力は太陽からの距離の2乗に反比例すると設定することが多い。そのうち、探査機のバス部で使用する分を除いた電力を、推進系に利用することができ、推力の大きさは、この利用可能な電力にほぼ比例し、その方向は、太陽電池パドル方向が固定でスラスタがそれと平行に取り付けられている場合は、太陽方向に垂直に制限する必要がある。また、推力の大きさに応じた比推力モデルも考慮する必要がある。

筆者は、低推力軌道を多数のセグメントに分割したうえで、パラメタ設計問題として捉え、これらの制約を考慮したうえで非線形計画法により最適化する手法を構築して、はやぶさ探査機の初期検討や水星探査計画等の概念検討においてその有効性を検証した。また、多数回の惑星重力を積極的に利用する重力アシストを含む場合についても拡張している。文献 [3] においては、Meissinger 等 [4-5] によって提案された、地球出発後に地球公転軌道近傍での低推力による加速と地球スイングバイを併用することで、地球離脱時のエネルギーを最大化する手法を近地球型の小惑星探査に利用することを提案し、その有効性を前記の最適化手法により示した。文献 [6] は、多数回小惑星ランデブーおよびサンプルリターンミッションの検討例であり、地球～小惑星～小惑星～地球というような複雑な低推力軌道のシークエンスの最適化を行っている。

現在進行中の日欧国際共同水星探査計画「BepiColombo」(打上げ予定2013年、水星到着2019年)は、ヨーロッパ宇宙機関 (ESA) と宇宙航空研究開発機構 (JAXA) が国際協力で行う大型水星探査ミッションであり、水星に関わる磁場、磁気圏、内部、表層の謎に迫ろうとするもので、3軸姿勢制御の探査機 (MPO: 欧州担当) およびスピン安定型の探査機 (MMO: 日本担当) の2つの衛星から構成される。両探査機は1機のソユーズロケットに搭載されて打ち上げられた後は、クルーズフェーズ専用のモジュールに搭載された電気推進と化学推進エンジンにより、月、地球、金星、金星、水星、水星、水星スイングバイというシークエンスを経た後に、化学推進エンジンにより水星周回軌道に投入される [Ref.7-9]。この惑星間軌道においても、探査機のデザインに基づく推力の大きさ、推力方向に対する制約が軌道計画において考慮されている。

また、この BepiColombo 計画がプロジェクトとしての最終的な承認に至るまでに、多くの水星探査の形態が検討されている。1つ目は、水星-水星遷移フェーズにおいて電気推進を用いる多数回水星フライバイミッションで、計6回水星フライバイを打ち上げ後3年という短い飛行時間で行い、磁気圏観測、撮像の観点から多様なフライバイジオメトリを実現する [10]。2つ目は、電気推進の使用を想定した水星ランデブーミッションであり、打ち上げ後に金星スイングバイを経て、さらに太陽を5.5周回して2.3年という短い飛行時間で水星に到着する [11]。この軌道はスイングバイ、低推力連続加速、太陽の多周回という設計しにくい要因がすべてそろって厄介な軌道であるが、「BepiColombo」と比較して飛行時間が短いのは、想定している推力の大きさと探査機重量が異なるためである。

3. 半径方向に制限された低推力連続加速型惑星間軌道

一方で、低推力の加速方向が半径方向の場合はどうであろうか。まずは、重力、つまり、中心天体による中心力のみを考慮した場合について考える。その中心力の特性の違いによる軌道運動の性質を明らかにする。

一般に重力(引力)が中心天体からの距離の n 乗に比例すると仮定すると、我々が現実存在している世界では、 $n = -2$ である。これは、ニュートンの引力の法則、つまり、すべての質点の間には、両者の質量の積に比例し、距離の2乗に反比例する力が、2つの質点を結ぶ方向に働くことを示している。このニュートン力学の世界では、質点はケプラー運動、つまり、楕円軌道上を運動し、中心天体からの距離の変曲点(中心天体からの半径方向と速度方向が90度となる点、あるいは、アプス)は、1周回中に2回(近点、遠点)生じ、その位

置は180度反対の位置にある。なお、中心天体は楕円軌道の2つの焦点のうち、1つの焦点に位置する。ケプラー運動と同様に、もう1つだけ閉じた楕円軌道を描く中心力が知られており、それが $n = 1$ 、つまり、中心力が距離に比例する場合であり、調和運動と呼ばれる。ただ、中心天体は楕円軌道の焦点には位置せず、2つの焦点の中心点に位置し、前記のアプス角は90度方向に4点存在する。

$n = 0$ 、つまり、距離によらず中心力が一定の場合は、軌道形状は閉じず、無数の花卉で構成される花卉形状を描く。アプス間の角度で定義されるアプス角は約104度である。 $n = -3/4$ 、つまり、引力が逆4分の三乗則に載るとる場合には、花卉数が3の閉じた花卉形状の軌道を描く。このとき、アプス数は3でアプスは120度ごとに存在する。 n を -3 にすると、アプス角（アプス間の間隔）は無量大つつまり、軌道はらせん軌道を描き、速度方向が半径方向と垂直になることはない。これらの中心力の特性は[12]に良くまとめられている。

人工衛星、あるいは、惑星探査機の軌道解析を考える場合は、前記の中心力はニュートン力学、つまり、 $n = -2$ を想定したうえで、さらに人工的な連続加速を半径方向に加えることが可能となる。つまり、中心天体からの距離の2乗に反比例した中心力に、さらに、人工的な中心力を重畳することになる。

この人工的な中心力による加速度の大きさが太陽からの距離によらず一定の場合についてまず考える。ある半径（例えば、地球軌道）で太陽を周回する円軌道を初期軌道とすると、この初期軌道上の太陽重力による引力の大きさの1/8倍の大きさで、太陽と反対方向に人工的な加速度を加えたときには、初期円軌道の半径の2倍まで太陽からの距離が達することがわかっている[13]。なお、反太陽方向の加速度の大きさが、初期軌道上の引力の大きさの1/8倍以上で一定であるときには、中心天体から脱出、つまり、太陽系から脱出するために、初期軌道の2倍以上の距離に到達する周期的な軌道は存在しない。次に、人工的な反太陽方向の加速度の大きさが、太陽距離の2乗に反比例する場合を考える。このとき、太陽重力による引力が弱められることと等価になるが、初期円軌道における人工的な反太陽方向加速度が、初期円軌道における太陽重力の大きさの1/2以上になったときに太陽系を脱出することになる[13]。なお、これらの人工的な反太陽方向の加速度のもとで、軌道形状が閉じた周期軌道の存在も明らかになっている[13]。次に、人工的な反太陽方向加速度が、オンオフができることを利用した軌道計画について紹介する。

具体的な応用例として、磁気セイルを考える。磁気セイルは、高速のプラズマ流である太陽風エネルギーを探査機の周囲に人工的な磁場を展開することで推進力に変換する宇宙推進システムであり、鋭意、推力発生メカニズム解明のための数値シミュレーション、推力の直接測定のための地上実験シミュレーションが進められている[14-22]。この磁気セイル推進に関して、推力方向がほぼ反太陽方向に制限されること、磁場発生装置（超伝導コイル）の電流値制御により推力の大きさの制御が可能であることという特徴を生かした宇宙ミッションについて検討が行われている[23-25]。例えば、地球から木星への惑星スイングバイを利用しない直接移行軌道、木星スイングバイ併用による木星とのランデブー軌道、太陽を複数回周回する間にオンオフを繰り返して太陽系から脱出するエネルギーを獲得する太陽系脱出軌道等を最適制御理論に基づき導出している[24]。また、前章で述べた、地球を出発して再度地球に接近する間に、太陽方向と垂直な方向に連続的な加速度を与えることで、地球スイングバイ時の地球離脱エネルギーを最大化する方策が、加速方向を半径方向に制限したときにも可能であることを示している[24]。なお、推力の原動力である太陽風の密度、速度が一定ではないという点に着目し、推力の変動成分にガウス分布を仮定した簡易な統計モデルを構築し、制御力としての推力誤差、軌道決定誤差を考慮したときの最適な航法誘導を導き、目標天体に要求された位置精度で誘導する際に必要な化学推進薬量を導出している[25]。

ソーラーセイル推進に関しては、常時、反太陽方向に加速度が加わる太陽光圧に対して安定姿勢を保つソーラーセイル宇宙機を提案したうえで、セイルの膜面温度の制約を考慮した惑星間軌道のダイナミクスを明らかにしている[26]。また、地球周回軌道の新たな観測領域の開拓という観点から、研究代表者らは、太陽風と地球固有磁場の相互作用によって生じる地球磁気圏の探査のために、ソーラーセイル推進を用いて地球周回軌道の遠地点

方向を反太陽方向に維持する軌道ダイナミクスを明らかにしている [27].

4. 低推力連続加速による非ケプラー軌道

低推力を利用した連続加速は、惑星間の遷移軌道のみならず、地球付近の軌道においても応用の可能性を拡大することができる。1つの例は、複数衛星による編隊飛行（フォーメーションフライト）における電気推進の活用である。宇宙望遠鏡ミッションを地球周回低軌道（あるいはラグランジュ点近傍）で考える際に、ミラー衛星と検出器衛星の2つの衛星を、一定距離で、かつ、慣性空間上の一定方向に配置することで、1つの衛星では実現し得ない長い焦点距離（例えば50m）の宇宙望遠鏡を実現できる。このときに、観測に起因する軌道制約は、検出器衛星が非ケプラー軌道上を動くことを要求し、したがって、常時、銀河等を観測するためには、低推力による連続加速が必要になる。[28]においては、低高度地球周回軌道上のフォーメーションフライトを想定したときに、検出器衛星が、ミラー衛星に対してどのように相対的な運動をするのか、検出器衛星はどのような方向にどれだけの大きさの連続推力を行う必要があるのか等を明らかにした。

また、[29-30]では、太陽-地球-衛星の3体問題において、低推力によって初めて実現する新たな観測領域としての人工的な平衡点（AEP: Artificial Equilibrium Point）の提案を行っている。つまり、低推力による連続加速を行うことによって、太陽-地球方向を固定した回転座標系において、従来の概念であるラグランジュ点を包含する人工的な平衡点（AEP）が生じる領域、それに必要な連続加速度量が明らかにされている。また、それらのAEPまわりの周期軌道の存在を示し、かつ、AEPにおける軌道安定性の議論も行っている。

まとめ

低推力による連続加速型の軌道ダイナミクスについて、いくつかの設計例を示しつつ、概括を行った。すべての研究例を網羅することはできなかったが、その一端を示すことができたのではないかと思う。電気推進の実用化のときがそうであったように、今後、ソーラーセイル推進、磁気セイル推進等、新しい連続加速型の推進エンジンが実現するに従い、軌道ダイナミクス、軌道最適化の分野も新しい手法、理論を開拓していく必要がある。

参考文献

- [1] 山川宏, 川口淳一郎, 「月惑星探査の軌道計画」, 計測と制御, 計測自動制御学会, Vol.39, No.9, pp.559-563 (2000).
- [2] 山川宏, 「宇宙探査ミッションにおける3体問題の役割」, 日本物理学会誌, Vol.60, No.10, pp.808-810 (2005).
- [3] Yamakawa, H., "Solar Electric Earth-Gravity Assist Trajectory Applied to Near-Earth Asteroid Rendezvous Mission," Proceedings of the 6th Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, ISAS, pp.205-210 (1996).
- [4] Meissinger, H.F., "Earth Swingby - A Novel Approach to Interplanetary Missions Using Electric Propulsion," Paper AIAA-1970-1117, 8th Electric Propulsion Conference, Stanford, California, Aug 31-Sep 2 (1970).
- [5] Atkins, K.L., Sauer, C.G., and Flandro, G.A., "Solar Electric Propulsion Combined with Earth Gravity Assist - A New Potential for Planetary Exploration," Paper AIAA-1976-807, AIAA/AAS Astrodynamics Conference, San Diego, California, Aug 18-20 (1976).
- [6] Yamakawa, H., Kawakatsu, Y., Morimoto, M., Abe, M., and Yano, H., "Low-Thrust Trajectory Design for a Low-Cost Multiple Asteroid Rendezvous and Sample Return Mission," Paper IAC-04-Q.P. 20., 55th International Astronautical Congress, Vancouver, Canada, October 4-8, (2004).

- [7] Yamakawa, H., Ogawa, H., Kasaba, Y., Hayakawa, H., Mukai, T., and Adachi, M., "ISAS Feasibility Study on The BepiColombo/MMO Spacecraft Design", *Acta Astronautica*, Vol.51, No.1-9, pp.397-404, (2002).
- [8] Yamakawa, H., Ogawa, H., Kasaba, Y., Hayakawa, H., Mukai, T., Adachi, M., "Current Status of the BepiColombo/MMO Spacecraft Design," *Advances in Space Research*, Vol.33, pp.2133-2141 (2004).
- [9] Mukai, T., Yamakawa, H., Hayakawa, H., Kasaba, Y., and Ogawa, H., "Present Status of the BepiColombo/Mercury Magnetospheric Orbiter," *Advances in Space Research*, Vol.38, pp.578-582 (2006).
- [10] Yamakawa, H., Kawaguchi, J., Uesugi, K., and Matsuo, H., "Frequent Access to Mercury in the Early 21st Century : Multiple Mercury Flyby Mission via Electric Propulsion," *Acta Astronautica*, Vol.39, No.1-4, pp.133-142 (1996).
- [11] Yamakawa, H., "Solar Electric Propulsion Mercury Orbiter Mission Design," *The Journal of Space Technology and Science*, Vol.14, No.1, pp.1-10 (1998).
- [12] 堀源一郎, 太陽系 – その力学的秩序 –, 岩波新書, 972, p.121 (1976).
- [13] Yamakawa, H., "Dynamics of Radially Accelerated Trajectories," *Transactions of Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 49, 164, pp.77-80 (2006).
- [14] 船木一幸, 山川宏, "磁気プラズマセイルの研究と深宇宙探査への挑戦", *プラズマ核融合学会誌*, Vol.83, No.3, pp.281-284 (2007).
- [15] Funaki, I., Kojima, H., Yamakawa, H., Shimizu, Y., and Nakayama, Y., "Laboratory Experiment of Plasma Flow around Magnetic Sail", *Astrophysics and Space Science*, Vol.307, No.1-3, pp.63-68 (2007).
- [16] Funaki, I., Ueno, K., Yamakawa, H., Nakayama, Y., Kimura, T., and Horisawa, H., "Interaction between Plasma Flow and Magnetic Field in Scale Model Experiment of Magnetic Sail," *Fusion Science and Technology*, Vol.51, No.2T, pp.226-228 (2007).
- [17] Yamakawa, H., Funaki, I., Nakayama, Y., Fujita, K., Ogawa, H., Nonaka, S., Kuninaka, H., Sawai, S., Nishida, H., Asahi, R., Otsu, H., and Nakashima, H., "Magneto Plasma Sail : An Engineering Satellite Concept and its Application for Outer Planet Missions," *Acta Astronautica*, 59, 8-11, pp.777-784 (2006).
- [18] Edited by Funaki, I. and Yamakawa, H., 「磁気プラズマセイルの推力発生メカニズムの解明」, *JAXA RR (Research and Development Report)-05-014*, March, pp.1-63 (2006).
- [19] 船木一幸, 小嶋秀典, 山川宏, 清水幸夫, 都木恭一郎, 中山宜典, 藤田和央, 小川博之, 篠原秀次, 「磁気セイルシミュレータの開発」, *日本航空宇宙学会論文集*, Vol.54, pp.501-509, (2006).
- [20] Nishida, H., Ogawa, H., Funaki, I., Fujita, K., Yamakawa, H., Nakayama, Y., "Two-Dimensional Magnetohydrodynamic Simulation of a Magnetic Sail," *Journal of Spacecraft and Rockets*, 43, 3, pp.667-672 (2006).
- [21] 山川宏, 小川博之, 藤田和央, 野中聡, 澤井秀一郎, 國中均, 船木一幸, 大津広敬, 中山宜典, 「磁気プラズマセイルによる外惑星探査」, *日本航空宇宙学会誌論文集*, Vol.52, No.603, pp.148-152, (2004) .
- [22] 船木一幸, 山川宏, 藤田和央, 野中聡, 「磁気プラズマセイルによる深宇宙探査」, *日本物理学会誌*, Vol.58, No.4, pp.266-269, (2003).
- [23] Morimoto, M., Yamakawa, H., and Uesugi, K., "Trajectory Analysis of Magneto-Plasma Sail Comparing with Other Low Thrust Propulsion Systems," *The Journal of Space Technology and Science*, Vol.20, No.2, 2004, pp.44-54 (2004).
- [24] Yamakawa, H., "Optimal Radially Accelerated Interplanetary Trajectories," *Journal of Spacecraft and Rockets*, 43, 1, Jan-Feb, pp.116-120 (2006).
- [25] Yamakawa, H., "Guidance Strategy for Radially Accelerated Trajectories," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.42, No.4, pp.677-683 (2005).
- [26] Yamakawa, H., "Orbital Dynamics of Sun-Facing Solar Sails under the Constraint of Constant Sail Temperature,"

The Journal of the Astronautical Sciences, 54, No.1, p.17-27, (2006).

- [27] Oyama, T., Yamakawa, H., and Omura, Y., "Orbital Dynamics of Solar Sails for Geomagnetic Tail Exploration," *Journal of Spacecraft and Rockets*, in press.
- [28] Yamakawa, H., "Low-Thrust Formation Flight for Astronomy Satellites," *Transactions of Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.48, No.162, pp.235-237 (2006).
- [29] Morimoto, M., Yamakawa, H., and Uesugi, K., "Periodic Orbits with Low-thrust Propulsion in the Restricted Three-body Problem," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol.29, No.5, pp.1131-1139 (2006).
- [30] Morimoto, M., Yamakawa, H., and Uesugi, K., "Artificial Equilibrium Points in the Low-Thrust Restricted Three-Body Problem," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol.30, No.5, pp.1, 563-1, 568 (2007).

低推力を用いた編隊飛行制御の解析

山田克彦*¹

Analysis of Formation Flying with Low Thrust

By

Katsuhiko YAMADA*¹

Abstract : In this paper, precise position keeping of a deputy spacecraft with respect to a chief spacecraft is considered in the formation flight. Especially, the case where the deputy spacecraft is located at the certain distance from the chief spacecraft in the tangential direction is analyzed under the J_2 perturbation. The relative position between the two spacecraft is affected by the J_2 perturbation, and the two methods to compensate the J_2 effects are considered. One is to set the initial velocity of the deputy spacecraft and the eccentricity of the chief spacecraft orbit to alleviate the relative position variation. The other one is to add the low thrust force to the deputy spacecraft to cancel the J_2 effects. These two cases are analyzed and the appropriate control values are derived to compensate the J_2 perturbation.

Keywords : formation flying, Hill coordinates, J_2 perturbation, position keeping

概 要

2機の編隊飛行制御において、従宇宙機が主宇宙機に対して進行方向に一定距離だけ離れた場合を対象に、地球重力の J_2 項の影響が2機の宇宙機の相対位置にどう影響するかを解析した。その結果に基づき、 J_2 項による相対位置変動を低減するための、従宇宙機の初期速度と主宇宙機の軌道離心率の設定について考察した。また相対位置変動を除去するために、従宇宙機に連続的に入力を加える場合の連続入力の大きさを求め、主宇宙機の軌道離心率を適切に設定することで連続入力の変動をある程度抑えられることを述べた。

1. はじめに

複数の宇宙機がフォーメーションを構成する場合に、地球重力の J_2 項による歪みがフォーメーションに影響を与えることがよく知られている。フォーメーションによる影響には、軌道1周期でキャンセルされる周期内変動と永年のものの両方があり、永年の影響項についてはその影響を初期速度でキャンセルする方法が検討されているが、周期内変動についてはこれまであまり問題にはされていない。しかし、たとえば2機の宇宙機をその進行方向に配置してその間の距離を一定に保つ場合を考えると、周期内変動がどの程度になるかを見積もること

*¹ Nagoya University

が重要となる。本稿では、進行方向に配置された2機の宇宙機において、 J_2 項による影響が2機の相対位置にどのような影響を及ぼすかを解析し、永年項と周期内変動項の見積もりと、その変動をなるべく少なくするような方法について検討する。

本稿で用いるおもな記号を以下に示す。 μ ：地球の重力定数， R ：地球の赤道半径， J_2 ：地球の重力ポテンシャルにおける2次項の係数 ($J_2=1.0826\times 10^{-3}$)， r ：宇宙機の慣性系における位置ベクトル， a ：軌道長半径， e ：離心率， i ：軌道傾斜角， ω ：近地点引数， Ω ：昇交点赤経， M ：平均近点離角， E ：離心近点離角， v ：真近点離角， θ ：緯度引数 ($\theta = v + \omega$)， q_1, q_2 ：離心率ベクトルの成分 ($q_1 = e\cos\omega$, $q_2 = e\sin\omega$)， n ：平均軌道角速度。ただし宇宙機の状態を表す量において主宇宙機を表すときには添字 c を，従宇宙機を表すときには添字 d をつけることにする。また近地点における量を表すときには添字 0 をつける。またベクトルやマトリクスに $\dot{\cdot}$ をつけるときは、各成分ごとに時間微分することを意味する。

2. Hill 座標系における遷移マトリクス

2.1 Hill 座標系

基準軌道上を運動する宇宙機を主宇宙機 (Chief Spacecraft)，この主宇宙機に対してフォーメーションフライトを形成する宇宙機を従宇宙機 (Deputy Spacecraft) とする。主宇宙機の質量中心を原点とする局所的な直交座標系を，地心から主宇宙機に向かう方向が x 軸，主宇宙機の軌道面に垂直な方向が z 軸 (主宇宙機の回る向きを正にとる) となるように選ぶ。この局所的な座標系を Hill 座標系と呼ぶ。主宇宙機と従宇宙機には地心からの距離の2乗に反比例するノミナルの重力に加えて J_2 項による重力が働くものとする。主宇宙機に働く J_2 項による重力項を Hill 座標系で $[f_x \ f_y \ f_z]^T$ とすると、これらは主宇宙機の軌道要素を用いてつぎのように表すことができる [1]。

$$f_x = \frac{3\mu J_2 R^2}{2r_c^4} (3\sin^2 i_c \sin^2 \theta_c - 1) \quad (1)$$

$$f_y = -\frac{3\mu J_2 R^2}{2r_c^4} \sin^2 i_c \sin 2\theta_c \quad (2)$$

$$f_z = -\frac{3\mu J_2 R^2}{2r_c^4} \sin 2i_c \sin \theta_c \quad (3)$$

2.2 状態ベクトルの変換

宇宙機の位置 r を Hill 座標系で表現して

$$\mathbf{r} = [r_x \ r_y \ r_z]^T \quad (4)$$

とし、宇宙機の状態 p を

$$\mathbf{p} = [r_x \ r_y \ r_z \ \dot{r}_x \ \dot{r}_y \ \dot{r}_z]^T \quad (5)$$

とする。従宇宙機の主宇宙機に対する状態を $\delta p = p_d - p_c$ で与える。また宇宙機の軌道要素を

$$\mathbf{q} = [a \ \theta \ i \ q_1 \ q_2 \ \Omega]^T \quad (6)$$

$$\mathbf{s} = [a \ e \ i \ \Omega \ \omega \ M]^T \quad (7)$$

として従宇宙機と主宇宙機の軌道要素の偏差を $\delta q = q_d - q_c$ ， $\delta s = s_d - s_c$ とする。ここでは δs の時間発展を求

めて、それから $\delta p(0)$ と $\delta p(v_c)$ (ただし δp を主宇宙機の真近点離角 v_c の関数とみなす) の関係を状態遷移マトリクスの形で求める。以下では、この計算に必要な関係式を導く。

2.3 $\delta p \leftrightarrow \delta q$ の変換

δp と δq の変換はつぎのように表すことができる。

$$\delta p = A_{Hq} \delta q, \quad A_{Hq} = \left. \frac{\partial p}{\partial q} \right|_c \quad (8)$$

$$\delta q = A_{qH} \delta p, \quad A_{qH} = A_{Hq}^{-1} = \left. \frac{\partial q}{\partial p} \right|_c \quad (9)$$

上式の偏微分における添字 c は主宇宙機の状態 (軌道要素) で評価することを意味している。 J_2 項の存在する場合のマトリクス A_{Hq} , A_{qH} はすでに導かれている [3]。

2.4 $\delta q \leftrightarrow \delta s$ の変換

q と s はともに軌道要素であり、 a , i , Ω は共通成分となるのでこれらの間の変換はさほど複雑なものとはならない。いま、

$$\delta q = A_{qs} \delta s, \quad A_{qs} = \left. \frac{\partial q}{\partial s} \right|_c \quad (10)$$

$$\delta s = A_{sq} \delta q, \quad A_{sq} = A_{qs}^{-1} = \left. \frac{\partial s}{\partial q} \right|_c \quad (11)$$

とおくことにしよう。 M と E の間には

$$M = E - e \sin E \quad (12)$$

の関係があることから、主宇宙機の回りで $\delta M = M_d - M_c$ を求めるとつぎのようになる [2]。

$$\delta M = \frac{\sqrt{1-e_c^2}}{(1+e_c \cos v_c)^2} [(1-e_c^2)\delta v - \sin v_c (2+e_c \cos v_c)\delta c] \quad (13)$$

したがって $\delta v = \delta\theta - \delta\omega$ であることから

$$\delta\theta = \frac{(1+e_c \cos v_c)^2}{\sqrt{1-e_c^2}^{\frac{3}{2}}} \delta M + \delta\omega + \frac{\sin v_c (2+e_c \cos v_c)}{1-e_c^2} \delta e \quad (14)$$

この関係を用いれば A_{qs} の非零の成分を求めることができる [4]。

2.5 δs の時間発展

最後に δs の時間発展を遷移マトリクスの形で求めよう。この遷移マトリクスが得られると、上記の変数変換にともなう係数マトリクスをかけることで最終的に Hill 座標系における遷移マトリクスが得られることになる。ここで接触軌道要素の変動分を表す Gauss の惑星方程式はつぎのように表される [2]。ただし $p_c = a_c(1-e_c^2)$, $h_c = n_c \sqrt{1-e_c^2} a_c^2$ とおく。

$$\frac{da_c}{dt} = \frac{2a_c^2}{h_c} \left(e_c \sin v_c f_x + \frac{p_c}{r_c} f_y \right) \quad (15)$$

$$\frac{de_c}{dt} = \frac{1}{h_c} [p_c \sin v_c f_x + ((p_c + r_c) \cos v_c + r_c e_c) f_y] \quad (16)$$

$$\frac{di_c}{dt} = \frac{r_c \cos \theta_c}{h_c} f_z \quad (17)$$

$$\frac{d\Omega_c}{dt} = \frac{r_c \sin\theta_c}{h_c \sin i_c} f_z \quad (18)$$

$$\frac{d\omega_c}{dt} = \frac{1}{h_c e_c} [-p_c \cos v_c f_x + (p_c + r_c) \sin v_c f_y] - \frac{r_c \sin\theta_c \cos i_c}{h_c \sin i_c} f_z \quad (19)$$

$$\frac{dM_c}{dt} = n_c + \frac{b_c}{a_c h_c e_c} [(p_c \cos v_c - 2r_c e_c) f_x - (p_c + r_c) \sin v_c f_y] \quad (20)$$

この Gauss の惑星方程式を

$$\frac{ds}{dt} = f \quad (21)$$

と表す。これより δs の時間発展はつぎのように求めることができる。

$$\frac{d\delta s}{dt} = A_{\delta s} \delta s, \quad A_{\delta s} = \frac{\partial f}{\partial s} \quad (22)$$

通常、この方程式の解を解析的に求めることはできない。しかし初期状態において2機の宇宙機は進行方向に d_x だけ離れているという初期条件のもとでは解を近似的に求めることができる。簡単のために初期状態は主宇宙機が近地点における状態であるとする。このとき δs の初期値 $\delta s(0)$ はつぎのように求めることができる。ただし後述するように独立変数は主宇宙機の真近点離角 v_c とする。

$$\delta s(0) = A_{sH} \delta p(0), \quad A_{sH} = A_{sq} A_{qH} \quad \delta p(0) = \begin{bmatrix} 0 & d_y & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T \quad (23)$$

上式から $\delta s(0)$ を求めるとつぎのようになる。

$$\delta s(0) = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -\frac{3J_2 R^2 \sin 2i_{c0} \sin \omega_{c0} \cos \omega_{c0} dy}{2a_{c0}^3 (1+e_{c0})(1-e_{c0})^3} \\ -\frac{3J_2 R^2 \sin 2i_{c0} \sin^2 \omega_{c0} dy}{2a_{c0}^3 (1+e_{c0})(1-e_{c0})^3 \sin i_{c0}} \\ \frac{dy}{a_{c0}(1-e_{c0})} + \frac{3J_2 R^2 \sin 2i_{c0} \cos i_{c0} \sin^2 \omega_{c0} dy}{2a_{c0}^3 (1+e_{c0})(1-e_{c0})^3 \sin i_{c0}} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (24)$$

ただし a_{c0} , e_{c0} , i_{c0} , ω_{c0} 等の軌道要素は主宇宙機の初期状態における軌道要素の値を意味する。一方、 $A_{\delta s}$ の項は複雑になるが、 J_2 項に依存しない項はその (6, 1) 成分 ($-3n_c/(2a_c)$) だけであり、他の成分はすべて J_2 項に依存する。したがって式 (22) の右辺はすべて J_2 項に依存することになる。これより式 (22) の右辺における主宇宙機の軌道要素 a_c , e_c , i_c , ω_c , Ω_c はすべて一定とみなして時間積分をしても J_2 項の 1 次の範囲においては正しい値が求められる。また式 (22) の右辺において時間 t が陽に含まれることはなく、主宇宙機の真近点離角 v_c が時間変化する変数として含まれる。そこで $A_{\delta s}$ および δs を真近点離角 v_c の関数とみなして $A_{\delta s}(v_c)$, $\delta s(v_c)$ と表すとき、 $\delta s(v_c)$ は J_2 項の 1 次の範囲においてつぎのように求めることができる。

$$\delta s(v_c) = \int_0^{v_c} A_{\delta s}(v_c) \delta s(0) \frac{r_c^2}{h_c} dv_c \quad (25)$$

ただし上式においては $h_c = r_c^2 \dot{v}_c$ の関係を用いて t による積分を v_c による積分に変換した。また式 (25) の計算は必ずしもすべての項で解析的に実行できるわけではなく、 $\delta s(v_c)$ の第 6 成分では解を陽に表現できない。その場合には r_c を次式のように展開して扱う。

$$r_c = a_c (1 - \cos v_c e_c - \sin^2 v_c e_c^2 + \cos v_c \sin^2 v_c e_c^3 - \dots) \quad (26)$$

2.6 δp の時間発展

$\delta s(v_c)$ が得られれば, その真近点離角における $\delta p(v_c)$ は $A_{Hs} = A_{Hq}A_{qs}$ をかけることで得られる. A_{Hs} は真近点離角 v_c の関数となるのでこれを $A_{Hs}(v_c)$ と表すと,

$$\delta p(v_c) = A_{Hs}(v_c) \delta s(v_c) \quad (27)$$

ただし $A_{Hs}(v_c)$ の各項は軌道要素 $(a_c, e_c, i_c, \Omega_c, \omega_c, v_c)$ から構成され, これらは J_2 項により変動する. これらの各軌道要素を v_i ($i = 1, 2, \dots, 6$) とするとき, $A_{Hs}(v_c)$ では各軌道要素の J_2 項による変動分も考慮する必要がある. J_2 項による変動分を考慮しない場合を $A_{Hs0}(v_c)$ と書くことにすると, $A_{Hs}(v_c)$ は $A_{Hs0}(v_c)$ からつぎのように求めることができる.

$$A_{Hs}(v_c) = A_{Hs0}(v_c) + \sum_{i=1}^6 \frac{\partial A_{Hs}}{\partial v_i} \Big|_0 \Delta v_i \quad (28)$$

ただし上式において $\partial A_{Hs} / \partial v_i|_0$ は A_{Hs} において J_2 項の影響を省略するときの $\partial A_{Hs} / \partial v_i$ の値を意味し, Δv_i は軌道要素 v_i の J_2 項の影響による変化分を意味する. Δv_i は次式で求められる.

$$\Delta v_i = \int_0^{v_c} \frac{dv_i}{dt} \frac{r_c^2}{h_c} dv_c \quad (29)$$

上式において, dv_i/dt は式 (15)~(20) から求めることができる. ただし dv_c/dt については式 (13) と同様にしてつぎのように求められる.

$$\frac{dv_c}{dt} = \frac{(1 + e_c \cos v_c)^2}{(1 - e_c^2)^{3/2}} \frac{dM_c}{dt} + \frac{\sin v_c (2 + e_c \cos v_c)}{1 - e_c^2} \frac{de_c}{dt} \quad (30)$$

以上をまとめて, $\delta p(0)$ から $\delta p(v_c)$ を求めるには, 式(24)によって $\delta s(0)$ を求め, その結果を式(25)に代入して $\delta s(v_c)$ を求め, さらに式(27)によって $\delta p(v_c)$ を求めればよい.

3. 一周期内の相対位置の変動量

3.1 変動量の初期速度と離心率による補正

前節の手順で相対位置の変動量を求めることができる. 従宇宙機は近地点において Hill 座標系の y 方向に d_y だけ離れている状態を初期値とすると, その後の従宇宙機の主宇宙機に対する運動は, Hill 座標系においてつぎのように表すことができる. ただし $\alpha = J_2 R^2 / a_{c0}^2$ として主宇宙機の離心率 e_{c0} で展開するときの 1 次の項までを示す.

$$x = \alpha \sin^2 i_{c0} \cos 2\omega_{c0} \sin v_c (1 - \cos v_c) dy + \frac{1}{2} \alpha \sin^2 i_{c0} \sin 2\omega_{c0} (1 - \cos v_c) (7 + 2\cos v_c) dy, \\ + \alpha \left[\sin^2 i_{c0} \cos 2\omega_{c0} \sin v_c (1 - \cos v_c) + \frac{1}{2} \sin^2 i_{c0} \sin 2\omega_{c0} (25 - 9v_c \sin v_c - 23\cos v_c - 2\cos^2 v_c) \right] d_y e_{c0} \quad (31)$$

$$y = d_y - \frac{3}{4} \alpha (1 - 3\cos^2 i_{c0}) (1 - \cos v_c) d_y - \frac{1}{4} \alpha \sin^2 i_{c0} \cos 2\omega_{c0} (1 - \cos v_c) (17 + 4\cos v_c) d_y, \\ - \frac{1}{2} \alpha \sin^2 i_{c0} \sin 2\omega_{c0} (9v_c - 11\sin v_c + 2\sin v_c \cos v_c) d_y, \\ + \left[1 - \cos v_c + \frac{3}{4} \alpha (1 - 3\cos^2 i_{c0}) (1 + v_c \sin v_c - 3\cos v_c + 2\cos^2 v_c) \right. \\ \left. - \frac{1}{4} \alpha \sin^2 i_{c0} \cos 2\omega_{c0} (1 - \cos v_c) (33 - 11\cos v_c - \cos^2 v_c) \right. \\ \left. - \frac{1}{4} \alpha \sin^2 i_{c0} \sin 2\omega_{c0} (72v_c + 18v_c \cos v_c - 107\sin v_c + 18\sin v_c \cos v_c - \sin v_c \cos^2 v_c) \right] d_y e_{c0} \quad (32)$$

$$z = -\alpha \sin i_{c0} \cos i_{c0} (1 - \cos v_c) (\cos \omega_{c0} - \cos (\omega_{c0} + v_c)) d_y e_{c0} \quad (33)$$

上記に示すように J_2 項の影響によって x , y , z は軌道一周内で変動する。 z 方向についてはその変動が小さいが、 x , y 方向は変動量が大きく、とくに y 方向については真近点離角 v_c がそのまま含まれていることから永年変動項が存在する。ここでは x , y 方向の変動量をなるべく抑えるように従宇宙機の x , y 方向の初期速度と主宇宙機の離心率 e_{c0} を設定することを考えよう。つぎの仮定をおく。

- ・主宇宙機はノミナル状態で離心率0の円軌道を運動し、変動を抑えるための離心率は J_2 のオーダーであるとする。
- ・従宇宙機の Hill 座標系における初期速度は、主宇宙機の初期状態における軌道角速度を $n_{c0} = \sqrt{\mu/a_{c0}^3}$ とするとき $d_y n_{c0}$ に対して J_2 のオーダーであるとする。

このとき従宇宙機の Hill 座標系における初期速度を \dot{x}_0 , \dot{y}_0 とおくと、これらによる変動分 Δx , Δy は e_{c0} の 1 次の項までをとると次式で表すことができる。

$$\Delta x = \frac{\sin v_c}{n_{c0}} (1 - 2e_{c0}) \dot{x}_0 + \left[\frac{2(1 - \cos v_c)}{n_{c0}} + \frac{2 - 2\cos v_c - 3v_c \sin v_c}{n_{c0}} e_{c0} \right] \dot{y}_0 \quad (34)$$

$$\Delta y = -\frac{2(1 - \cos v_c)}{n_{c0}} [1 - (3 + \cos v_c) e_{c0}] \dot{x}_0 - \left[\frac{3v_c - 4\sin v_c}{n_{c0}} + \frac{3v_c + 3v_c \cos v_c + 2\sin v_c \cos v_c}{n_{c0}} e_{c0} \right] \dot{y}_0 \quad (35)$$

\dot{y}_0 によって永年変動項が現れるので、 J_2 項によって y に現れる永年変動項を打ち消すことを考える。一般の離心率の場合に \dot{y}_0 はつぎのように求められる [4]

$$\dot{y}_0 = -\frac{3\alpha 2n_{c0} \sin^2 i_{c0} \sin 2\omega_{c0}}{2\sqrt{1 + e_{c0}} (1 - e_{c0})^{7/2}} d_y \quad (36)$$

上式を e_{c0} の 1 次の項まで展開すると次式となる。これは式 (32) における永年項を e_{c0} の 1 次の項までキャンセルすることになる。

$$\dot{y}_0 = -\frac{3\alpha}{2} \sin^2 i_{c0} \sin 2\omega_{c0} n_{c0} (1 + 3e_{c0}) d_y \quad (37)$$

つぎに J_2 項による x の変動を考える。 \dot{x}_0 を設定することによって x の変動分のうち \dot{x}_0 と同期する $\sin v_c$ の成分はキャンセルすることができ、 \dot{x}_0 は次式となる。ただし x の変動における e_{c0} の影響は J_2 の 2 次のオーダーとなるので無視する。

$$\dot{x}_0 = -\alpha \sin^2 i_{c0} \cos 2\omega_{c0} n_{c0} d_y \quad (38)$$

このように \dot{x}_0 , \dot{y}_0 を定めるとき、 J_2 項による y の変動において離心率 e_{c0} の影響は J_2 の 1 次のオーダーで現れるので、離心率 e_{c0} を適切に設定することで y の変動分のうち離心率と同期する成分をキャンセルすることができる。このときの離心率は次式で与えられる。

$$e_{c0} = \frac{3\alpha}{2} - \frac{\alpha}{4} \sin^2 i_{c0} (9 - 5\cos 2\omega_{c0}) \quad (39)$$

式 (36), (38), (39) のように \dot{y}_0 , \dot{x}_0 , e_{c0} を設定するとき、 J_2 項による x , y の変動は式 (31), (32) から、つぎの \bar{x} , \bar{y} のように変化する。ただし $\theta_c = \omega_{c0} + v_c$ とし、 J_2 の 1 次のオーダーまでを表記する。

$$\bar{x} = -\frac{\alpha}{2} \sin^2 i_{c0} [\sin 2\theta_c - \cos v_c \sin 2\omega_{c0}] d_y \quad (40)$$

$$\bar{y} = d_y - \frac{\alpha}{2} \sin^2 i_{c0} \sin v_c [2\sin(2\omega_{c0} + v_c) + \sin 2\omega_{c0}] d_y \quad (41)$$

このように x , y の一周内で変動は \dot{x}_0 , \dot{y}_0 , e_{c0} の設定だけで完全に抑えられるわけではないが、式 (31), (32) と比較すれば相当に低減できることがわかる。

3.2 変動量の低推力連続入力による除去

相対変動量を完全に抑えるためには J_2 項によって生じる擾乱力を連続的に補償する必要がある。ここではこの擾乱力の大きさを求めよう。 δp は Hill 座標系における相対位置と相対速度の成分で構成されている。したがって $\dot{\delta p}$ を求めれば Hill 座標系における加速度項がわかり、 J_2 項が Hill 座標系においてどのような力として作用するかがわかる。この力をキャンセルするように推力を加え続けることができれば Hill 座標系において相対位置を一定に保つことができる。式 (27) を時間微分することで $\dot{\delta p}(v_c)$ はつぎのように求められる。

$$\dot{\delta p}(v_c) = \dot{A}_{Hs}(v_c) \delta s(v_c) + A_{Hs}(v_c) \dot{\delta s}(v_c) = \left[\frac{\partial A_{Hs}(v_c)}{\partial s} \dot{s}(v_c) + A_{Hs}(v_c) A_{ss}(v_c) \right] \delta s(v_c) \quad (42)$$

上式によって $\dot{\delta p}(v_c)$ を求めることができるが、各軌道要素は J_2 項による変動をうけるのでその分の影響を式 (28) と同様に考慮する必要がある。

主宇宙機の真近点離角が v_c のときに従宇宙機の主宇宙機に対する相対位置が $\delta p(v_c) = [0 \ d_y \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]^T$ であるとする。このとき $\dot{\delta p}(v_c)$ の値からこの相対位置を保つために従宇宙機に加えるべき力を Hill 座標系で f_{dx} , f_{dy} , f_{dz} とし、これらを J_2 の 1 次のオーダーで求めると次式となる。

$$f_{dx} = -an_{c0}^2 [3\sin v_c + \sin^2 i_{c0} (-7\sin v_c \sin^2 \omega_{c0} - 2\sin \theta_c \cos \omega_{c0} + 11\sin \theta_c \cos \theta_c)] d_y + 2n_{c0}^2 \sin v_c d_y e_{c0} \quad (43)$$

$$f_{dy} = \frac{1}{2} an_{c0}^2 [3\cos v_c + \sin^2 i_{c0} (-7\cos v_c \sin^2 \omega_{c0} - 2\cos \theta_c \cos \omega_{c0} + 8 - 16\cos^2 \omega_{c0} \quad (44)$$

$$- 16\cos^2 v_c + 32\cos \theta_c \cos v_c \cos \omega_{c0})] d_y - n_{c0}^2 \cos v_c d_y e_{c0} \quad (45)$$

$$f_{dz} = 0 \quad (46)$$

主宇宙機の軌道に J_2 のオーダーの離心率があると式 (43), (46) の右辺最終項にあるような影響が現れるが、軌道離心率 e_{c0} を f_{dx} および f_{dy} において離心率と同期して変動する成分をキャンセルするように定めることにすると、 f_{dx} , f_{dy} から得られる離心率の値は等しくなって次式となる。

$$e_{c0} = \frac{3a}{2} - \frac{a}{4} \sin^2 i_{c0} (9 - 5\cos 2\omega_{c0}) \quad (47)$$

これは式 (39) と同じ値であり、従宇宙機に加える力がある程度キャンセルするために主宇宙機に設定する離心率は、初期速度と離心率によって相対位置変動を抑えるために主宇宙機に設定する離心率と同じ値となる。このように主宇宙機の離心率を設定するときの従宇宙機に加えるべき力を \bar{f}_{dx} , \bar{f}_{dy} とするとこれらはつぎのように表される。

$$\bar{f}_{dx} = -\frac{a}{2} n_{c0}^2 \sin^2 i_{c0} (11 \sin 2\theta_c - 2 \cos v_c \sin 2\omega_{c0}) d_y \quad (48)$$

$$\bar{f}_{dy} = \frac{a}{2} n_{c0}^2 \sin^2 i_{c0} (8 \cos 2\theta_c + \sin v_c \sin 2\omega_{c0}) d_y \quad (49)$$

なお、従宇宙機に初期速度 \dot{x}_0 , \dot{y}_0 を設定すると、初期速度による Coriolis 力成分が f_{dx} , f_{dy} に対して $-2n_{c0}\dot{y}_0$, $2n_{c0}\dot{x}_0$ として加わることになるが、式 (48), (49) にみられる周期項をキャンセルするものではないのでここでは初期速度の設定は考えない。

4. 数値計算例

4.1 周期内変動の値

ここでは従宇宙機が主宇宙機に対して近地点において進行方向に一定距離だけ離れたときに、 J_2 項の影響によって相対位置がどう変動するかを数値計算を行い、解析結果と比較する。主宇宙機と従宇宙機はともに J_2 項の影響のもとに独立にシミュレーションを行い、その結果から相対位置変動を求めて Hill 座標系で成分表示する。

主宇宙機の軌道要素として近地点におけるつぎの値を用いる.

$$a_{c0} = 7000 \text{ [km]}, \quad \Omega_{c0} = 0^\circ, \quad \omega_{c0} = 30^\circ, \quad i_{c0} = 45^\circ$$

離心率 e_{c0} は 0 または式 (39) の値を用いる.

離心率 $e_{c0} = 0$ として従宇宙機の主宇宙機に対する近地点（昇降点から角度 ω_{c0} の点）での初期値を $\delta p = [0 \quad d_y \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0]^T$ として $d_y = 50 \text{ [m]}$ とするときの、従宇宙機の主宇宙機に対する x, y 方向の相対位置変動を図 1 に示す (y 方向では d_y を差し引いた値. z 方向はほとんど位置変動が生じないので省略). この図ではシミュレーション結果と式 (31), (32) の結果を比較しており, 式 (32) から予想されるように y 方向に永年変動が生じること, シミュレーション結果は解析結果とよい一致を示すことがわかる.

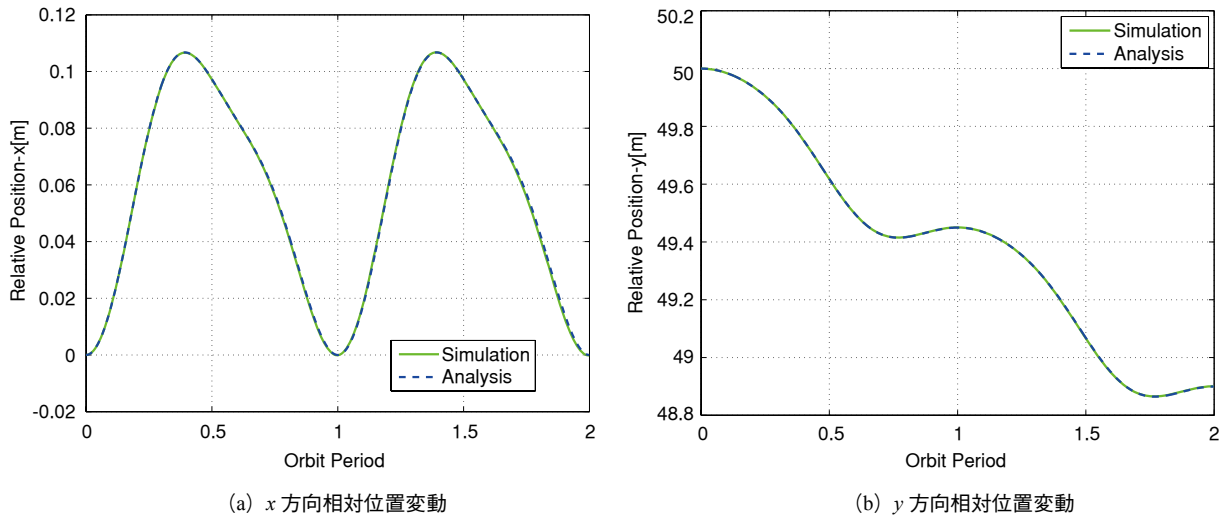


図 1. 相対位置の変動量と解析結果の比較

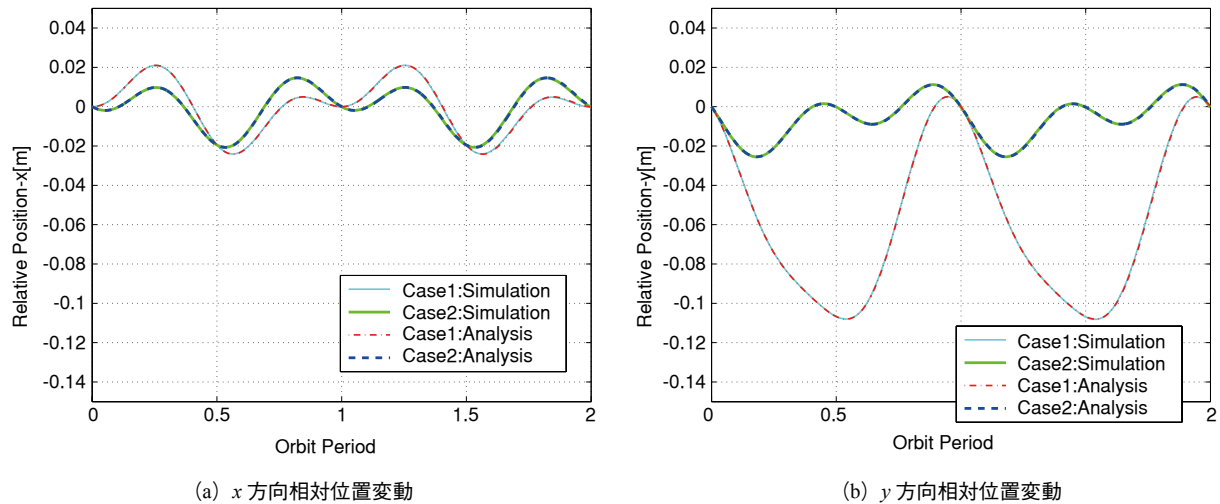


図 2. 相対位置の変動量と解析結果の比較 (初期速度と離心率で補正を行う場合)

4.2 初期速度と離心率による周期内変動の補正

つぎにこの周期内変動を初期速度と離心率によって補正することを考える。従宇宙機の主宇宙機に対する近地点（昇降点から角度 ω_{c0} の点）での初期値を $\delta p = [0 \ d_y \ 0 \ \dot{x}_0 \ \dot{y}_0 \ 0]^T$ として $d_y = 50$ [m] とするとき、つぎの2つのケースについて計算を行う。

1. $e_{c0} = 0, \dot{x}_0 = 0$, とし, \dot{y}_0 として式 (36) に示す値を用いるとき
2. $\dot{x}_0, \dot{y}_0, e_{c0}$ として式 (38), (36), (39) に示す値を用いるとき

前者では y 方向の永年変動を除去することができ、後者ではさらに周期内変動を軽減することができる。この結果を図2に示す。この図に示すように、1のケースでは y 方向の永年変動は抑えられるが周期内変動はとくに y 方向において顕著である。また2のケースでは周期内変動をある程度小さく抑えられていることがわかる。また図中、破線および一点鎖線は解析結果を示しているが、シミュレーション結果とよい一致を示すことがわかる。

4.3 連続入力による周期内変動の除去

つぎに連続的なスラスト入力により周期内変動を完全に抑える場合を考える。従宇宙機の主宇宙機に対する近地点（昇降点から角度 ω_{c0} の点）での初期値を $\delta p = [0 \ d_y \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]^T$ として $d_y = 50$ [m] とするとき、つぎの2つのケースについて計算を行う。

3. $e_{c0} = 0$ として、従宇宙機に加える x 方向力と y 方向力に式 (43), (45) の値を用いるとき
4. e_{c0} として式 (47) の値を用い、従宇宙機に加える x 方向力と y 方向力に式 (48), (49) の値を用いるとき

この2つのケースで従宇宙機に加えるべき力を図3に示す。この図に示すように、 $e_{c0} = 0$ のケースではやや力の変動が大きくなるが、 e_{c0} として式 (47) の値を用いると力の変動をある程度抑えて、ほぼ平均値を0とすることができる。

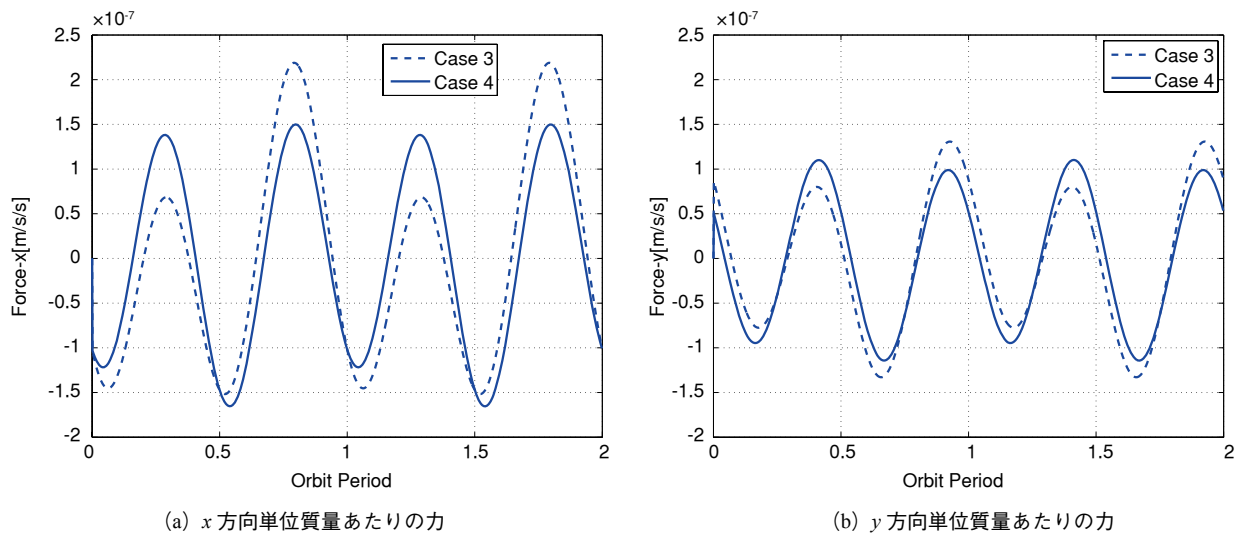


図3. 相対位置の変動量を除去するために従宇宙機に加えるべき力

4.4 周期内変動の補正の比較

以上、従宇宙機の主宇宙機に対する相対位置変動を抑えるために、従宇宙機の初期速度と主宇宙機の離心率を設定して相対位置変動をある程度抑える場合と、主宇宙機の離心率を設定して従宇宙機に連続的に力を加えて相対位置変動を除去する場合について述べた。ここでは、これらの各場合に従宇宙機に必要な速度増分と相対位置変動の大きさについて、簡単のために $\omega_{c0} = 0$ の場合で比較する。この結果を表1に示す。この表に示すように連続的に入力を加える場合には初期速度を設定するよりもはるかに大きな速度増分を必要とする。連続入力の

場合は1周期だけの値なので周回を重ねるたびにこの値は比例して大きくなる。一方、初期速度を設定する場合には、ある程度の相対位置変動は避けられないので、この変動が許容できない場合にはなんらかの制御が必要となる。

表1 従宇宙機の初期速度を設定する場合と従宇宙機に連続入力を加える場合の比較 ($\omega_{c0}=0$)

		初期速度設定	連続入力
速度増分 (1周期)	x	$-a \sin^2 i_{c0} n_{c0} d_y$	$\int \bar{f}_{dx} dt = 22a \sin^2 i_{c0} n_{c0} d_y$
	y	0	$\int \bar{f}_{dy} dt = 16a \sin^2 i_{c0} n_{c0} d_y$
周期内変動	x	$\frac{a}{2} \sin^2 i_{c0} d_y \sim \frac{a}{2} \sin^2 i_{c0} d_y$	0
	y	$-a \sin^2 i_{c0} d_y \sim 0$	0

5. まとめ

本稿では、2機の編隊飛行制御において、従宇宙機が主宇宙機に対して進行方向に一定距離だけ離れた場合を対象に地球重力の J_2 項の影響が2機の宇宙機の相対位置にどう影響するかを解析した。 J_2 項の影響は動径方向 x と進行方向 y に現れるが、この変動を抑えるための、従宇宙機の初期速度と主宇宙機の軌道離心率の設定について考察した。また相対位置変動を除去するために従宇宙機に連続的に入力を加える場合の連続入力の大さを求め、主宇宙機の軌道離心率を適切に設定することで連続入力の変動をある程度抑えられることを述べた。

参考文献

- [1] B. Wie, "Space Vehicle Dynamics and Control", AIAA Education Series, pp. 233-240, 1998
- [2] S. Schaub and J. L. Junkins, "Analytical Mechanics of Space Systems", AIAA Education Series, pp. 489-543, 593-628, 2003
- [3] D. Gim and K. T. Alfriend, "State Transition Matrix of Relative Motion for the Perturbed Noncircular Reference Orbit", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, pp. 956-971, 2003
- [4] K. Yamada, T. Shima and S. Yoshikawa, "Effects of Perturbation in Formation Flight around an Eccentric Reference Orbit", Proceedings of 17th Workshop on JAXA Astrodynamics and Flight Mechanics, to appear

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

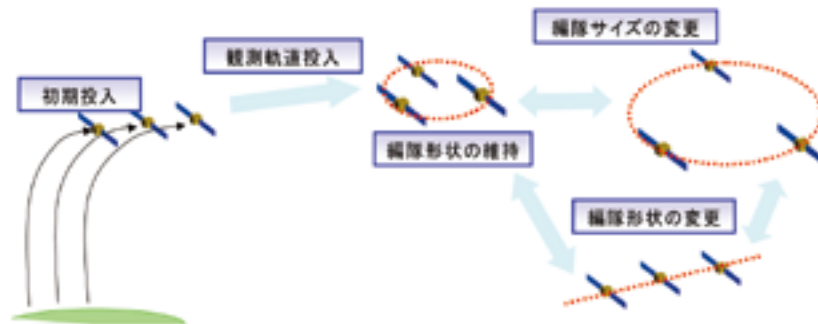


図1 編隊飛行による観測ミッションの運用全体像

* 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.

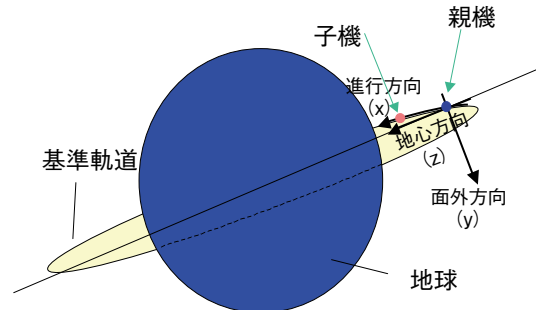


図2 Hill 座標系の定義

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.

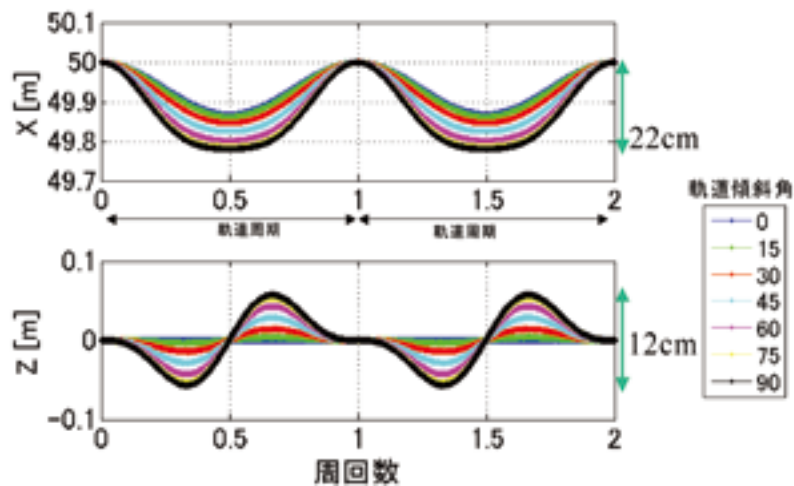


図3 J2による相対位置変動

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。

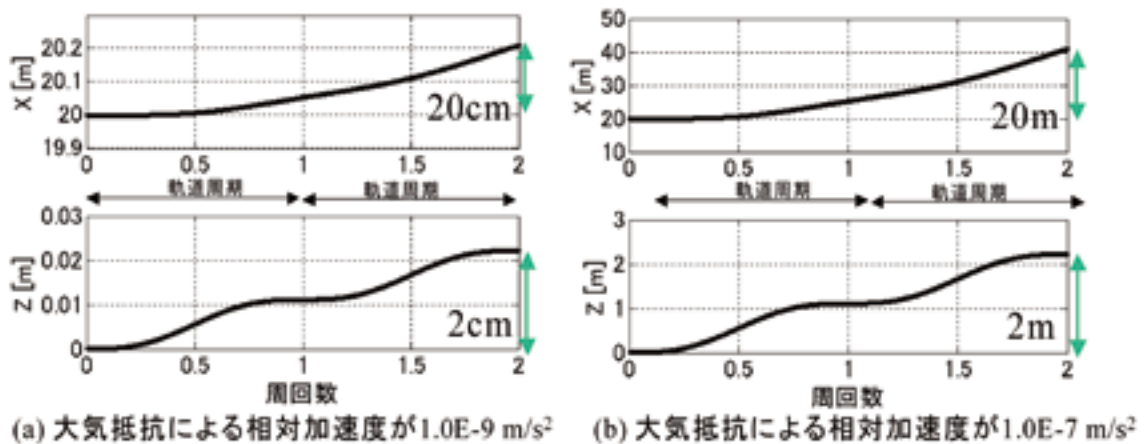


図4 大気抵抗による相対位置変動

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)。

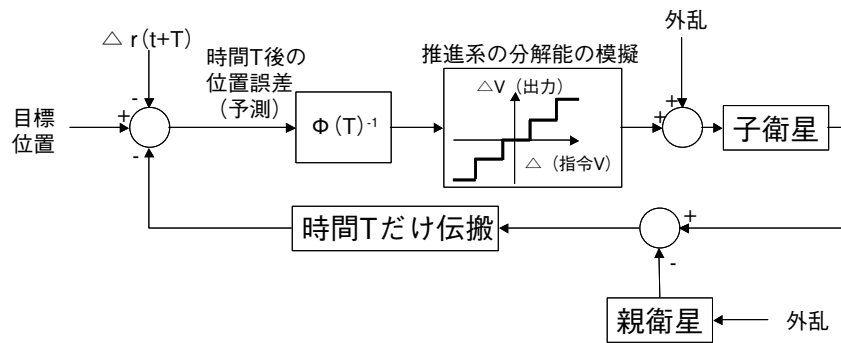


図5 軌道保持制御則

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。

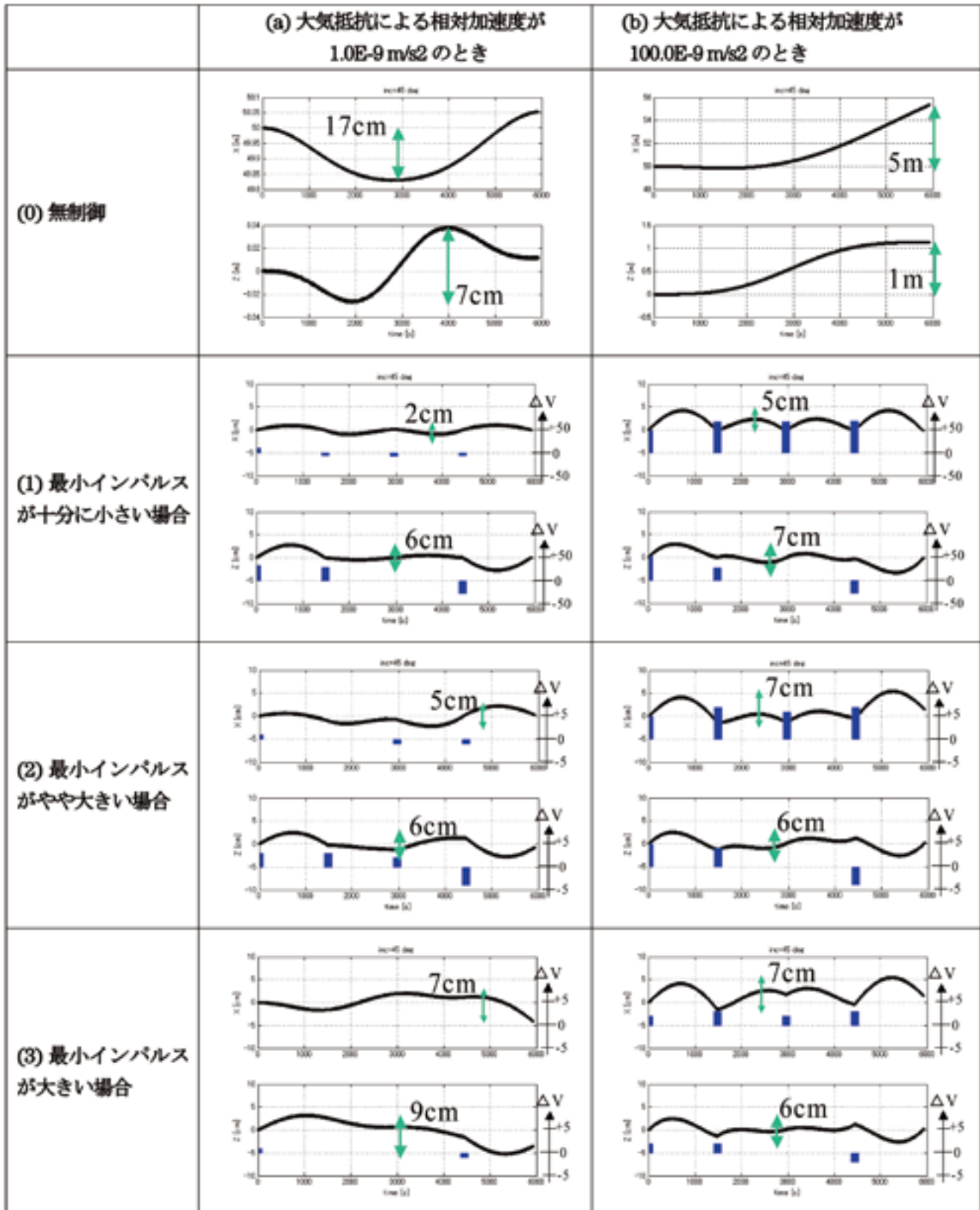
なお、ここでは相対位置を重心位置の移動で制御する場合について考察したが、ミッションによっては重心から大きなオフセットを持った点(例えば長い焦点距離をもつ光学系の焦点)をあわせるといった要求もあり、光軸に垂直な方向は衛星の姿勢を変えることでも制御可能である。今後は、このような位置と姿勢の協調制御とい

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）



注. ΔV の単位は最小インパルス

Research and Development of Electric Propulsion Thrusters in Japan

By
Kimiya KOMURASAKI*

Abstract : Cathode-less ion engines are on the Hayabusa asteroid explorer, and Kaufman-type engines are on the Engineering Test Satellite-VIII at present. A 5kW-class Hall thruster and a 200mN-class ion engine are under development. PPTs and laser micro-thrusters are prepared for the propulsion system of microsattellites. This paper reports the recent activities on electric propulsion conducted in Japanese universities, industries, and JAXA.

Key words : Electric Propulsion, Ion Engine, Hall Thruster, PPT, MPD, Micro Thruster

1. Space Missions

1.1 Hayabusa Asteroid Explorer (ISAS/JAXA)^{1,2}

The Hayabusa space mission is focused on demonstrating the technology needed for a sample return from an asteroid and was launched in May 2003. The cathode-less electron cyclotron resonance ion engines propelled the Hayabusa asteroid explorer. Depending on the solar distance the ion engines were operated between 250W and 1.1kW in electrical power. It is identified that a single thruster generates the swirl torque 2×10^{-6} Nm. It succeeded in rendezvousing with the asteroid Itokawa in September 2005 after a 2-year flight, producing a delta-V of 1,400 m/s, while consuming 22kg of xenon propellant and operating for 25,800 hours. The total accumulated operational time of the ion engines reaches 28,000hours at the end of May 2007. One of four thrusters, which has been most frequently used, reaches 12,000hours in space operation.

1.2 Engineering Test Satellite-VIII (JAXA)

The Engineering Test Satellite-VIII (ETS-VIII) launched in December 2006. It is a three-ton class geostationary satellite utilizing four Kaufman-type ion engines for North-South Station Keeping(NSSK). The major engine specifications are shown in Table 1. Although its thruster design was similar to those on ETS-VI launched in 1994 or COMETS launched in 1998, it was modified to extended its lifetime from 8,000 hours to 16,000 hours. The engine system was checked out in orbit in January 2007. After then, normal NSSK operations have been carried out almost every day since March 2007. The operation time is about six hours around the ascending node and descending node.

Table 1 Ion engine Specifications.

Average thrust	>20mN
Average Isp	>2,200sec
Weight	96kg
Operation time	16,000hours
Total impulse	$>1.15 \times 10^6$ Ns
Number of firing	3,000cycles
Power consumption	<880W
Grid diameter	12cm

* Associate Professor, Department of Advanced Energy, Kashiwanoha 5-1-5

2. Flight Model Developments

2.1 MELCO Hall Thruster³

A hall thruster and a power-processing unit (PPU) have been developed since 2003 as a national project under the contract of Institute for Unmanned Space Experiment Free Flyer (USEF) sponsored by Ministry of Economy, Trade and Industry (METI). The target specification is as follows: the thrust level is over 250mN, the specific impulse is over 1,500s under the PPU power consumption of below 5kW, and the lifetime is over 3,000hours. Mitsubishi Electric Corporation designed, fabricated and evaluated the thruster EM (Fig.1) and PPU EM.



Fig.1 200mN class hall thruster EM

The thruster EM showed the thrust level of 264mN, the specific impulse of 1,720s under the thruster input power of 4.56kW. The thrust ranges from 87mN to 293mN, and the specific impulse does from 1070sec to 1910sec under the input power range from 1.49kW to 5.46kW. The PPU EM consists of main power conditioners (PCs) such as anode PC, hollow cathode keeper PC, two electromagnetic coil PCs, and primary bus interface. It is designed for 100V regulated satellite bus. It showed over the total efficiency 93% at the output power range from 1.75kW to 4.5kW and at the anode voltage range from 250V to 350V.

2.2 Next-Generation Ion Engine (IAT, JAXA)⁴⁻⁶

The next-generation ion engine shown in Fig.2 performs very high performance over the wide thrust range from 80 to 200mN. The most important feature of the thruster is its large-sized ion extraction system, whose diameter is 35 cm. Current efforts are directed to evaluation of reliability and durability of the thruster. A life test of a main hollow cathode was started in March 2006. The high electron-emission capability of over 20 A and the anti-erosion graphite materials are its key



Fig.2 BBM ion engine.

features. In this test, the cathode was operated in a dummy discharge chamber whose geometrical and magnetic configuration were almost the same as the actual thruster. Except for some troubles in peripherals, the cathode operation itself has been very stable and favorable. Accumulated cathode-operation time reached 8800 hours in the mid of May 2007 and the operation will be continued until fatal troubles occur. In order to estimate the grid life by numerical simulations, beamlet formation should be described precisely. Ion-impingement current on an accelerator grid was measured using a specially made gridlet. The gridlet was composed of both barrel and downstream electrodes electrically isolated from each other.

The results will provide reference data to verify and improve a numerical model.

2.3 Space debris removal systems using electrodynamic tether (EDT) propulsion (IAT/JAXA)⁷

EDT can be a totally propellant-free propulsion system if a bare tether is used as an electron collector and a field emission cathode as an electron emitter. We have been developing some components of the EDT system such as bare tethers, reel mechanisms, field emission cathodes using carbon nanotubes, and others aiming at demonstrating

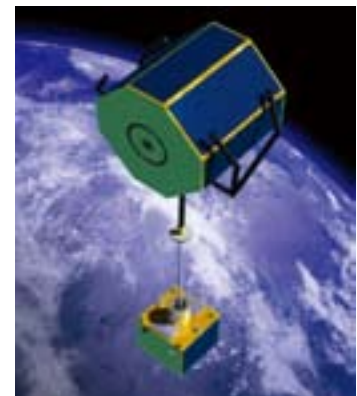


Fig.3 Image of a debris removal system with EDT propulsion.

on-orbit operation. Figure 3 shows an image of a debris removal system in near future.

2.4 Pulsed Plasma Thruster for Small Satellites (Tokyo Metropolitan University)^{8,9}

Pulsed Plasma Thrusters have been developed for the application to 50kg-class small satellites. Following the R&D of a parallel electrode (rectangular) PPT, TMU has begun to study a co-axial PPT. Owing to its electromagnetic acceleration, a parallel electrode PPT shows the high specific impulse and very small impulse-bit, which would be advantageous for the attitude control and precise orbit control of satellites. On the other hand, a co-axial PPT, in which electrothermal acceleration is dominant, shows large impulse-bit (nearly 1mN) and high thrust efficiency. It is favorable for the station-keeping and de-orbit. Wide performance range (20 μ N-s impulse bit, 2,000s Isp to 1mN-s impulse bit, 14% thrust efficiency) has been achieved as shown in Fig.4.

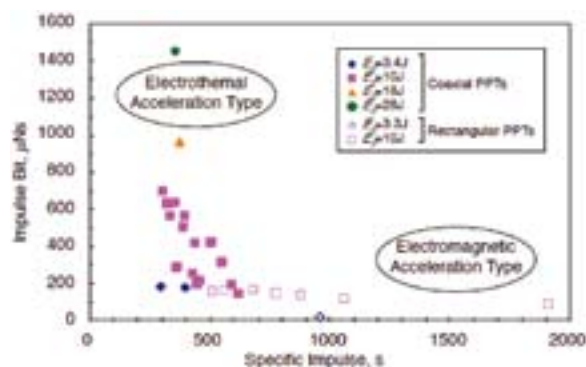


Fig.4 Performance summary of electromagnetic / electrothermal type of PPT.

2.5 Microwave Discharge Ion Thrusters (ISAS/ JAXA)^{10,11}

In order to advance the technology of cathode-less microwave discharge ion engines known as the “ μ ” family, two programs are being carried out: μ 20 and μ 10HIsp (Fig. 5). The former is a 20-cm diameter engine, and the latter is a higher specific impulse version of the 10-cm diameter μ 10. Table 2 summarizes the achieved and the target performance of the models.

Table 2 Performance of “ μ ” series ion thrusters.

Items	μ 10 achieved	μ 20 target	μ 10HIsp target
Ion Prod. Cost, W/A	230	200	230
Beam Current, mA	140	500	140
Microwave Power, W	32	100	32
Beam Voltage, V	1,500	1,200	15,000
Specific Imp., sec	3,000	2,800	10,000
Thrust, mN	8.5	27	27
System Power, W	350	900	2,500
Thrust/Power, mN/kW	22	30	11

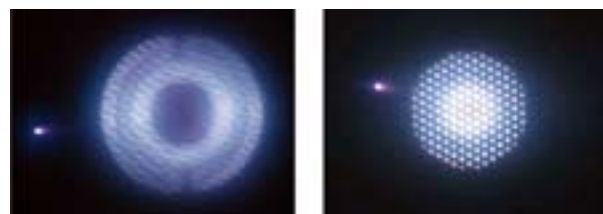


Fig.5 Front view of μ 20 and μ 10HIsp.

The performance of μ 20 was improved from the μ 10's level of 22mN/kW to 30mN/kW by the combination of a thin screen grid and an optimized gas injector & magnet layout. Aperture diameter of an accelerator grid was designed for improvement of propellant utilization efficiency. Evaluation of this new optics and the 1000-hour wear test of μ 20 system are planned in this summer.

The potential application of the μ 10HIsp is a solar-electric sail mission to Jupiter, which requires solar electric propulsion system with Isp of 10,000sec achievable using beam voltage of 15kV. Operation of the μ 10HIsp was demonstrated in the laboratory using high voltage insulation techniques such as a DC block, gas isolator and supporting elements. Although Isp of over 9,000sec was achieved, it has not reached 10,000sec yet because of relatively large drain current of 20mA to an accel grid. It is thought that the non-uniform ion current distribution causes direct impingement of ions to the accel grid due to cross over limit. By suppressing the impingement, 10,500sec Isp, 29mN thrust, 11.2mN/kW thrust power ratio and 58%

total efficiency would be expectable. A power processing unit for the μ 10HIsp is under development in corporation with NTSpace.

2.6 Project of Osaka Institute of Technology Electric-Rocket-Engine onboard Small Space Ship

The Project of OIT Electric-Rocket-Engine onboard Small Space Ship (POERESSS) was started. A 10-kg small satellite with electrothermal PPTs, named JOSHO, will be launched in 2010. An orbit raising and attitude control of JOSHO in LEO will be carried out by the PPTs. Their endurance test is under way.

An electrothermal PPT with a side-fed propellant feeding mechanism was tested. Initial thrust-to-power ratio of $43\text{-}48\mu\text{Ns}/\text{J}$ ($\mu\text{N}/\text{W}$), Isp of 470-500sec and thrust efficiency of 11-12% with stored energy of 4.5-14.6J per shot, and a total impulse of 3.6Ns were obtained in a repetitive 10000-shot operation with a stored energy of 8.8J per shot.

2.7 Diode Laser Microthruster (The University of Tokyo)¹²⁻¹⁴

Two types of diode laser microthrusters with different propellants have been developed for 10cm class microsattellites. One provides total impulse of 30Ns within the propellant volume of $5 \times 5 \times 6\text{cm}^3$ with a single shot impulse of 650mNs. This thruster will enable a microspacecraft to orbit around mother spacecraft quickly. The other is a thruster of $3 \times 3 \times 2\text{cm}^3$, including a diode laser, optics, and micro-motor designed for reaction-wheel un-loading of a 1kg cube-sat developed by Tokyo Metropolitan College of Aeronautical Engineering, Japan. Its launch is scheduled in summer 2008 as a piggyback satellite of H-IIA rocket. (Fig. 6)



Fig.6 EM of the laser ignition microthruster.

3 Basic Researches

3.1 Osaka Institute of Technology

3.1.1 Hall Thrusters

The cylindrical Hall thruster (CHT) is an attractive approach to achieve long lifetime especially in low power applications. Because of the larger volume-to-surface ratio than conventional coaxial Hall thrusters, CHTs are characterized by a reduced heating rate of thruster components and by a lower erosion rate of the channel.

The 5.6-cm-diameter thruster TCHT-3B was operated, as

shown in Fig.7(a), in the power range of 30-150W to examine the effects of magnetic field configuration. By adjusting the axial position where a large magnetic field is applied in the channel, TCHT-3B achieved a high efficiency of 18-39%.

The effects of magnetic field topography and discharge channel structure on performance were experimentally examined using a 1-kW-class anode-layer Hall thruster TALT-2 as shown in Fig.7(b). The performance enhancement using a divergent-type hollow anode was confirmed under the optimum channel length and various magnetic field topographies created by magnetic shields and a radial trim coil. As a result, thrust efficiency was enhanced to 57% with the divergent-type hollow anode at a discharge voltage of 400 V and a xenon mass flow rate of 3.0mg/s.



(a) TCHT-3B

(b) TALT-2

Fig.7 Photographs of Hall thruster operations.

3.1.2 Electrothermal PPT with multiple cavities

An electrothermal PPT with multiple cavities (discharge rooms) was proposed. It has an igniter and holes for inducing discharges in all cavities. This mechanism was used as a substitute for the propellant feeding mechanism to use a large amount of propellant. A PPT with two cavities showed an initial impulse bit per stored energy of $75\mu\text{Ns/J}$ with a stored energy of 14.6J and a lower decreasing rate of impulse bit in a repetitive operation than a conventional electrothermal PPT. Furthermore, a PPT with three cavities was successfully operated as shown in Fig.8. This inducing mechanism is applicable to a PPT with larger number of cavities for a higher total impulse. Unsteady phenomena, such as discharge in the circuit, heat transfer to the PTFE, heat conduction inside the PTFE, ablation from the PTFE surface and plasma flow were simulated numerically. The result showed the existence of considerable amount of ablation delaying to the discharge. However, it was also shown that this phenomenon should not be regarded as the late time ablation (LTA) for electrothermal PPTs because neutral gas ablated delaying to the discharge generates most of total pressure and impulse bit.

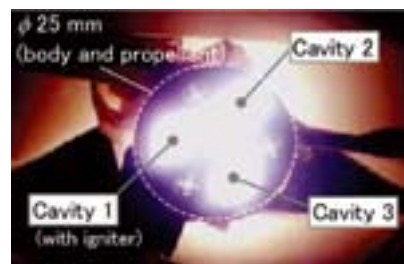


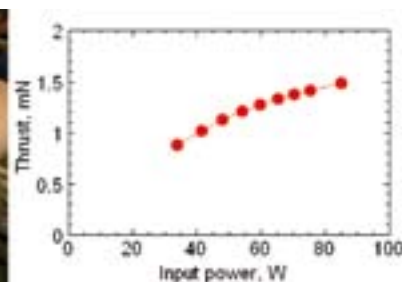
Fig.8 Discharge in a multi-cavity electrothermal PPT.

3.2 Kyushu University

Miniature microwave discharge ion engines (Fig.9) are candidates for use as miniature propulsion systems. However, their thrust performance has been far inferior to conventional ion thrusters. For understanding the mechanism of plasma production and loss, internal plasma structure of this was measured



Fig.9 Miniature microwave discharge ion engine and its performance.



and numerically analyzed. These results showed that there is an optimum magnitude of magnetic field due to the tradeoff between a magnetic confinement and a microwave-plasma coupling.

3.3 Tokyo University of Agriculture and Technology^{15,16}

An electrodeless MPD thruster using a compact helicon source with electromagnetic plasma acceleration has been studied for applications to future electric propulsions. They already confirmed the helicon plasma of 10^{13}cm^{-3} inside a glass tube (Fig.10) and examined the principle of electrode-less electromagnetic acceleration by RF antennae.

For future evolutionary propulsions, TUAT also has started a study of propellant-less propulsion using photon pressure as the motive force. A precision thrust stand discriminating $0.1\mu\text{N}$ is being developed so that a 300W tungsten filament (as a quasi-black body radiation) with a parabolic mirror demonstrates $1\mu\text{N}$ assuming 100% conversion efficiency directly from electrical to thrust power.



Fig.10 Compact helicon plasma in blue-mode in a 2.5cm i.d glass tube.

3.4 Kyoto University¹⁷⁻²⁰

The microplasma source was made of a dielectric tube 10mm long and 1.5mm in diameter, producing plasmas in the pressure range from 5 to 50kPa. Optical emission spectroscopy and Langmuir probe measurement showed that the emission intensity, electron density, and rotational temperature of mixed N_2 increased with increasing microwave power ($P_{in}=1-10W$), frequency ($f = 2, 4GHz$), and dielectric constant ($\epsilon_d \approx 3.8, 6, 12-25$) of the tube. The rotational temperature was found to increase toward the micronozzle to achieve high thrust performance. At $P_{in}=2-10W$ with an Ar gas flow rate of 50sccm, the electron density and rotational temperature obtained were $n_e \approx 10^{12} - 10^{14} cm^{-3}$ and $T_{rot} \approx 700 - 1800K$, respectively. These were consistent with the results of numerical analysis.

The micronozzle was fabricated in a 1-mm-thick quartz plate, where the nozzle had an inlet, throat, and exit diameter of 0.6, 0.2, and 0.8mm, respectively, as shown in Fig.11(a). Plasma discharges gave an elongated plume of supersonic plasma jet, as shown in Fig.11(b), downstream of the nozzle exit into vacuum.

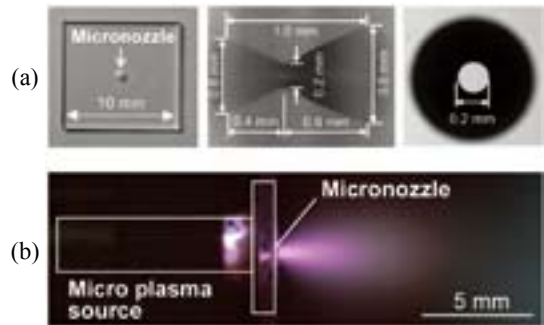


Fig.11 (a) Microscope image of the micronozzle, and (b) supersonic Ar plasma jet plume into vacuum ($f=4 GHz$, $P_{in}=5W$).

3.5 Shizuoka University²¹⁻²⁵

3.5.1 Studies on Electrodynamic Tethers

Shizuoka University is supporting the IAT/JAXA electrodynamic tether deorbit system with analytical and experimental studies. The hybrid tether system in which the electrodynamic tether is used as the orbit restoration system of rotational momentum tether orbit transfer system, is also studied. The results of the mission analysis at present show that the EDT-momentum tether hybrid system can reduce the total system mass by almost 30% compared with an ion thruster-momentum tether combination for the same missions. We are also studying about the new interplanetary transportation system using the electrodynamic tether with a magnetic coil (we call this system “Mag-Tether”) and showed that this system was more effective for the travel beyond the Jupiter than a mag-sail in the initial study.

3.5.2 Interplanetary propulsion system using stardust as propellant

For the travel to outer planets like Jupiter and Saturn, the total mass of the transportation system can be extraordinarily reduced if we can use the interplanetary materials as propellant. We pay attention to the stardust in space as an interplanetary material. The stardust abundantly exists in the asteroid belt and is easier to be taken than gases in space. To use the stardust as propellant, it is necessary to accelerate effectively solid micro-

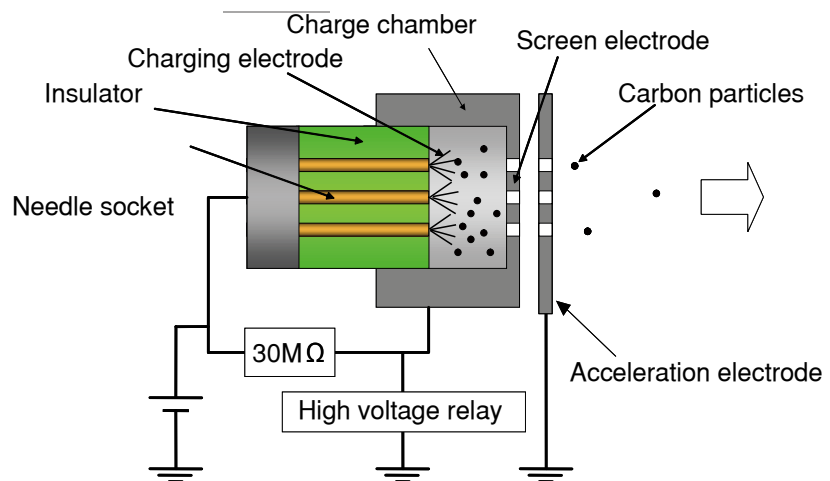


Fig.12 Conceptual figure of stardust accelerator.

particles.

We apply the contact charging and the electrostatic acceleration to charge and accelerate solid micro-particles. The experimental study of stardust accelerator (Fig.12) is now undergoing to improve its charging and accelerating performance of the solid micro-particles, and to find the effective way to supply the solid micro-particles.

3.6 Tokyo Metropolitan University²⁷⁻²⁹

Evaluation on hydrogen peroxide and another propellant reaction process with discharge plasma without catalyst is being carrying on. The objective of this study is to estimate the effects of discharge plasma to the chemical reaction process for the catalyst-less green propellant RCS thruster.

Evaluations of an electrodynamic tether system using a hollow cathode, another electron emission devices, and bare tether, have been carrying on. Understanding the contacting process with simulated space plasma, it enables various applications of electrodynamic tether system such as orbit raising, de-orbit, station keeping and power generator.

Fundamental studies on hollow cathode discharge phenomena and electron bombardment ion thruster performance improvement are also keeping on. RF ion thruster with RF neutralizer is also evaluated.

3.7 National Defense Academy

A visualized ion thruster (VIT) was designed and fabricated for evaluation and validation the numerical analysis models, and for the fundamental/educational understanding of an ion thruster. The shape of VIT is two-dimensional rectangular parallelepiped, and the plasma is produced by direct current discharge. The electron produced within an electron source is emitted to the discharge chamber through the keeper bridge plasma. Xenon propellant is ionized by electron bombardment and extracted by a grid system. It was confirmed that the plasma sheath formed near the grid slit was convex against the grid when the applied screen grid potential was low, and was concave when the potential was high. In addition, it was also confirmed that the electrical connection to the anode/anodes changed the discharge path and influenced the thruster performance.

3.8 Tokai University³⁰⁻³²

We have been conducting microfabrication of micro-arcjets or -plasmajets with ultra-violet lasers, and development rectangular DC micro-arcjets of various sizes operated under 5W. The micro-arcjet nozzle was machined in a 1.2mm thick quartz plate. For an anode, a thin Au film ($\sim 100\text{nm}$ thick) was coated in vacuum on a divergent part of the nozzle. As for a cathode, an Au film was also coated on inner wall surface. In operational tests, a stable discharge was observed for mass flow of 0.4 mg/sec, input power of 4W. In addition, microfabrication of the micro array-nozzle (Fig.13) with UV lasers was conducted.

Moreover, its preliminary thrust characteristics were compared with the single-nozzle as shown in Fig.12. Significant increases of the thrust and Isp with mass flow can be seen in the array-nozzle case. To elucidate influence of the interaction of exhaust multi-jets on internal flow of the micro array-nozzle, numerical simulation was conducted using a DSMC code. As a result, pressure at the nozzle exit increases through the interaction of exhaust-jet boundaries. This effect must increase static pressure of boundary layers in internal nozzle flows. The boundary layer thickness can be reduced by increasing pressure. Mach numbers drop between the jet-boundaries, and then the exhaust-

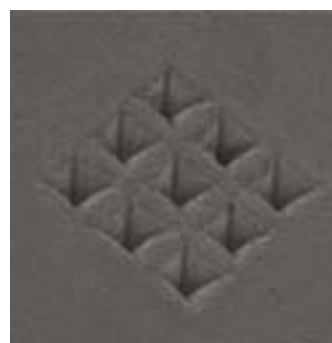


Fig.13 SEM image of a micro-arcjet array: nozzle element height 500 μm , spacing 100 μm .

jets are not expanded at the nozzle exit, or rather confined. These effects will reduce losses derived from viscous losses of internal nozzle flow and under-expanding flow of exhaust jet.

3.9 The University of Tokyo³³⁻³⁸

3.9.1 Hall Thruster

Sheath structures in an anode-layer thruster was computed using the fully kinetic 2D3V Particle-in-Cell and the DSMC methods. The ion production current in an anode hollow is found to decrease with magnetic flux density: At the low magnetic flux density, ion production current in the anode hollow is high and an ion sheath was created on the anode surface, contributing to the stable discharge.

A two-dimensional dual-pendulum thrust stand (Fig.14) had been developed to measure a thrust vector of a thruster with steering mechanism. Its measurement errors were less than 0.25mN (1.4%) in the main thrust direction and 0.09mN (1.4%) in its transversal direction. The steering angle of thrust vector of $\pm 2.3\text{deg}$ was successfully measured with the error of $\pm 0.2\text{deg}$.

Xe density profiles in a plume were measured using laser absorption spectroscopy for the development of a plume shield. The maximum total number density was $3.9 \times 10^{19}\text{m}^{-3}$ at the channel exit. Then, the number density decreased by one order at 200mm away from the exit.

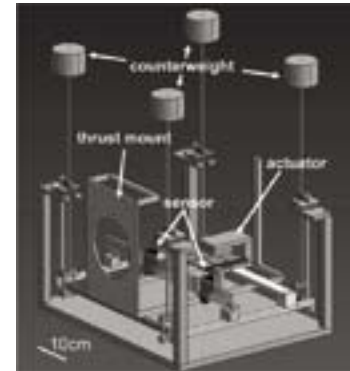


Fig.14 2D dual-pendulum thrust stand.

3.9.2 Pulsed Plasma Thruster

Liquid propellant is fed using a pulsed injector. A spark plug initiator is synchronized with the liquid injection. The single shot impulse was measured using a thrust stand with the resolution of $1.0\mu\text{N}$. As a result, Isp of 3,000sec was accomplished by throttling the propellant down to $3\mu\text{g}$.

In an ablative PPT, the acceleration processes were observed by high speed photography (Fig.15). Monochromatic images showed that high density, ablated neutral gas stayed near the propellant surface, and only a fraction of the neutrals was converted into plasma and electromagnetically accelerated, leaving the residual neutrals behind.

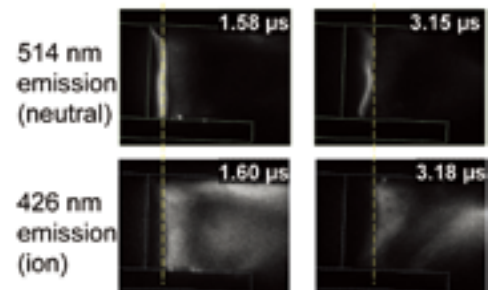


Fig.15 High speed photo of ablative PPT (ion and neutral emissions).

3.10 Tohoku University

A high power magneto-plasma-dynamic thruster (MPDT) operated with a magnetic nozzle has been investigated in detail. Experiments are performed in the HITOP device, which consists of a large cylindrical vacuum chamber (diameter 0.8m, length 3.3m) and 17 magnetic coils. An MPDT shown in Fig.16 is operated quasi-steadily (1ms) with He gas as a propellant. Axial magnetic field is applied to the MPDT and exhaust velocity is measured by a spectrometer in order to clarify the optimum field structure for the applied-field MPDT.



Fig.16 An MPDT with an extended structure for optical measurement.

Experiments of both ion cyclotron resonance heating (ICRH) and acceleration in a magnetic nozzle are also performed. This research is related to the VASIMR-type thruster, in which thrust and specific impulse can be changed with constant electric power. When ICRF (ion-cyclotron-range of frequency) waves are excited by a helically-wound antenna, ion temperature T_i drastically increases during the RF pulse. Perpendicular component to the magnetic field of ion energy decreases, whereas parallel component increases along the diverging magnetic field. This indicates that the increased thermal energy is converted to flow energy in a diverging magnetic nozzle. The ion acceleration along the field line is clearly observed in both He and H₂ gases. The exhaust energy can be controlled by input RF power only.

4 Acknowledgements

The authors gratefully acknowledge all the Japanese colleagues in universities, industries and JAXA who contributed.

References

- [1] Kuninaka, H., Nishiyama, K., Funaki, I., Yamada, T., Shimizu, Y., and Kawaguchi, J., "Powered Flight of Electron Cyclotron Resonance Ion Engines on Hayabusa Explorer", *Journal of Propulsion and Power*, Vol.23, No.2, 2007, pp.544-551.
- [2] Kuninaka, H., Nishiyama, K., Shimizu, Y., Hosoda, S., Koizumi H., and Kawaguchi, J., "Status of Microwave Discharge Ion Engines on Hayabusa Spacecraft", AIAA-2007-5196, 43rd Joint Propulsion Conference & Exhibit, Cincinnati, July 2007.
- [3] Ozaki, T., et al., "Electric Propulsion Development Activity at MELCO", 42nd Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA-2006-4321, Sacramento, CA, 2006.
- [4] Ohkawa, Y., Hayakawa, Y., Yoshida, H., Miyazaki, K., Kitamura, S., and Kajiwara, K., "Overview and Research Status of the JAXA 150-mN Ion Engine," 25th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS Paper 2006-b22, Kanazawa, Japan, June 2006.
- [5] Hayakawa, Y., Yoshida, H., Ohkawa, Y., Miyazaki, K., and Kitamura, S. "Carbon Orificed Hollow Cathodes for Xenon Ion Thrusters," 43rd Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA Paper 2007-5173, Cincinnati, Ohio, July 2007.
- [6] Hayakawa, Y., "Measurements of Current Distribution on a Two-Grid-Ion-Extraction-System Gridlet," 42nd Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA Paper 2006-5003, Sacramento, California, July 2006.
- [7] Nishida, S., Kawamoto, S., Okawa, Y., Terui, F., and Kitamura, S., "Space Debris Removal System using a Small Satellite," 57th International Astronautical Congress, IAC Paper 06-B6.4.02, Valencia, Spain, October 2006.
- [8] Uezu J., Iio J., Kamishima Y., Takegahara H., *et al.*, "Study on Pulsed Plasma Thruster Configuration to Expand Impulse Bit Range," 29th International Electric Propulsion Conference, Princeton, USA, IEPC-2005-234, October 31-November 4, 2005.
- [9] Iio, J., Takegahara, H., *et al.*, "Evaluation on Impulse Bit Characteristics of Pulse Plasma Thruster by Single Impulse Measurement," 29th IEPC, Princeton, USA, IEPC-2005-236, October 31-November 4, 2005.
- [10] K. Nishiyama, T. Nakai and H. Kuninaka, "Performance Improvement of the Microwave Discharge Ion Thruster $\mu 20$," AIAA-2006-5176, 42nd Joint Propulsion Conference and Exhibit, Sacramento, California, July 2006.
- [11] H. Hayashi and H. Kuninaka, "Experimental Demonstration of Microwave Discharge Ion Engine with 10,000sec Isp," ISTS-2006-b-33, 25th International Symposium on Space Technology and Science, Kanazawa, Japan, June

2006.

- [12] Koizumi, K., Inoue, T., Arakawa, Y., and Nakano, M., "Dual Propulsive Mode Microthruster Using a Diode Laser," *Journal of Propulsion and Power*, Vol.21 (2005) No.6, pp.1133-1136.
- [13] Koizumi, K., Inoue, T., Komurasaki, K., and Arakawa, Y., "Fundamental Characteristics of Laser Ablation Microthruster," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.50, No.167, pp.70-76, 2007.
- [14] Nakano, M., Koizumi, H., Inoue, K., Watanabe, M., and Arakawa, Y., "A laser ignition microthruster for microspacecraft propulsion," 25th International Symposium on Space Technology and Science, Kanazawa, Japan, 2006. ISTS-2006-b-05.
- [15] K. Toki, S. Shinohara, T. Tanikawa, K. Shamrai, T. Hada, I. Funaki, T. Hashimoto, K. Makita, Y. Tanaka and Y. Ikeda, "Compact Helicon Source Experiments for Electrodeless Electromagnetic Thruster", AIAA-2007-5311, 43rd Joint Propulsion Conference & Exhibit, Jul., Cincinnati, OH, USA, 2007.
- [16] K. Toki, T. Seto and N. Asakura, "Primitive Experiments on Photon Pressure Space Propulsion - Energy Direct Conversion to Thrust," AIAA-2007-5260, 43rd Joint Propulsion Conference & Exhibit, Jul., Cincinnati, OH, USA, 2007.
- [17] Y. Takao and K. Ono: "Miniature electrothermal thruster using microwave-excited plasmas: A numerical design consideration", *Plasma Sources Sci. Technol.* 15(2), 211-227 (2006).
- [18] Y. Takao, K. Ono, K. Takahashi, and Y. Setsuhara: "Microwave-sustained miniature plasmas for an ultra small thruster", *Thin Solid Films* 506-507, 592-596 (2006).
- [19] Y. Takao, K. Ono, K. Takahashi, and K. Eriguchi: "Plasma Diagnostics and Thrust Performance Analysis of a Microwave-Excited Microplasma Thruster", *Jpn. J. Appl. Phys.* 45(10B), 8235-8240 (2006).
- [20] Y. Takao, K. Eriguchi, and K. Ono: "A miniature electro-thermal thruster using microwave-excited microplasmas: Thrust measurement and its comparison with numerical analysis", *J. Appl. Phys.* 102 (2007) (in press).
- [21] Ikeda, T., Yamagiwa, Y., Kawamoto, S., Ohkawa, Y., Nishida, S., and Nakajima, A., "Development of Electrodynamic Tether Using Simple Reel Mechanism", *Proceedings of 25th International Symposium on Space Technology and Science*, Kanazawa, ISTS-2006-s-03, 2006, pp. 1-6.
- [22] Nakamura, Y., Yamagiwa, Y., Ohkawa, Y., Kawamoto, S., Nishida, S., and Kitamura, S., "Environmental Effects on Electron Emission Characteristics of Carbon Nanotube Cathodes", *Proceedings of 25th International Symposium on Space Technology and Science*, Kanazawa, ISTS-2006-s-18, 2006, pp. 1-6.
- [23] Ikeda, T., Nakamura, Y., Yamagiwa, Y., Kawamoto, S., Ohkawa, Y., Nakajima, A., "Multiple Bare Tethers for Electrodynamic Tether Propulsion", *IEPC2007*.
- [24] Yamagiwa, Y., Fukui, K., and Otsu, H., "Evaluation of the Performance of LEO-GEO Hybrid Tether Orbit Transfer System", *Aerospace Science and Technology*. (submitted)
- [25] Yamagiwa, Y., Watanabe, S., Kotanagi, K., and Otsu, H., "Innovative Interplanetary Transportation System Using Electrodynamic tether and Magnetic Coil," *Proceedings of 25th International Symposium on Space Technology and Science*, Kanazawa, ISTS-2006-b-46, 2006, pp. 1-5.
- [26] Nakanishi, T., Yamagiwa, Y., Otsu, H., Nishimura, T., and Mizuno, A., "Experimental Study on Space Propulsion Using Solid Micro-Particles as Propellant", *Space Transportation Symposium 2007*, Sagami-hara, 2007. (in Japanese)
- [27] Aoyagi, J., Takegahara, H., Kuriki, K., *et al.*, "A Preliminary Study on Hydrazine Decomposition By Discharge Plasma," *International Astronautical Congress*, Fukuoka, Japan, IAC-05-C4.P.07, October 17-21, 2005.
- [28] Aoyagi, J., Takegahara, H., Kuriki, K., *et al.*, "Evaluation on Hydrogen Peroxide Decomposition with Discharge

- Plasma," International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), 2006-a-36, Kanazawa, Japan, May 30-June 6, 2006.
- [29] Katayama, T., Hatakeyama, T., Takegahara, H., *et al.*, "Effects of Environmental Conditions to Discharge Characteristics of Hollow Cathode," ISTS, 2006-b-24 Kanazawa, Japan, May 30- June 6, 2006.
- [30] Horisawa H., Noda, T., Onodera, K., and Kimura, I., "Microfabrication of Quartz Micro-Arcjet Nozzles with a Fifth-HG Nd:YAG Laser," AIAA Paper 2005-4075, 2005.
- [31] Horisawa H., Noda, T., Onodera, K., and Kimura, I., "Micro-Arcjet: Microfabrication with UV Lasers and Thrust Characteristics," 29th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2005-123, 2005.
- [32] Horisawa, H., Onodera, K., Noda, T., and Kimura, I., "Multi-Jet Effects of Micro-Nozzle Array in Very Low-Power DC Micro-Arcjets," AIAA Paper 2006-4496, 2006.
- [33] S. Yokota, K. Komurasaki, Y. Arakawa, "Plasma Density Fluctuation inside a Hollow Anode in an Anode-layer Hall Thruster," 42nd Joint Propulsion Conference, Sacramento, 2006, AIAA-2006-5170.
- [34] N. Nagao, S. Yokota, K. Komurasaki., Y. Arakawa, "Development of a Dual Pendulum Thrust Stand for Hall Thrusters," 43rd Joint Propulsion Conference, Cincinnati, 2007, AIAA-2007-5298.
- [35] M. Matsui, S. Yokota, D. Sakoh, K. Komurasaki and Y. Arakawa, "Number Density Distributions of Xenon Atom in Hall Thruster Plumes," 43rd Joint Propulsion Conference, Cincinnati, 2007, AIAA-2007-5306.
- [36] Kakami, A., Koizumi, K., Komurasaki, K., and Arakawa, Y., "Design and Performance of Liquid Propellant Pulsed Plasma Thruster," *Vacuum*, Vol.73 (2004) No.3-4, pp.419-425.
- [37] Koizumi, K., Komurasaki, K., and Arakawa, Y., "Development of Thrust Stand for Low Impulse Measurement from Microthrusters," *Review of Scientific Instruments*, Vol.75 (2004) No.10, pp.3185-3189.
- [38] Koizumi, H., Noji, R., Komurasaki, K., and Arakawa, Y., "Plasma acceleration processes in an ablative pulsed plasma thruster," *Physics of Plasmas*, Vol.14 (2007) No.3, Article No. 033506.

導電性テザーのダイナミクスとその応用例について

河本 聡美*, 池田 哲平**, 大川 恭志*, 西田 信一郎*, 北村 正治*

Dynamics and Applications of Electrodynamic Tethers

By

Satomi KAWAMOTO *, Teppei IKEDA **, Yasushi OHKAWA *,
Shin-ichiro Nishida * and Shoji KITAMURA *

Abstract : 導電性テザー推進とは、導電性のテザー（紐）に流れる電流と磁場との干渉で発生するローレンツ力を推力として利用する推進技術であり、微小推力であるがほとんど燃料を必要としない高効率推進であるため、さまざまな利用が期待されている。本論文では、まず導電性テザーの原理、構成や特徴について述べ、次に数値シミュレーションにより検討した導電性テザーのダイナミクスについて紹介する。また、導電性テザーの使用が提案されている応用例として、デブリデオービットや発電、大型宇宙機の軌道保持、惑星での利用についても紹介する。

Key words : Electrodynamic tether, Debris

1. はじめに

導電性テザー（Electrodynamic Tether, EDT）推進は、まだ軌道上における推力の発生は確認されていないが、高効率推進技術として期待されており、各国で研究開発が進められてきた。JAXA/IATにおいてもデブリ発生防止研究の中で、デブリデオービットのための推進系として有望であると考え、導電性テザーの構成要素試作・試験を含む研究開発を行ってきた。本論文では主に導電性テザーのダイナミクスについて記述する。またデブリデオービット以外の応用例についても簡単に述べる。

2. 導電性テザー

2.1. 原理と特徴

導電性テザーの原理を図1に示す。宇宙機から伸展された導電性のテザーには、地磁場を横切って地球を周回することにより誘導起電力が生じる。そこで、テザーの一端で地球周辺のプラズマから電子を収集し、もう一端で電子を放出することにより、回路が構成されテザーに電流が流れる。テザーに電流が流れると、地磁場との干渉でテザーにローレンツ力が発生する。このローレンツ力は速度方向と逆向きであり、宇宙機の軌道を降下させることが可能である。また同時に発電することができ、電力を搭載機器に使用可能である。このように導電性テ

* The Institute of Aerospace Technology (IAT) /JAXA

** Shizuoka University

ザーは、ほとんど燃料を使うことなく軌道変換が可能であり、デブリのデオービットのような高効率推進系を必要とするミッションに有望であると考えられている。また微小推力であるため、今既に軌道上に存在しているデブリに取り付ける際にも容易であるという利点がある。

逆に、搭載電源系を用いて誘導起電力に打ち勝って逆向きに電流を流せば、そのときのローレンツ力はシステムを加速させる向きであり、軌道高度を上昇させることができる。そのため、大型宇宙機の軌道保持や軌道間輸送システムなどにもその利用が提案されてきた。また、磁場とプラズマが存在すれば使用可能であるため、地球周回軌道だけでなく、木星などの惑星探査などにも使用できると考えられている。

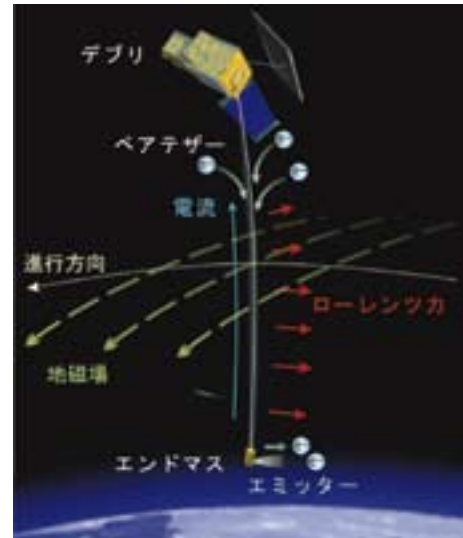


図1 導電性テザーの原理（デブリデオービットの例）

2.2. これまでのテザー実験

導電性テザーの実験は、1980年代には ISAS で観測ロケットを用いた実験が行われていたが、近年は、1996年に NASA とイタリアの共同で、スペースシャトルから約20km のテザーを伸展し、テザー先端の球状コレクタから電子を集集、シャトル搭載のホローカソードから電子を放出してテザーに電流が流せることを確認した TSS-1R 他、主に米国で実験が行われてきた。導電性ではないが、小型のスプールリールから約20km のテザーを振動制御しながら伸展した SED-1および2、あるいは4 km のテザー形状を工夫することにより10年間切断されずに軌道周回した TiPS などもあり、宇宙空間で数 km から10km 程度のテザーを利用することは不可能ではないことは確認済みであるが、まだ導電性テザー推進として推力が確認されたことはなく、その実証が期待されている。

2.3. 構成

導電性テザーの主な構成要素は図2の通りである。まず、導電性テザーシステムには周辺プラズマと電子の授受を行うためのプラズマコンタクトが両端に必要となる。電子を放出するためのエミッターとしては、電子銃やホローカソード、電界放出型電子源 (FEC) が、電子収集には球状コレクタやホローカソード、ベアテザー (被覆無し導線) が提案されている。FEC をエミッターに、ベアテザーをコレクタに使用すると、作動流体が不要であるため小型軽量の導電性テザーシステムを構成することができる。電界放出型電子源としては、本研究では、低真空領域での耐久性が高いと期待されるカーボンナノチューブ (CNT) を利用したタイプを採用している [10]。ベアテザーは被覆無し導線のテザー自体を電子収集に用いるというアイデアで、球状プラズマコンタクトよりも電子流入効率がよいという利点を持つ [12]。テザーのリールはシンプルな繰り出しのみのリールとし

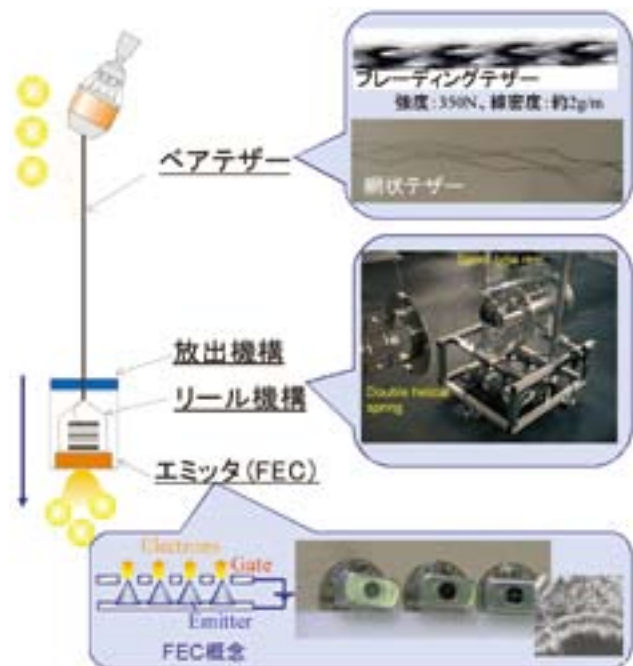


図2 導電性テザーの構成

テザーの回収は行わない。現在 JAXA/IAT ではこれら構成要素の試作・試験を実施しており (FEC [1] [8] [10], ペアテザー [3] [4] [5], リール [9] など) 下記に述べるシミュレーションに反映している。

3. 数値シミュレーション

3.1. モデル

導電性テザーのダイナミクス、推進系としての性能を明らかにするために、数値シミュレーションを実施した [4] [5]。テザーは離散質点をバネ・ダンパで接続したものとモデル化し (図3)、重心を原点とする回転座標系 (ヒルの座標系) で数値計算を行った。テザーには誘導起電力により、周辺プラズマとの電位差が生じるが、電位が高い部分で電子収集が行われ、電位が等しくなる点以降は一定電流となる。この電子収集のモデルは、2次元 OML (Orbital Motion Limit) を用いた。その他、プラズマ密度は IRI2001 (International Reference Ionosphere)、磁場は IGRF 2000 (International Geomagnetic Reference Field) ($10^{*}10$ 次)、大気モデルは NRLMSISE-00 (NRL Mass Spectrometer, Incoherent Scatter Radar Extended Model)、地球重力ポテンシャルは EGM96 (Earth Gravitational Model) ($10^{*}10$ 次) を用いた。ローレンツ力、空気抵抗、および地球重力ポテンシャルによる軌道の摂動はガウスの惑星方程式を用いて計算した。温度計算には、太陽輻射、アルベド、地球赤外輻射、ジュール熱、電子収集による発熱、空力加熱を考慮した。テザーのパラメータは、試作したブレードテザーを参考に、直径1.98mm、線密度は1.98g/m、弾性率 1.4×10^{14} N/m²、電気抵抗は0.0485 Ω /m とした。

3.2. シミュレーション結果

例として、高度800km、軌道傾斜角98度にて10kmの導電性テザーを使用した場合の推力の変化を図4に示す。収集される電流およびその結果としての推力はプラズマ密度や地磁場およびテザーの振動、温度などにより大きく変化する。推力は電流と磁場方向により決まり、軌道速度方向成分以外の方向成分も有するため、軌道高度のみでなく、離心率、傾斜角も変化する。電流量制御によりある程度制御可能だが効率が落ちる上複雑である [2]。

3.2.1. テザーダイナミクス

テザーは重力傾斜力により鉛直方向に安定する方向の力は受けるが、様々な外力を受け、面内・面外振動、縦振動、たわんだ状態での回転など複雑な運動が生じる。特に、母衛星を重量の大きなデブリ、子衛星をエンドマスとした場合など、母衛星と子衛星の重量が大きく異なると重心は母衛星付近にあり、テザーに分布して作用するローレンツ力はトルクとなるため、テザーが傾く。その結果、テザーは面内・面外ともに振動するが、面外振動の周期は軌道周期の約 $1/2$ であり、磁場や空気抵抗など軌道周期で変化する要素があると長期的には振動が増大し、回転状態に至る。そのため、長期的に使用する場合には、振動を抑制するための電流制御などが検討さ

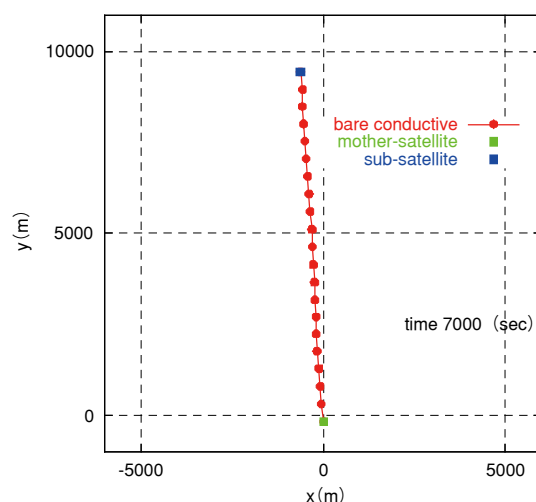


図3 離散質点モデルでのシミュレーション例

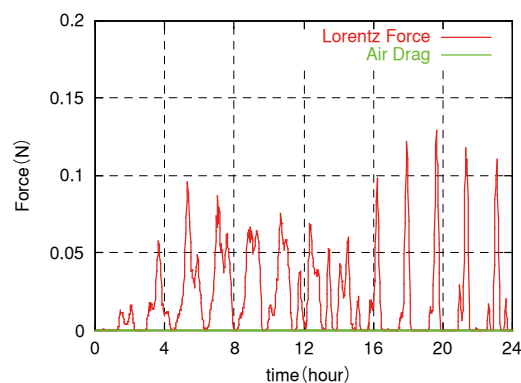


図4 ローレンツ力と空気抵抗の変化

れており、その有効性が確認されている。また、逆にテザーを回転させて使用するアイデアもある。またアルミワイヤを編んだようなテザーは、テザー温度により大きく伸縮する。温度は太陽からの入熱が支配的で、地球の食の前後でテザー温度および長さが大きく変動する。この伸縮によりテザーダイナミクスが不安定になることはないが、温度による導電抵抗の変化は電子収集性能に大きな変動をもたらす。

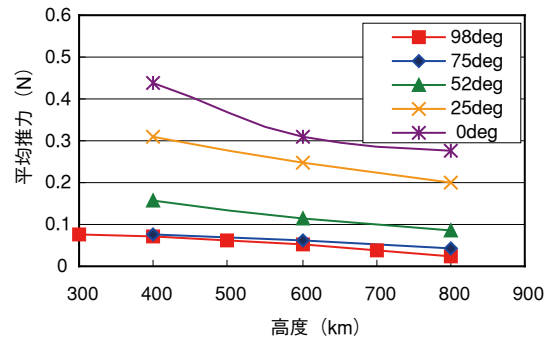


図5 軌道による平均推力の変化

3.2.2. 軌道による推力の変化

10km テザーを使用した場合の、軌道傾斜角、軌道高度による平均推力は図5の通り。軌道傾斜角が高いほど、高度が高いほどプラズマ密度・磁場共に小さくなるため、推力は小さくなる。しかし、高軌道傾斜角でも、磁場の極は自転軸に対し傾いた状態で地球と共に回転している効果もあり、ある程度の推力が期待できる。

3.2.3. テザースペックによる推力の変化

テザーの長さを変化させる場合、ほぼ二乗に比例して推力が変化する。テザー太さを変化させた場合、ほぼ比例して推力が変化する。テザースペックを変化させる場合、推力の他、重量、体積、デブリ切断確率、テザー安定性なども影響を受けるため、総合的に判断する必要がある。

3.3. その他のシミュレーション

その他、端衛星の姿勢も考慮したテザー伸展 [6] や、安定性に関する検討等をシミュレーションにより実施している。なお、電子収集に関しても、粒子シミュレーションなどを実施しており [7]、今後 OML 理論に変わりダイナミクスシミュレーションに反映していく予定である。

4. 導電性テザーのミッション例

これらのダイナミクスを考慮した上で、導電性テザー推進に適すると考えられるミッションをいくつか述べる。

4.1. デブリデオービット [8]

軌道要素やテザー間距離などに要求がなく、高効率で高度を低下させる必要があるデブリのデオービットは、導電性テザーの応用例として最も有望であると考えられている。

地球を取り巻くデブリは年々急増中であり、近年衝突事例が相次いでいるように、デブリが密集した低軌道では、デブリ衝突率はコンポーネントの故障率と比較しても既に無視できないレベルに達している。宇宙開発における脅威となっているデブリについて対処するため、各国は発生防止のための規格を制定しており、JAXA もデブリ発生防止標準 JMR-003として制定している。その他打ち上げ手段を有する11の国・機関の代表からなる国際機関間デブリ調整会議 (IADC) において2002年に、国連宇宙平和利用委員会 (UNCOPUOS) では2007年に、デブリ低減ガイドラインが制定された。また、ISO でも低減規格を審議中である。このように、国際的な組織でも、デブリ発生防止のための取り組みが要求されているが、これらのデブリ低減ガイドラインおよびデブリ発生防止標準では、低軌道 (2000km 以下) の宇宙機はミッション終了後に軌道寿命が25年以内の軌道へのデオービットが必要と規定されている。今はまだ努力義務だが、静止軌道のリオービットは現在ほぼ定着しており、また米国は2006年には全ての宇宙機をデブリ低減ガイドラインに適合させたとの報告もあり、数年のうちには低軌道衛星

のデオービットの実施が実際に要求される見通しは高い。デオービットが要求されれば、大型の衛星やロケット上段の場合、大量の燃料が必要となる他、現在は推進系を持っていない小型衛星などは、推進系を搭載することを検討するあるいは、軌道寿命が25年以下の軌道でしか運用できなくなる。また、NASAの報告によれば、デブリが密集している高度約1000km、約1500km付近では、今後打ち上げがおこなわれなかったとしても、今すでにあるデブリ同士の衝突によりデブリの数が指数関数的に増加すると予測している [6]。すなわち、今後打ち上げる宇宙機のデオービットだけではデブリ対策として不十分で、今あるデブリを除去しないと今後の宇宙活動は継続できないということになる。このように、今後デブリを発生させないためのミッション終了後のデオービット、および今すでに軌道上に存在しているデブリの除去共に、高効率の推進系が不可欠となっている。

4.1.1. デブリデオービット用導電性テザーの設計例

デブリ発生防止標準では宇宙機はミッション終了後軌道寿命25年以内とする必要があるが、そのためには大きな ΔV が必要である。軌道寿命25年以下の軌道とは、平均的な体積重量比 Area-to-Mass 0.01の宇宙機で高度約630kmである。例として ADEOS (3400kg @800km, 98deg) は、軌道寿命25年の軌道へデオービットするためには ΔV で約80m/s、約130kg以上の燃料を必要とする。今後のデブリの状況によっては、ミッション終了後すぐの除去も要求される可能性があるが、その場合300kg以上の燃料が必要とされる。導電性テザーなら、最長10km、30kg程度で1年以内に大気圏突入まで可能（投棄軌道まで100日、大気圏突入200日）である。別の例として、多数衛星からなるコンステレーションである Globalstar (450kg @1400km, 52deg) は、投棄軌道まで20日、大気圏突入30日でデオービット可能である。このように対象衛星、軌道により必要時間は異なるものの、最大10km程度の導電性テザーによりデオービットが可能であると見積もられている。

導電性テザーの問題点として、微小なデブリによる切断が懸念されるが、テザーを網状にするなどのテザー形状を工夫することにより、数ヶ月なら運用可能と、デブリフラックスモデルを使用しての評価により見積もられている。またデブリ除去の場合、今軌道上に浮遊しているデブリを捕獲して推進系を取り付けなくてはならず、大推力の推進系を取り付けるのは固定精度やスピニアップの必要性などから難易度が高いが、導電性テザーであれば微小推力であるため、デブリへの取り付けが容易というメリットもある。

4.2. 発電

導電性テザーでは、軌道エネルギーを電気エネルギーに変換することができるため、軌道降下と共に発電が可能であるとされている。図6の赤線が発電した場合、黒線が発電しない場合であり、発電部での電圧降下と電流の積だけ発電することができるが、発電しない場合に比べ電流すなわち軌道降下率は減少する。環境により変動するが数kmのテザーで平均約数十Wの発電が可能である。

4.3. 軌道上昇

逆に誘導起電力に打ち勝つ電力を供給すれば、電力を軌道エネルギーに変換すなわち軌道上昇も可能である。そのため大型宇宙機の軌道保持 [14] や軌道間輸送システム [11] などとして検討されてきた。軌道上昇の場合には、プラズマコンタクトとして電子放出・収集ともホローカソードを使用する案が提案されているが、ここでは、上記と同一のベアテザーを使用した場合のシミュレーション結果を示す。軌道上昇の場合には、図

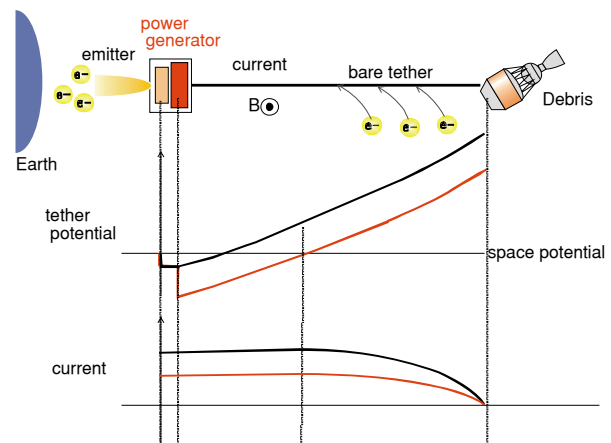


図6 発電した場合の電位・電流分布

7のように電流の向きはデオービットと逆向きになり、エミッタも宇宙側に搭載する必要がある。またエミッタ付近のテザーは被覆して電子収集ができないようにする必要がある。被覆する長さの割合などもパラメータとなるが、図8は、1:1の割合で被覆した場合の5kmのテザーで発生できる推力を示す。最大電力として3kW、5kW、10kWの電源系を使用した場合、必要電力はその時のプラズマ密度・磁場強度によって変動し、実際には平均1.4kW~3.1kW程度の電力が必要であった。その結果、高度400km以上であれば空気抵抗より大きな推力を発生することができる。

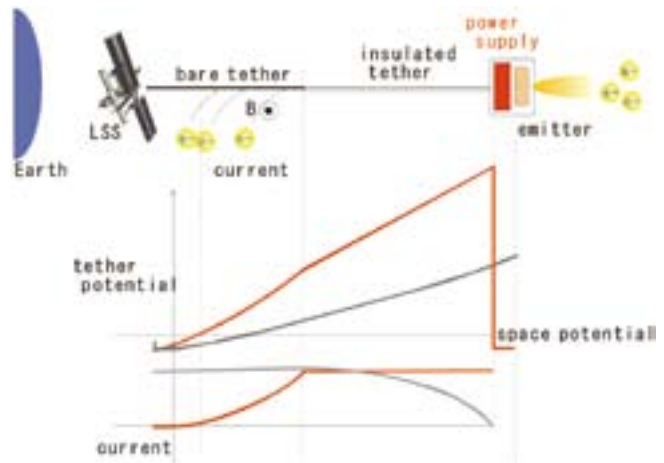


図7 軌道上昇する場合の電位・電流分布

4.4. 惑星探査

導電性テザーは、地球低軌道以外でも、磁場・プラズマが存在する惑星で使用可能である。例として木星は、地球の約2万倍の磁場を持ち、イオ ($R_j = 5.9$) からの豊富なプラズマ供給もあり、木星周回軌道への投入や発電、軌道上昇、降下のための推進系として導電性テザーの使用可能性が研究されている [13]。図9は磁場をダイポールで近似した場合の木星周回軌道各高度における誘導起電力である。特徴的な点として、木星は高速 (9.925h) の自転をしているため、木星半径の約2.2倍以上の高度では磁場の速度が軌道速度を上回り、誘導起電力の向きが地球周回の場合とは逆になる。そのため、燃料を使用せずに軌道上昇することになる。

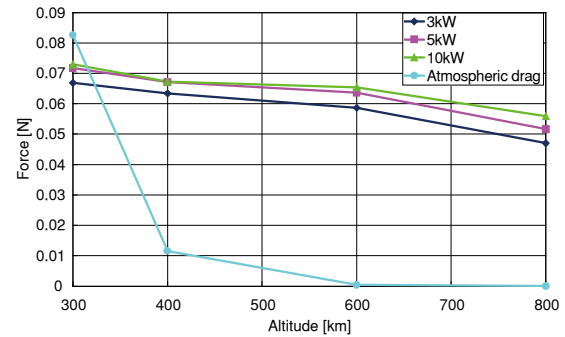


図8 軌道上昇する場合の推力

5. おわりに

導電性テザーについて、その原理、特徴、構成、ダイナミクスを紹介した。またその応用先として、デブリデオービットや発電、大型宇宙機の軌道保持、惑星での使用について簡単に紹介した。

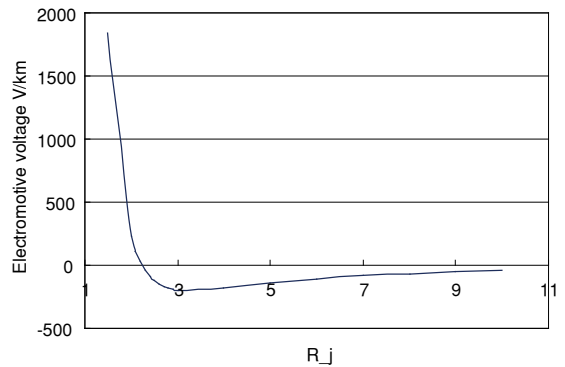


図9 木星周回軌道における誘導起電力

参考文献

[1] Ikeda, Y., Nakamura, Y., et al., "Multiple Bare Tethers for Electrodynamic Tether Propulsion", International Electric Propulsion Conference (IEPC), 2007
 [2] Ishige, Y. Kawamoto, S. and Kibe, S., "Study on Electrodynamic Tether System For Space Debris Removal", Acta

Astronautica, Volume 55, Issue 11, December 2004

- [3] Kashihara, K., Qu, D., *et al.*, “Simulation of Plasma Environment around a Bare Tether”, Proc. Of International Symposium on Space Technology and Science(ISTS), 2006
- [4] 河本, 佐々木他, “デブリデオービット用導電性テザーの設計”, 第49回宇宙科学技術連合講演会, 2005
- [5] Kawamoto, S., Makida, T., Sasaki, F., *et al.*, “Precise Numerical Simulations of Electrodynamic Tethers for an Active Debris Removal System” *Acta Astronautica* Volume 59 pp.139-148, 2005
- [6] 小林, 山極他, “エレクトロダイナミックテザー伸展時のダイナミクスに関する研究”, 第51回宇宙科学技術連合講演会, 2007
- [7] Liou, J.-C. “A Statistical Analysis on the Future Debris Environment” IAC-05-B6.2.02, 2005.
- [8] 中邨, 池田他, “カーボンナノチューブカソードの宇宙プラズマ中における電子放出性能”, 第51回宇宙科学技術連合講演会, 2007
- [9] Nishida, S., Kawamoto, S., *et al.*, “Space debris removal system using a small satellite” IAC-06-B6.4.02, 2006
- [10] Okawa, Y., Kitamura, S., *et al.*, “An Experimental Study on Carbon Nanotube Cathodes for Electrodynamic Tether Propulsion”, International Electric Propulsion Conference (IEPC), 2007.
- [11] Pearson, J., Carroll, J., *et al.*, “Overview of the electrodynamic delivery express(EDDE)”, AIAA 2003-4790, 2003
- [12] Sanmartin, J.R., Martinez-Sanchez, M., and Ahedo, E., “Bare wire anodes for electrodynamic tethers”, *J. of Propulsion, Power*, pp.353-360, 1993.
- [13] Talley, C., Moore, J., *et al.*, “Propulsion and power from a rotating electrodynamic tether at Jupiter”, AIAA 2000-0326, 2000
- [14] Vas, I., Kelly, T. and Scarl, E. “Application of an Electrodynamic Tether System to Reboost the International Space Station” NASA/CP-1998-206900, Tether technology interchange meeting, pp.305-334, 1997

原子力電気推進システムの提案

中島秀紀* +, 永田英隆*, 三好 誠*, 小谷優介*, 山本直嗣*, 梶村好宏*

Proposal of Nuclear Electric Propulsion System: Twin Star

By

Hideki NAKASHIMA* +, Hidetaka NAGATA* , Makoto MIYOSHI* , Yusuke KOTANI* ,
Naoji YAMAMOTO* , Yoshihiro KAJIMURA*

Abstract : We here propose a nuclear electric propulsion system that adopts a small nuclear reactor, MHD energy conversion system, ceramic laser, and magnetic nozzles. The present status of the system design is presented along with the future plan. The system is a combination of technologies that Japan has been playing the leading role in their development.

Key Words : space nuclear reactor, MHD energy conversion, space laser, magnetic nozzle

1. はじめに

本研究の目的は、宇宙用小型原子炉を搭載し、日本独自の技術を装備した次世代の原子力利用電気推進システム (図1) を設計し、その課題を明確にすることである。ミッションとしては、木星の³He (理想的な核融合燃料) 資源の探査を考える。

宇宙探査機「はやぶさ」(図2) は、幾多の試練と戦い、2005年11月に、小惑星「イトカワ」に世界で初めて舞降り、そして飛び立つと言う快挙を成し遂げた。この探査機には、メインエンジンとして、世界に先駆けて開発された出力350Wの「マイクロ波放電型イオンエンジン」が4台搭載され、十分に性能を発揮し、快挙達成を支えた。このエンジンの動力は太陽電池から得た電力であるが、次に期待される木星探査において、木星は太陽から離れているため、太陽電池では十分な電力を得ることが困難である。従って、太陽からの距離に依存しない電源が求められている。

一方、将来の宇宙推進システムとしては、高い比推力と比出力を同時に達成可能な、核融合ロケットが有望視されている。代表例であるレーザー核融合ロケット「VISTA」(図3) では、150MWの電源が想定されている [1]。この型のロケットについては、従来から、申請者が研究を行い、推進のメカニズムを解明した [2]。しかし、実用化の目処がたっていない。

このような状況下で、その中間の出力である原子炉を搭載した推進システム (いわゆる原子力ロケット) が、米国、ロシア等で、1950年代から研究が行われて、技術・知見の蓄積が計られて来た [3]。さらに、2004年には、原子炉を電源とした原子力電気推進システム計画、JIMO (Jupiter Icy Moon Orbiter) が計画された。原子炉電源は、太陽からの距離に依存しない安定な電源であるためである。一方、日本では、まだ宇宙推進用原子炉を本格的に

* 九州大学 総合理工学府 先端エネルギー理工学専攻
+nakasima@aees.kyushu-u.ac.jp

検討した例はない。しかしながら、日本が持つ原子力の技術は世界的に見ても極めて高く、その蓄積された技術力を生かさない手は無い。まずは、この研究分野を立ち上げる。すなわち、本研究を契機として、日本で本研究分野の展開を計る。

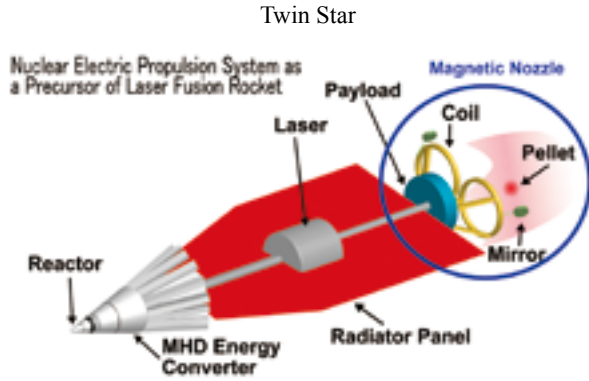


図1 ここで提案する原子力電気推進システム



図2 イトカワを目指す「はやぶさ」



図3 VISTA 概念図

2. 研究方法

まず、独自の原子力電気推進システムを設計する。原子炉は、高温ガス炉を採用し、電気への変換は、MHD（電磁流体）方式を、また、推力発生には、レーザー核融合ロケットで採用されている磁気ノズルを採用する。すなわち、レーザーによりペレット（推進材・プラスチック小球）をプラズマ化し、磁場により一方向に放出し推力を得る。（図4参照。）

（磁場がバネの役割をし、プラズマを跳ね返す。）

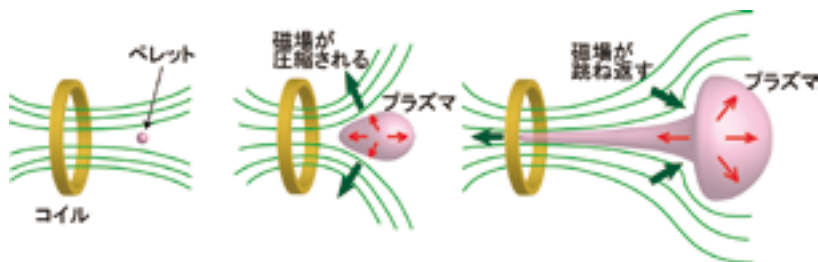


図4 磁気ノズルでの推力発生メカニズム

このために、各分野において実績のある研究者でチームを組み、設計を行う。それにより開発・研究課題を抽出し、今後の開発のロードマップを作製する。

3. 研究の特色

日本においては、原子炉などの各コンポーネントについての検討はあるにしても、推進システムとして本格的に検討した例がない。本研究により、電源の制約が大幅に解消され、深宇宙探査におけるミッションの多様化に大きく貢献する。すなわち、電源の確保により、より多くの観測機器の搭載が可能になり、様々な目的の観測・探査が行われ、学術的な研究の発展、将来の資源確保に貢献が期待出来る。本研究の成果は、日本において今後の深宇宙探査計画の方向付けに大きな指針を与えうるものと考えられる。ここで提案するシステムは、高温ガス炉、MHD 変換方式、セラミックレーザー、磁気ノズル等、日本が誇る技術の強固な結びつきを実現するものであり、世界でも類がない。言い換えれば、今ようやく米国の圧倒的な技術的蓄積に迫る研究ができる段階に到達し、本研究が時宜を得たものであることを示している。

また、本システムは、将来のレーザー核融合ロケットの研究につながるものであり、世界的に見ても殆ど行われていない。従って、核融合ロケットの分野でも世界をリードできる。

^3He は、重水素と核融合燃料として用いれば、中性子の発生も無く、即ち誘導放射能の生成も無く、理想的な核融合燃料として注目されている。この資源は、地球上には殆どないが、月面には、100万トンの資源が存在するとされている。このため、中国を始め各国は、月面の資源探査を急ぎつつ有る。すなわち、この資源をめぐる国家間の政争が繰り広げられることが、危惧されており、それは半分現実となりつつあると言われている。一方、木星には、多量の資源が存在するとされており、しかもガス状に存在するから採取しやすい。ならば、これを利用すれば、先ほどの政争を避けられ、しかも世界のエネルギー問題を解決出来ることが期待される。

4. 研究結果

数年にも及ぶ木星へのミッションを原子力電気推進システムで実現する上で、各コンポーネントに対して検討すべき項目が挙げられる。各項目について検討を行い、検討結果を総合して、実現可能なシステムの設計、提案を行う。

1) 電力供給用小型原子炉の設計

現在、原子力研究所で開発が進んでいる高温ガス炉を採用する。利点として、冷却材を高温で取出せ、熱容量が大きいため冷却材喪失事故にも耐えうること等が挙げられる。この利点を生かし、臨界計算、燃焼計算、安全性の計算を SRAC コードシステムにより行う。数年（目標は7年）にわたり、炉を自動で安全に稼働出来るかがポイントとなる。熱出力100kW、出口冷却材 He/Xe 温度1800K の炉心熱設計を行い、炉寸法を概算した。今後、この炉心モデルに対して臨界・燃焼計算を行う。

2) エネルギー変換系の検討

原子炉で生じた高温のガスを利用して高効率で MHD 変換による発電を行う。この技術については、既に検討が進んでいる [4]。

3) レーザー装置の設計

基本的には、レーザー核融合発電プラント (KOYO-Fast) の概念設計を参考にする [5]。すなわち、半導体レー

レーザー励起セラミックレーザーをもとに設計する。この分野は、日本が得意とするところであり、他国は、未だ追随出来ていない。また、電気からレーザーの変換効率が大幅に改善されて来ており、コンパクトで高効率のレーザー発生装置が、近未来に利用出来る可能性が非常に高い。

4) 推力発生用磁気ノズルの設計

上記装置で発生したレーザーをペレット（推進材）に照射し、プラズマを生成する。照射法は、レーザー核融合で考えられている間接照射方式である。（図5参照。）この方式では、レーザーの吸収は、100%と考えて良く、推進材の重さを調節することにより、推力／比推力の調節が可能である。

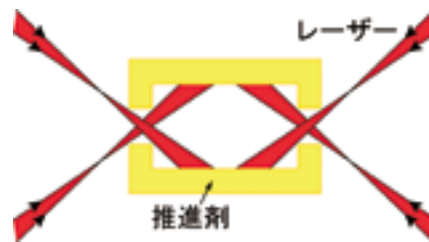


図5 ペレット／推進材のレーザー照射法

プラズマは、磁場のバネで後方へ放出され、推力を発生する。磁気ノズル中のプラズマ挙動解析については、シミュレーション、実験とも、レーザー核融合ロケットの研究の中で、世界をリードする実績を積んで来た。

ノズルは、冗長性を考慮して複数とする。

図6に、3次元ハイブリッドコードで計算したプラズマ粒子の分布の1例を示す。今後は、推進効率を最大化するような磁場配位を求める。

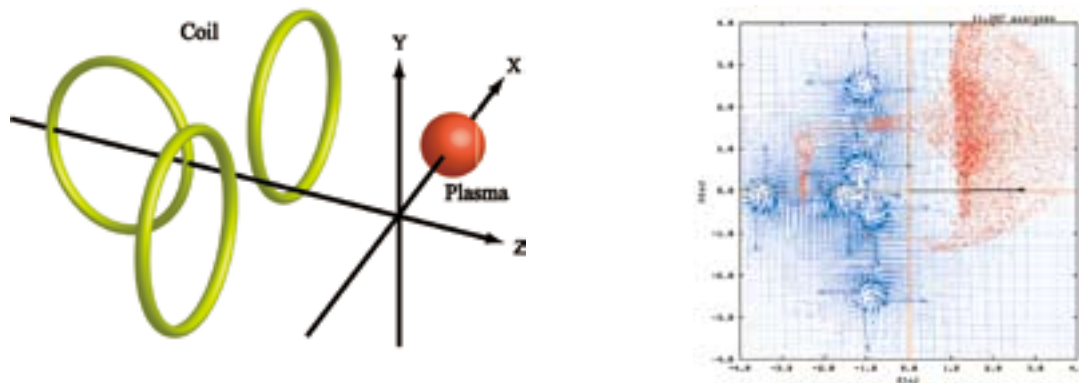


図6 磁気ノズル中のイオン粒子分布（左図は、計算モデル）

尚、核融合反応は生じさせないので、中性子発生も無く、放射化、および遮蔽による重量の増加を考える必要はない。

5) 全体システム設計

上記項目の検討結果をまとめる。また、推進材タンクの設計、ターゲット射出機、He回収装置の調査等を行い、システムとして構築する。比出力等の性能を評価し、軌道解析コード（開発者：都立航空高専中野氏）を用いて、ミッションの可能性を検討する。

6) 成果の公表

下記のホームページに、研究の進行状況を掲載している。

<http://art.aees.kyushu-u.ac.jp/research/nucl/nuclSV.files/frame.htm>

7) 今後の計画

米国の設計等との比較を行い、特徴を明確にする。今後の開発のロードマップを作成する。

5. まとめ

日本独自の新しい原子力電気推進システムを提案し、検討結果を示した。今後さらに詳細に設計を詰め、開発課題を明確にする。

補足：レーザー核融合ロケットへの展開法

- ・宇宙用原子炉……………始動用原子炉（最初のレーザー・ショット用電源）へ転用可能
- ・MHD 変換系……………パルス運転方式を確立する必要有り
- ・レーザー装置……………出力を増大する必要有り
- ・ペレット……………核融合燃料を使用，初期には DT を利用予定
- ・磁気ノズル……………磁場発生用超伝導コイルの中性子遮蔽が新たに必要となる

参考文献

- [1] C. D. Orth, UCRL-TR-110500, 2003
- [2] 中島秀紀他, 「レーザー核融合ロケットの設計」, 核融合研究, 第66巻, pp.291-319, 1991
- [3] M. S. El-Genk, editor “ A Critical Review of Space Nuclear Power and Propulsion, 1984-1993”, American Institute of Physics Press, 1994
- [4] N. Harada, L. C. Kien, T. Tashiro, “Closed Cycle MHD Generator using He/Xe Working Plasma,” AIAA Paper 2002-2144, Proc. of the 14th International Conference on MHD Power Generation and High Temperature Technologies, pp.163-171, 2002.
- [5] 宮永憲明他, 「高速点火レーザー核融合発電プラント (KOYO-Fast) の概念設計, 5. レーザー設計」, プラズマ・核融合学会誌, 第83巻, pp.3-18, 2007

宇宙重力波望遠鏡 DECIGO

安東 正樹*, 川村 静児**, DECIGO ワーキンググループ

Space Gravitational-Wave Telescope DECIGO

By

Masaki Ando*, Seiji Kawamura** and DECIGO working group

Abstract : 重力波観測による新たな天文学の開拓を目指して、現在、世界各国で重力波望遠鏡の開発や観測運転が進められている。その中で、日本の重力波グループでは、宇宙空間重力波望遠鏡 DECIGO (DECi-hertz Interferometer Gravitational Wave Observatory) を打ち上げることを目指している。これは、互いに1000km離れた3台のスペースクラフト (S/C) 間の距離を精密に測定することで重力波を観測する装置である。DECIGOは、0.1-1Hzの周波数帯に感度を持ち、地上の検出器やESA/NASAの共同プロジェクトであるLISA (Laser Interferometer Space Antenna) では捉えることが困難な初期宇宙起源の重力波を観測することが期待できる。

Key words : DECIGO, 重力波, 宇宙望遠鏡, レーザー干渉計

1. はじめに

質量を持った物体が加速度運動する際、その周囲の時空の歪みが空間を伝播していく。この波が重力波と呼ばれ、その存在は、一般相対性理論の一つの帰結として理論的に予言されている。重力波は、物体との相互作用が非常に小さく、強い透過力を持つため、中性子星やブラックホールなどの高密度天体の激しい天文現象の内部を直接観測する新しい手段となり得る。また、重力波は、電磁波では観測する事の出来ない、ビッグバンから38万年以内の初期宇宙を直接観測する唯一の手段としても期待がもたれている。重力波によって得られる知見 (宇宙の起源や構成に対する知見、ブラックホールや中性子星の合体やガンマ線バーストなどの激しい天体現象に対する知見) は、これまで主に行われてきた電磁波による天文学とは相補的な情報になるはずである (図1)。重力波の直接観測は、一般相対性理論に残された大きな検証課題の一つであると共に、電磁波によるものとは質の異なった新たな天文学を拓く可能性を持っている。

重力波の検出と、それによる天文学の創成を目指した研究は1960年代から行われている。その成果として、現在までに、欧米や日本などでは既に大型重力波検出器が建設され、本格的な観測が始められている。これらの検出器では、連星中性子星の合体や超新星爆発で発生する100Hz-1 kHzの重力波をターゲットとしており、我々の銀河系やその近傍で重力波イベントがあれば検出できるだけの感度が実現されている。ただ、そのようなイベントは極めて稀と考えられており (連星中性子星の合体率は、1つの銀河で 10^{-5} /year程度、超新星爆発は、 3×10^{-2} /

* 東京大学理学系研究科

** 国立天文台重力波プロジェクト推進室

year 程度), 本格的な天文学を行うには, 十分な観測体制にはなっていない. 本格的な天文学として成立させるためには, 検出器の感度をより向上して観測できる重力波源までの距離を広げる, もしくは, 検出器で観測可能な周波数帯を広げるなど, ターゲットとなる現象を増やすための改良が必要となる.

そこで, アメリカ合衆国 (Advanced LIGO) や日本 (LIGO [4]) では, 2014年頃の観測開始の次期計画として, より高感度の検出器を建設する計画を進めている. 重力波の振幅は波源までの距離に反比例するため, 感度が1桁上がれば, 1桁遠くの重力波源まで観測することができ, 観測できるイベント数を1000倍にすることができるのである. これらの検出器の感度が実現されれば, 年間10回程度の重力波イベントが期待できることになる.

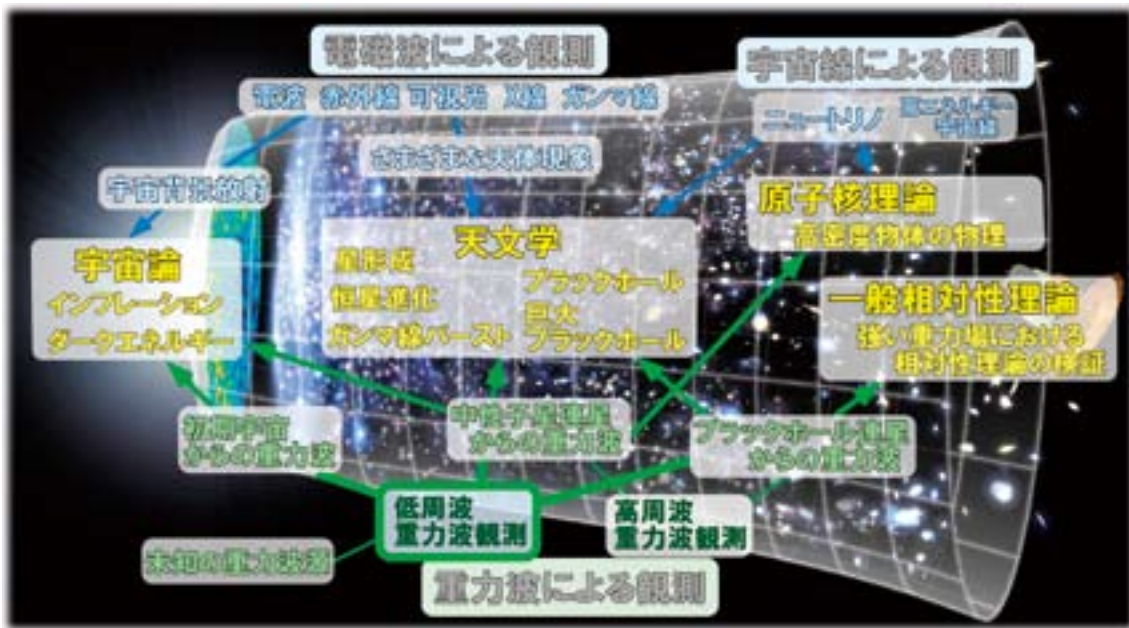


図1 重力波による天文学の期待

これらの地上検出器が十分な感度を持つのは, 地面振動の影響を避けることができる10Hz以上の周波数帯域であり, 連星中性子星の合体や超新星爆発などのコンパクトで激しい天体現象が主な観測対象とされている.

一方, より低周波数帯の重力波を観測し, 重力波によって多様な天文現象を観測するために, 宇宙空間に重力波望遠鏡を打ち上げる計画が, 2020年前後を目安に進められている. 宇宙空間では, 地上では低周波数で問題となる地面振動の影響が無い. また, レーザー干渉計の基線長を長くすることで, 低周波数の重力波の効果を積分することができる. それによって, 宇宙レーザー干渉計では, 低周波数の重力波に対する感度を高めることができる. 欧米が協力して進めている LISA (Laser Interferometer Space Antenna) プロジェクトは, 地球と同様な太陽周回軌道に500万 km 離して配置した3台の人工飛翔体 (スペースクラフト, S/C) によって長基線長の干渉計を構成する計画である [3]. LISA は, 1 mHz 付近に感度を持ち, 大質量ブラックホールに関係した現象や, 銀河系内連星からの重力波を観測することが期待されている. 日本でも, 宇宙空間重力波望遠鏡 (DECIGO) を打ち上げることを目指している [1, 2]. DECIGO は, 0.1-1 Hz の周波数帯に感度を持ち, 地上の検出器や LISA では捉えることが困難な, 宇宙論的な距離にある波源からの重力波や, 初期宇宙起源の重力波を観測することが期待できる.

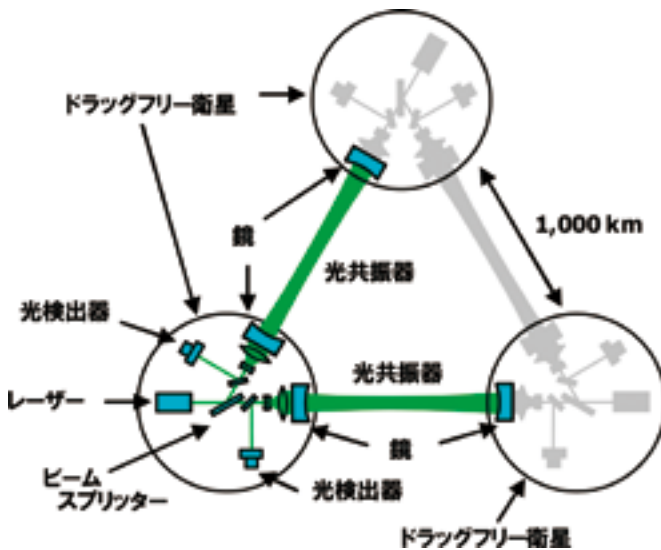


図2 DECIGO の概念図

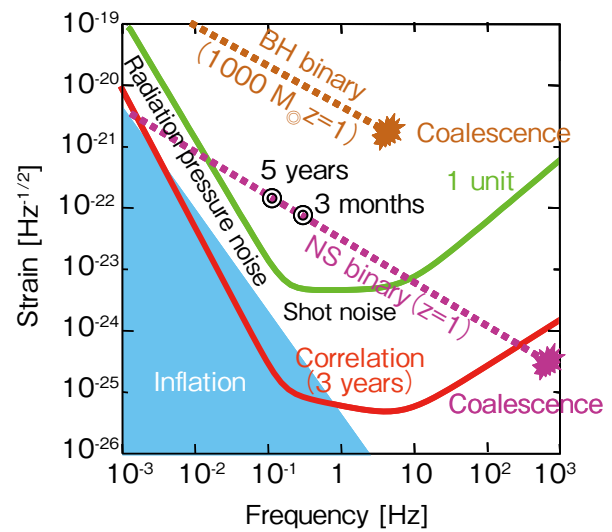


図3 DECIGO で実現できる感度と観測対象

2. DECIGO

2.1. DECIGO の概要

宇宙空間重力波望遠鏡 (DECIGO) は、3 台の S/C を打ち上げ、その間の距離を精密に測定することで、主に 0.1-1 Hz の周波数帯の重力波を観測する装置である (図2)。正三角形に 1000km 離れた 3 台の S/C 内には鏡 (試験質量、テストマス) が収められ、これらによって、3 対のファブリ・ペロー (Fabry-Perot, FP) 干渉計が構成されている。この干渉計の基線長変動を、レーザー光によって精密に観測することで、重力波を観測することができる。(基線長は、レーザー光の回折による拡がり、鏡の直径で決められている。重力波による空間の歪み変動を検出するためには、基線長は長いほど高感度化が可能である。その一方で、基線長を長くすると、レーザー光の回折損失の影響で、FP 干渉計を構成することができなくなる。1000km という基線長は、直径 1 m の鏡で FP 干渉計を実現できる上限値に近い長さになる。) それぞれの鏡は、S/C 内に非接触保持され、S/C が受ける太陽輻射圧などの外乱が、光路長変動測定に対する雑音として直接現れることを防ぐように設計されている。その際、試験質量を S/C に安定に保持するために、試験質量の位置を基準にし、それを取り囲む S/C 位置を制御するドラッグフリー制御が施される。また、これらの S/C は、地球重力場変動の影響を避けるために、地球から十分離れた太陽周回軌道に配置される。鏡の直径は 1 m、質量は 100kg であり、それらの間の距離を測定するためのレーザー光源としては、出力 10W の倍波 Nd : YAG レーザー (波長 532nm) を用いる。冗長性を考慮して、レーザー光源は各 S/C に搭載されており、各 S/C 内の鏡間の距離を、2 つの方向から独立に計測するように、設計されている。

上記の構成によって、実現される感度限界は、図3のようになる。最も良い感度は、 $3 \times 10^{-24} \text{Hz}^{-1/2}$ であり、0.1-1 Hz の周波数帯で実現されている。この感度は、低周波数帯では、鏡に働く外力の影響と、レーザー光の輻射圧による雑音で制限されている。一方、高い周波数帯では、レーザー光の散乱雑音で感度が制限されている (輻射圧雑音と散乱雑音は、光が光子の集まりであることに起因する、干渉計にとって原理的な雑音である。これらは不確定性関係で結ばれており、一方を改善すれば他方が悪化する、というトレードオフの関係にある。)

2.2. DECIGO で期待できる科学的成果

DECIGO で期待できる科学的成果としては、(1)宇宙の起源や構成に対する知見 [5]、(2)ブラックホールや中性子星の合体、ガンマ線バーストといった激しい天体現象に対する知見、の 2 つに大別することができる。

DECIGO が観測を行う周波数帯では、銀河系内連星によるバックグラウンド的な重力波が無い場合、宇宙論的な距離にある天体からの重力波や、初期宇宙起源の重力波を観測することができる。これらを観測することによって、宇宙の起源や構成に対する知見を得ることが期待できる。特に、重力波の透過性はとて高いために、他の手段では観測することが困難な極限状態の初期宇宙を調べることが可能となる。近年測定された宇宙マイクロ背景放射の非等方性をはじめとする様々な観測事実は、宇宙初期にインフレーションと呼ばれる急速な膨張時期があったことを強く示唆しており、更なる観測的追究が宇宙論の長期的な目標となっている。インフレーションに関する重要な予言の一つとして、その時期に生成された背景重力波の存在が挙げられる。この背景重力波の検出はインフレーションの確認、そしてその基本的な特徴を捉える上で大きな意義がある。背景重力波に関してはインフレーション以外にも初期宇宙の相転移時に生成される重力波など様々な理論モデルが提案されており、DECIGO が高エネルギー物理学に対して重要な貢献をする可能性がある。

DECIGO は、宇宙論的な距離にある連星中性子星連星を高い SN 比で観測する感度を持っている。これらの連星からの重力波波形は、一般相対性理論によって高い精度で記述される、極めて正確な時計と見なすことができる。観測可能な連星は、1 年あたり数万個にも及び、この膨大かつ正確な時計は、宇宙論や天文学の研究を行う上で革新的な道具となる可能性がある。その一例として、宇宙全体のエネルギーの約 3/4 を占めるとされるダークエネルギーの性質を決めることが挙げられる。遠方の超新星爆発の観測等は、最近の宇宙の膨張速度が時間と共に加速していることを示唆しており、その要因は、負の圧力を持つダークエネルギーに起因していると説明されている。遠方の連星からの重力波を観測し、その周波数変化を精密に観測することにより、赤方偏移を従来と独立な方法で決定することが可能となる。連星中性子星からの重力波を、合体の 5 年前から観測した場合、この周波数のずれは重力波の到着時間に換算して、1 秒程度になる。この観測によって、宇宙膨張を支配しているダークエネルギーの性質に迫る新たな手がかりを与える可能性がある。

一方、重力波観測の天文学的側面に関しては、DECIGO は地上検出器や LISA とは異なった観測周波数を持つことから、それらと相補的な情報を得ることが期待できる。また、高い感度と観測イベントレートを持つことから、連星の合体などの激しい天体現象の統計量を求め、銀河の形成などに対する知見を得ることも期待できる。連星中性子星の合体イベントは、地上検出器の主な観測対象となっているが、DECIGO では、このイベントを、地上検出器の観測周波数帯に入る数年前から観測することができ、合体時期の予測を行うことができる。さらに、DECIGO の感度では、このような連星を年間数万個程度観測できると見積もられており、一般相対性理論の検証や中性子星の状態方程式に関する情報が得られることが期待できる。また、DECIGO では、宇宙論的な距離にある太陽質量の 1000 倍程度のブラックホール連星の合体を観測することができる。これによって、銀河の中心にあると考えられている超巨大ブラックホールや、銀河の形成メカニズムを解明することが期待できる。

2.3. DECIGO の制御・軌道

DECIGO は、1000km 離れた S/C 間でレーザー干渉計を構成するという大型かつ精密な観測機である。従って、干渉計の制御や S/C のドラッグフリー制御においては、これまでにない精密な制御が必要になる。図 4 は、DECIGO の 1 辺に相当する部分を示している。1000km 離れた S/C のそれぞれの中には、鏡が非接触で保持されており、それらの間の距離をレーザー干渉計によって測距するという構成になっている。レーザー干渉計の感度を保つため、干渉計によって取得された変動信号は、基線長を一定に保つよう鏡の位置にフィードバックされる。一方、S/C とその内部の鏡との間の相対位置変動は、ローカルセンサーによって読み取られ、S/C に取り付けられたスラスタにフィードバックされる。このドラッグフリー制御によって、S/C は、これらの鏡に働く太陽輻射圧変動等の外力を防ぐシールドの働きをすることになる。

干渉計基線長制御では、鏡に働く外乱（重力、電磁力、レーザー光輻射圧など）を抑圧し干渉計が動作することが重要であり、レーザー光の波長（532nm）よりも十分良い精度での制御が要求される。その要求値は、

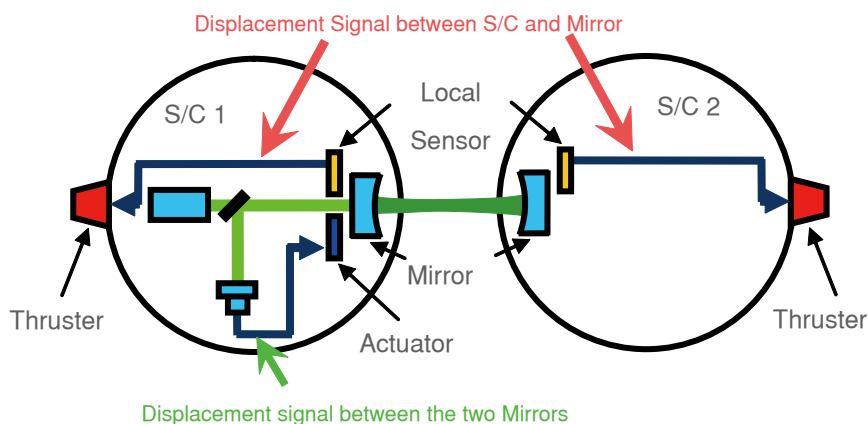


図4 DECIGO の制御

$3 \times 10^{-10} \text{ m}$ 程度, 0.1 Hz 付近の変動成分としては, $3 \times 10^{-18} \text{ m/Hz}^{1/2}$ 以下と見積もられている. これらの精度は, 地上での基線長 4 km 程度の重力波検出器では実現されており, 十分実現可能な値である. 一方, 鏡と S/C 間の相対変位制御 (ドラッグフリー制御) に関しては, 鏡を基準に S/C に働く外力 (太陽光輻射, 天体重力など) を抑圧し, S/C 変動が鏡の変動を引き起こさないこと, 変動がローカルセンサーの線形領域に収まっていることなどが要求される. そのことから, RMS 変動で 0.1 mm 程度以下, 0.1 Hz 付近の変動で $3 \times 10^{-10} \text{ m/Hz}^{1/2}$ 以下の相対位置変動であることが要求されている. この実現のためには, 高感度のローカルセンサーと, 低雑音のスラスタが必要となる. スラスタとしては, 太陽輻射圧等の外力を十分に抑圧するだけの最大推力と, 十分広いドラッグフリー制御帯域を実現するための応答速度, スラスタ自身の雑音が問題にならないだけの低雑音, 長期間の運用に耐えられるだけの総推力が要求される. このことから, DECIGO では, 最大推力 $100 \mu\text{N}$, 推力雑音 $0.1 \mu\text{N/Hz}^{1/2}$, 応答速度 10 Hz 以上, 10^4 以上の総インパルスといった性能を持つ小型・低雑音の電気推進スラスタを用いる見込みである.

以上の制御に対する要請を緩和するためには, 出来るだけ外力の影響を受けない安定な環境・軌道選択が必要になる. DECIGO の軌道選定においては, 上述の S/C 間の相対加速度が小さいということに加えて, 太陽電池発電が困難でない (S/C 生存からの要請), 地球からの距離が遠すぎない (通信の要請), 軌道投入が困難でない (推力/重量からの要請) などの要素を考慮に入れる必要がある. これまでの検討では, 地球公転軌道上を地球の後ろに追従して周回する軌道が有力となっている. 3機の S/C はこの軌道付近をお互いの周りを周回するように配置される (レコード盤軌道). 解析計算によると, 惑星重力の影響がない場合には, 1000 km の S/C 間距離が 1 年間に約 30 cm 程度変動すると見積もられている. また, 惑星重力による S/C 間の相対加速度は, $4 \times 10^{-12} \text{ m/s}^2$ 程度と見積もられている. これを打ち消すために必要な推力は 10^{-9} N 程度に相当し, 微弱な力で補正することが可能である.

3. DECIGO パスファインダー

DECIGO のような大規模な観測装置を実現するためには, 入念な地上試験と, 宇宙実証試験が不可欠である. そこで, DECIGO は, 2 回の前哨衛星を打ち上げる計画になっている. その最初のものは, DPF (DECIGO Path Finder) と名づけられている. DPF は, 1 機の 300 kg 級小型衛星内に, 安定化レーザー光源と 2 つの鏡 (試験質量) で構成された短基線長のファブリ・ペロー干渉計, ドラッグフリーシステムを搭載する. これは DECIGO の基線長 1000 km の干渉計を短縮して 1 機の衛星内に収めたものという位置づけになり, DECIGO と同様に, 重力波

によるファブリ・ペロー干渉計の基線長変化を、安定なレーザー光によって観測するものである。DPFでは、DECIGO実現のために重要な開発項目である、(1)衛星のドラッグフリー制御、(2)レーザー光源とその安定化システム、(3)レーザー干渉計制御、(4)クランプ・リリース機構、の4つの宇宙実証試験を行う。また、上記の全てのシステムを動作させた状態で、低周波数帯(0.1-1 Hz)での重力波の観測を行う。特に、頻度は低いとは考えられているが、もし我々の銀河中心付近で、中間質量ブラックホールの合体現象や、大質量ブラックホールの準固有振動現象が起こった場合、DPFで検出することが可能である見込みである。一方、DPFで観測した結果、これらの重力波が観測されなかった場合には、そのようなイベントに対する上限値を与えることになる。この周波数帯での重力波観測はこれまでに行われていないため、DPFで得られる観測データは、地上の検出器では得られない貴重なものになることが見込まれる。

DPFで行うドラッグフリー制御では、DECIGOで用いられるものと同等の性能を持ったローカルセンサーやスラスタが用いられる予定になっている。小型・低推力・低雑音のスラスタは重要な開発項目の1つになっており、検討と評価試験が進められつつある。現在、DPFは、JAXAの小型衛星ミッション候補の1つに選定されており、最短で2012年度の打ち上げを目指し、ワーキンググループでの検討と基礎技術開発を進めている段階である。

4. まとめ

将来、重力波観測は、電磁波観測と相補的な役割を果たし、宇宙の新しい知見をもたらしてくれることが期待できる。その目標に向かって、日本の重力波グループでは、宇宙空間重力波望遠鏡DECIGOの検討を進めている。DECIGOでは、これまでに無い精密な計測と宇宙機の制御が必要になり、ドラッグフリーのための低推力・低雑音のスラスタの開発はミッション成功の根幹に関わる重要な要素になっている。本稿の読者が興味を持ち、ご意見を下されば幸いである。

参考文献

- [1] N. Seto, S. Kawamura and T. Nakamura, "Possibility of direct measurement of the acceleration of the universe using 0.1Hz band laser interferometer gravitational wave antenna in space", *Phys. Rev. Lett.* 87 221103 (2001).
- [2] S. Kawamura et al "The Japanese Space Gravitational Wave Antenna - DECIGO", *Class. Quantum Grav.* 23 S125 (2006).
- [3] LISA : System and Technology Study Report, ESA document ESA-SCI (2000) .
- [4] K. Kuroda et al "Japanese large-scale interferometers" *Class. Quantum Grav.* 19 1237 (2002)
- [5] B. F. Schutz, "Determining the Hubble constant from gravitational wave observations", *Nature* 323 310 (1986).

フォーメーションフライトを使った硬 X 線広天走査観測衛星

常深 博*, 小型衛星 FFAST ワーキンググループ

Formation Flight All Sky Telescope \Rightarrow FFAST

By

Hiroshi TSUNEMI*, FFAST working group

Abstract : 二機の小型衛星を使い、硬 X 線領域で広い天空を観測する走査型 X 線観測衛星を提案する。一機はスーパーミラー望遠鏡を搭載した望遠鏡衛星であり、もう一方は SDCCD を搭載した検出器衛星で、80keV までのエネルギー範囲で観測する。10keV を超える領域での望遠鏡を使った走査型観測はいまだになされておらず、世界で初めての精密な観測を実行する。二衛星は20m \pm 10cm の距離に制御し、ほぼ同じケプラー軌道を周回する。望遠鏡衛星はその光軸を検出器衛星上に来るように姿勢制御し、検出器衛星は大体望遠鏡衛星を向いていればよい。観測方向はケプラー軌道の接線方向に限られるが、軌道の才差運動により、かなり広い天空を走査できる。

Key words : 硬 X 線観測, 編隊飛行, スーパーミラー, SDCCD

1. はじめに

宇宙の始まりはビッグバンで、最初は超高温でほとんど一様なプラズマであった。これは2.7K の宇宙一様背景放射の観測から確認されている。その後の宇宙の発展は一様な状態からの離脱であり、その結果として、一様からはかけ離れた現在の宇宙が出現している。例えば密度で言えば、中性子星のような原子核密度からボイドと呼ばれる領域まで、40桁を越える非一様性がある。温度は、宇宙背景放射からブラックホールなど周辺まで8桁以上も違いがある。この温度とは熱平衡の結果であり、一様性の賜物と言える。ところが、熱平衡を離れて、粒子のエネルギーと言う観点で見ると、 10^{21} eV にも達するような高エネルギー宇宙線の観測結果から考えると、25桁もの広がりがある。このように、間違いなく宇宙では一様からの乖離が進んでいる。

X 線天文学も熱輻射する各種天体やプラズマだけでなく、非熱輻射する天体が多く観測されるようになった。熱輻射では10keV 以下（低エネルギー）の領域にその主要な輻射を出すのが、非熱輻射となると、スペクトルが熱スペクトルからずれるために10keV 以上（高エネルギー）の領域にエネルギーのべき関数として延びている。X 線天体の分布は銀河系内からいまや宇宙の果てに及び、それらの詳細な観測的研究も進んでいる。更に、X 線領域における宇宙背景放射 (CXB) のなぞも次第に明らかになって来た。特に X 線反射鏡の導入で、感度が上がり、低エネルギー領域では、CXB の75%は AGN など点源であることが確かめられるまでになった (Mushotzky, et al. 2000)。従って、低エネルギー領域では概ねその描像がはっきりして来たと言える。

* Graduate School of Science, Earth and Space Science, Osaka University

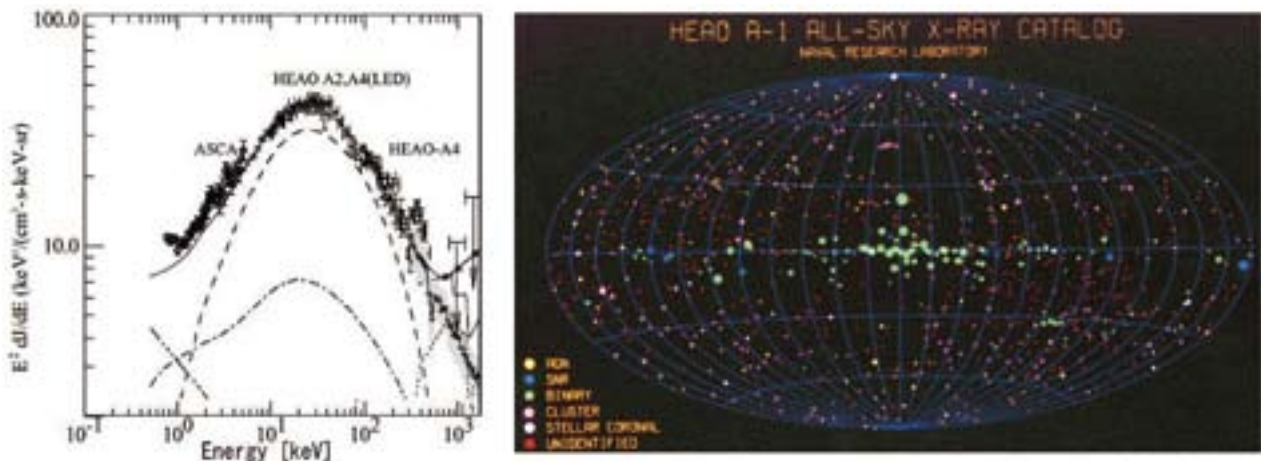


図1. (左) あすか (低エネルギー領域) と HEAO 衛星 (高エネルギー領域) によって得られた CXB のエネルギーフラックススペクトル. (右) HEAO による銀河座標で表示した全天 X 線源マップ

ところが、これまでの観測においても、幾つか特異な天体が検出されている。つまり、SN1006 (Koyama et al., 1995) に代表されるように、広がった天体で、低エネルギー領域においては熱スペクトルが優勢でも、高エネルギーの領域まで延びるべき成分を持つ天体、NGC4258 (Makishima, et al. 1994) を始めとして吸収が極めて大きく、高エネルギー領域に強い輻射を持っていそうな天体などである。CXB は X 線観測の当初から知られており、そのスペクトルは40keV あたりにピークを持つ事が分かって来た (図1左. Sreekumar, P., et al., 1998)。これは10keV 以下の帯域の背景放射を説明するのに使われた天体を仮定すると、その単純な外挿では説明がつかない。つまり、10keV 以上には、まだ知られない天体が隠れていることをうかがわせる。

比較的明るい天体に限られているが、低エネルギーから高エネルギーまでをカバーした全天観測の例 (HEAO-1) を図1右に示す。銀河面に明るい天体の多いことが判る。さらに、EXOSAT、てんまやぎんがの観測で銀河面には広がった熱輻射が低エネルギー成分を占めていることが判っている。あすかなど最近の観測によれば、さらに熱輻射成分以外で、高エネルギー領域に延びている成分の存在がわかっている。この成分が点源の集まりなのか、あるいは広がったものなのかは今後の研究課題である。

そこで、我々は10keV 以上の高エネルギー領域に感度の高い観測を世界で初めてほぼ全天にわたる広い領域を系統的に行いたい。高エネルギー領域の観測には、その X 線反射の制限で、どうしても望遠鏡と検出器との距離を大きくとる必要がある。そこで、それぞれを分離して二機の小型衛星とし、編隊飛行を利用して実現したい。

2. FFAST 計画

2.1. FFAST を取り巻く環境

X 線天文学の長期計画には、欧米の XEUS 計画があり、日本も参加する予定である。いろいろと変遷はあったものの、現状では地球-月のラグランジュ点 L2 に配置されることになっている。XEUS は望遠鏡衛星と検出器衛星とからなるもので、編隊飛行を基礎においている。望遠鏡の口径は4 m 以上にもなり、焦点距離は35m という巨大なものである。最初の計画では、この編隊飛行を低軌道地球周回衛星で実現しようとした。その時、ある天体をポインティングする必要があったために簡単な編隊飛行ではなく、編隊飛行維持には大量の燃料が必要であり現実的ではなかった。一方、L2 における編隊飛行では必要な燃料は少なくて済む。

日本の X 線天文学は、高エネルギー観測を目指した NeXT 衛星を計画している。低エネルギー範囲の従来の観測に比べ、高エネルギー領域の精度の高い観測をするためには、集光鏡の新しい技術、スーパーミラーの登場が必要であった。ところが、高エネルギー観測は、長い焦点距離が必要で、あすかの3.5m、すざくの4.5m から

大きく伸びて NeXT では12m を目指している。単一衛星で、これ以上長い焦点距離を達成するには技術的ハードルや姿勢制御に対する制限が強くなり過ぎると思われる。

焦点距離が長くなると、望遠鏡と検出器とを分離して二つの衛星にするという考えは自然である。ところが、天文で要求する観測方法（ポインティング観測）を実行する編隊飛行は、低軌道地球周回衛星では大変難しい。一方、今回提案している「小型衛星の編隊飛行による高エネルギー領域広天走査衛星（Formation Flight All Sky Telescope：FFAST）」（Tsunemi, 2005）は、高エネルギー領域の観測であり、二機の小型衛星が同一軌道を追いかける編隊飛行する。これは基本的には軌道制御を必要としないので、エネルギー的に容易な編隊飛行である。つまりポインティング観測は出来ないが、そこを逆手に取って、個々の衛星の姿勢制御だけで広天走査を行おうと言うものである。集光鏡を使った高エネルギー領域の広天走査は、世界的に見ても計画はなく、FFAST が最初である。理学的にははるかに続く NeXT や XEUS へ繋がり、工学的には編隊飛行を実現しやはり XEUS へ繋がる。このように、FFAST は極めてユニークな切り口を持っており、現在の技術的な開発路線にも乗っている計画である。

2.2. 科学目的と要求性能

X 線天文学のこれまでの進展は明確なステップを踏んできてきている。1970年のウフル衛星はスキャン衛星で広い天空を初めて走査した。その後、集光系を使わずガス比例計数管で全天スキャンした HEAO 衛星、集光系によるポインティング観測を目的としたアインシュタイン衛星、などが続く。それからは集光系を使った衛星が主になった。観測は既に知られていた X 線天体や、他波長で特異な天体が選ばれたが、やがて広い領域を走査して、統計学的な研究が進んだ。集光系を使った全天走査は0.1～2 keV の範囲で ROSAT 衛星によりなされた。ROSAT は、新しい天体の発見ばかりか、暗い天体までカバーすることにより CXB の解明にも寄与した。単に多

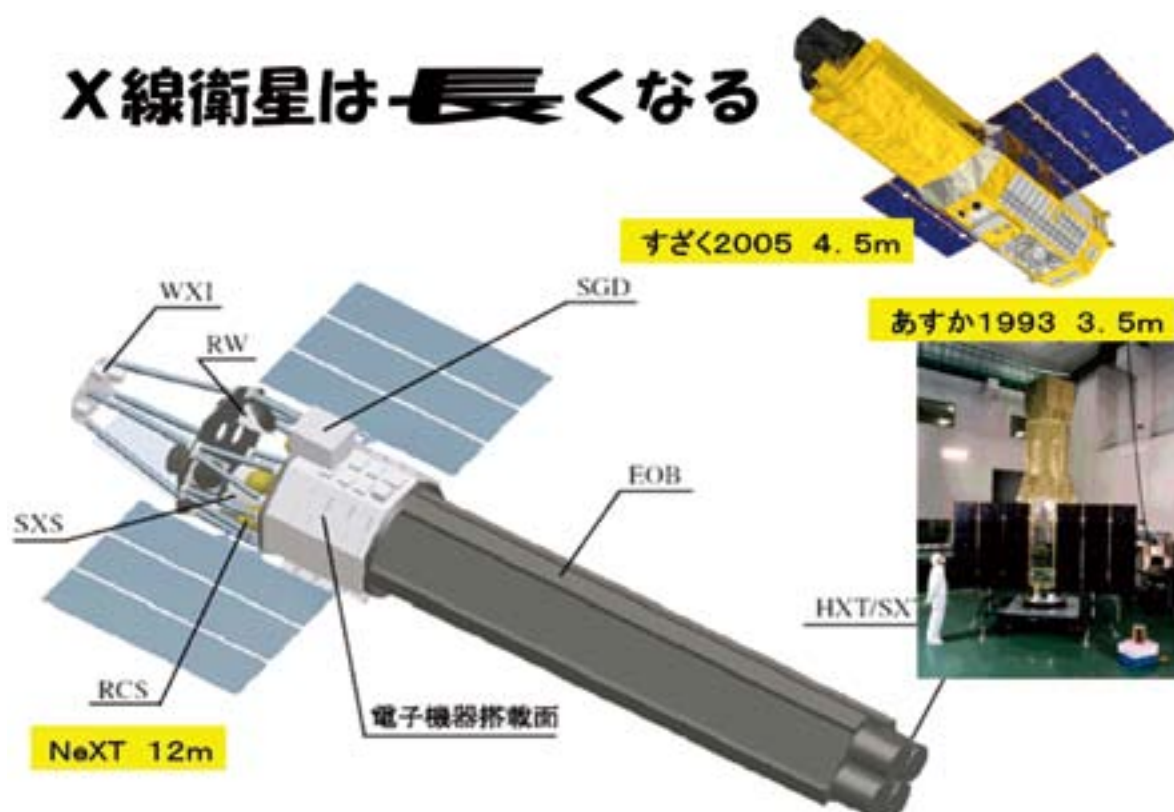


図2. 日本のX線衛星はあすか以来集光鏡を搭載し、次第に長くなってきた。NeXT衛星では、スーパーミラーの登場で、12mもの長さになり、80keVまでの観測が可能である。

数の点源を検出しただけでなく、その X 線エネルギー領域に強い輻射を出す広がった天体、新種の天体も多数見出された。2 keV を越えた 10 keV までの低エネルギー領域での観測は、あすかやチャンドラ、ニュートンで行われているが、観測領域は限られている。この 10 keV 以下のエネルギー領域での全天走査を目指して、集光系を用いた ABRIXAS 衛星が準備されたが、軌道に乗った直後の不具合で観測には至っていない。これと同等の衛星は e-ROSITA として計画が進んでいる。

10 keV を超えるエネルギー範囲での全天観測は 1970 年代の HEAO - 1, A2 の比例計数管を使ったものがあつた。有効なエネルギー範囲としては 60 keV までとなっている。その後、10 keV を超える領域での全天走査は 2008 年に国際宇宙ステーションに搭載される MAXI ミッションまで実行されない。MAXI も比例計数管であり、スラツコリメータのために、空間分解能は 1° 程度、エネルギー範囲は 60 keV までである。

これまでの 10 keV を超える高エネルギー領域の観測には、集光鏡が使えなかった。そのため、広視野観測はコリメータで視野を絞るものか符号化マスクを使うものに限られている。代表的なものは HEAO 1 A-4 (13-180 keV) で、全天走査を行い (Levine, et al. 1984)、そのカタログには 17 mCrab までの完全なサンプル、約 70 個の天体を含んでいる。それに続く衛星では、100 ks の観測時間で 1 mCrab 以下の検出感度を持つ (例えば Ebisawa, et al. 2003) INTEGRAL などがある。しかし、INTEGRAL には全天走査の観測計画はない。一方、SWIFT 衛星 (Gehrels, et al. 2004) では、広い視野を持つ観測装置 BAT により 15~150 keV 領域で広い天空を走査し、高銀緯では 1 mCrab に達する感度を持っている。これは符号化マスクを使った二次元検出器であるために、多数の X 線源が同時に視野内に入る場合、例えば銀河面領域では数倍感度が落ちると見積もられている。

2.3. FFAST 衛星に対する要求性能

FFAST は、高エネルギー X 線領域での反射鏡による撮像が最大の特徴であり、コリメータや符号化マスクに比較してバックグラウンドを低くすることができるので、小型で高い感度を実現する。また、直接撮像しているため、銀河面や大小マゼラン雲等の天体の密集した領域や、超新星残骸の非熱的放射等の広がった放射源の場合に特に威力を発揮する。観測精度は望遠鏡の有効面積と観測時間で決まる。スーパーミラーでは有効視野が狭いので、当初は小型衛星枠一杯の望遠鏡衛星を作り、それに 9 台の望遠鏡を搭載する計画であった。しかし、実現性の観点から言えば、まずは 1 台の望遠鏡に絞ったほうが実現しやすいと判断している。この場合には、望遠鏡の口径を少し大きくするなど改良を加える。全天を一様に走査すると考え、視野が地没する可能性のないことを考慮し、X 線光子スペクトルが -1.5 のべき関数型のスペクトルとすると、1 年間の走査により任意の天体は約 10 秒間観測され、10 mCrab の天体に対して 30 イベントを得る。高エネルギー X 線領域のカタログに基づいた $\log N$ - $\log S$ 関係 (Ebisawa, et al. 2003) によれば、この強度 (10 mCrab) を検出感度の目安として、これから見積もると 150 個以上の天体が検出できる。観測期間を二年間とすれば、さらに暗い天体までカバーできることになる。しかし、当初もくろんでいたレベルには到達しないので、観測方法を変更する必要がある。これについては、後で述べる。

高エネルギー領域の集光撮像には、いろいろな工夫があるものの、集光鏡表面での反射角度が 0.3 度以下と小さい。また、集光鏡と検出器との間隔が大体焦点距離となる。あすかの焦点距離は 3.6 m で 10 keV までカバーしたが、さらに高エネルギーを狙う NeXT では 12 m となる。このように、焦点距離は長いほうが有利である。その究極の形として、望遠鏡衛星と検出器衛星とを別々に作り、編隊飛行させるという考えは当然のことであり、焦点距離 35 m を目指す XEUS 計画において検討されている。我々の計画 FFAST は、二機の小型衛星の編隊飛行ではあるが、XEUS 計画で検討されたようなポインティングではなく、広天走査である。従って、衛星を軌道に保持するために必要なエネルギーで言えば、かなり緩い制限の下に実現できる計画である。

3. ミッション設計と搭載科学観測機器

3.1. X線望遠鏡

高エネルギー領域の集光望遠鏡としては、名古屋大学で開発の進んでいるスーパーミラー (Okajima, et al., 2002) を採用し、衛星に搭載する。表1のようなスペックを基本とする。ここでは、比較のために FFAST で使用する望遠鏡と、現在提案されている次期 X 線観測衛星 NeXT で使用するものとを並べて記す。

表1, FFAST-s と NeXT における高エネルギー X 線望遠鏡の比較

	直径	焦点距離	重量	搭載数	エネルギー範囲
FFAST-s	45cm	20m	93kg/台	1	10~80keV
NeXT	45cm	12m	66kg/台	2	0.5~80keV

FFAST 計画では、高エネルギー領域すなわち10keV を越える領域に焦点を当てるために、10keV で500cm²、20keV で400cm²、40keV で250cm²を確保する。このときの望遠鏡の視野は FWHM で10分角程度になる。

望遠鏡の結像性能は現状では1分角程度であるが、出来るだけの向上を目指す。気球実験 SUMIT のために作られている望遠鏡では、結像性能を表す Point Spread Function (PSF) には20秒角程度の細いシャープなコアのあることが知られている。PSF のシャープなコアは高い分解能と点源に対する高い感度を発揮できることに繋がる。焦点距離が20m の場合、1分角は6mm に相当する。望遠鏡の F 数は100であることから、ピントに相当する検出器上での像の広がりを1mm と設定すれば、焦点深度として±100mm となる。つまり、この範囲が焦点面領域(焦点深度)となる。また、望遠鏡で決まる有効な撮像領域は10分角程度であるので、必要な焦点面検出器の大きさは60mm 四角となる。スーパーミラーを使った望遠鏡の視野は FWHM で10分角である。

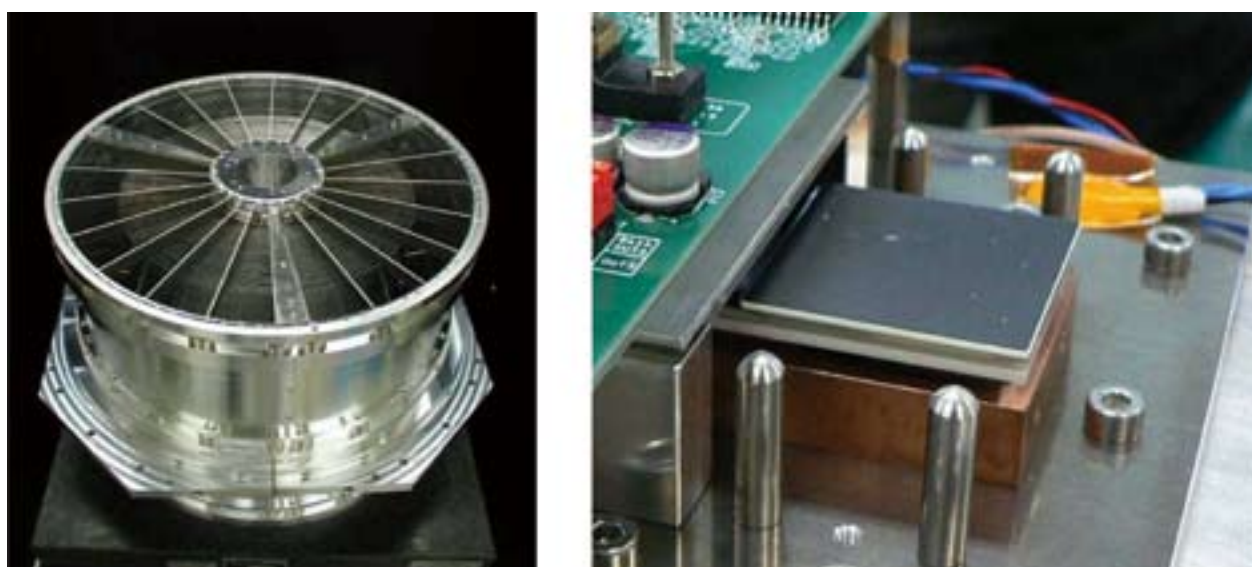


図3, (左) 気球実験 SUMIT に使用したスーパーミラー、直径40cm、焦点距離8mである。
(右) SDCCD とその周辺。30mm 四角の受光部分だけが見えている。

3.2. X線検出器

検出器衛星に搭載する検出器に求められる性能を検討する。FFAST の検出器衛星には10~80keV の範囲を精度よく捉える検出器を搭載する。当然この領域で検出効率の高いことが求められる。位置分解能としては、PSF のシャープなコアを十分にサンプルできる条件として、0.2mm 以下が必要である。既に述べたように検出器の有効な大きさとして、60mm 四角は欲しい。次に、FFAST は広い天空を走査観測するために、星は視野内のある方向へ移動する。その移動速度は速くても視野内を星像が3秒掛かって通り過ぎていく程度である。この条件で、

必要な位置分解能, 時間分解能が決まる.

これまで大阪大学では X 線検出を目指して CCD を研究開発 (Tsunemi et al., 2005) して来た. あすか, Astro-E, すざくの CCD カメラから, MAXI 搭載の CCD カメラ, はやぶさ搭載の CCD を使った X 線スペクトロメータを開発した. CCD は珪素で作られているので, 10keV を越える X 線に対しては, 検出効率が急激に下がる. CCD の検出効率を決めるのは空乏層の厚さであるが, あすかで $35\mu\text{m}$, MAXI に使用する素子で $80\mu\text{m}$, NeXT 用に開発中のものは $200\mu\text{m}$ を越えるまでになっている. この場合でも検出効率は 20keV において 20% である. これは, 珪素そのもので高エネルギー X 線を検出することは原理的に難しいことに起因する. これに対して, 高エネルギー領域での高い検出効率を達成するものとして, 大阪大学で開発が進んでいる SD-CCD (Miyata et al., 2003) がある. これは, シンチレータを直接 CCD 表面に密着させたものである. SD-CCD では低エネルギー X 線は CCD で直接検出し, 高エネルギー X 線はシンチレータで発光した可視光を CCD で検出するようになっている. つまり高エネルギー X 線の検出効率はシンチレータで決まる. 高エネルギー側でのシンチレータの威力が判る. SD-CCD の入射位置決定精度は, CCD の位置分解能で決まるので, 0.2mm を遥かに凌ぐことになる. エネルギー分解能は CCD ではなくシンチレータで決まる.

高エネルギー側の検出効率は, シンチレータで決まるが, 更に優れたものを模索中である. 現在使用しているシンチレータは厚さ $300\mu\text{m}$ の CsI で, その実績は確立している. スーパーミラーの集光能力と, SDCCD の検出効率を下図に示す. より高い検出効率を実現するには, 厚いシンチレータを接着するか, 原子番号の大きな原子を使ったシンチレータが必要である. いずれにせよ, 位置分解能の劣化を招くことのない設計が必要である.

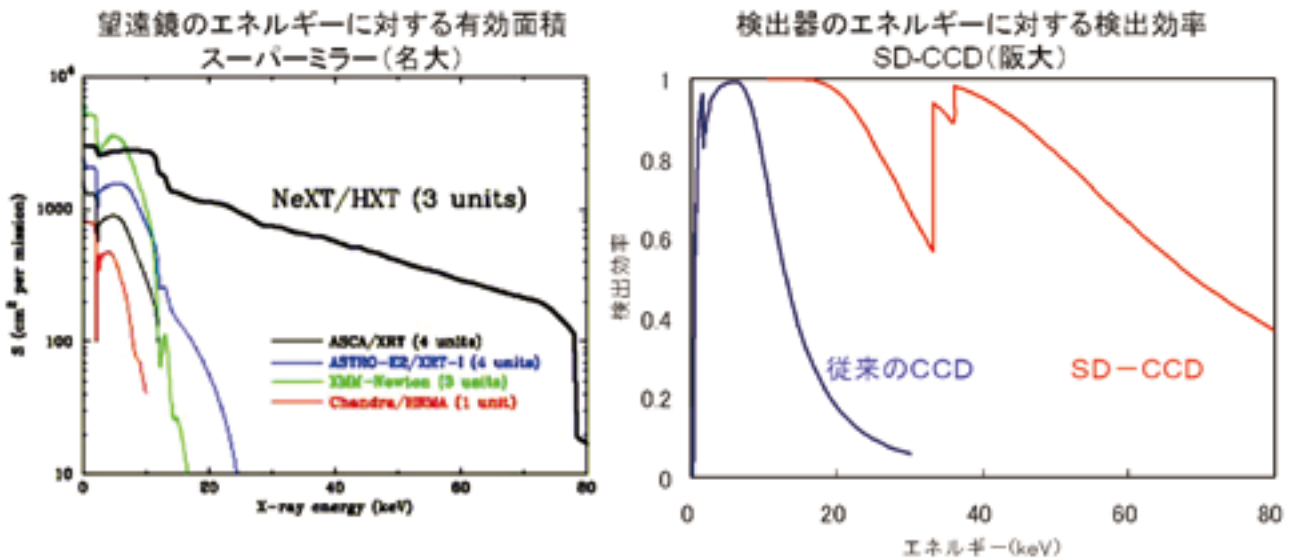


図 4. (左) これまでの各種衛星搭載の X 線鏡とスーパーミラーの有効面積のエネルギー依存性を示した. NeXT 搭載のスーパーミラーは高エネルギーまで集光できる. (右) 従来までの CCD と SDCCD との検出効率のエネルギー依存性.

CCD による観測の欠点の一つは読み出し時間の掛かること, つまり時間分解能の低いことにある. ところが, FFAST では CCD の時間分解能でも十分であることが以下のように判る. 既に述べたが, 星像はせいぜい 3 秒掛かって検出器上を移動する. この像の移動に影響されないような露光時間はミリ秒程度となり, 普通では実現できない. しかし, 星像の移動方向を CCD の縦読み出し方向に一致するように設定すれば簡単に解決できる. こうすると, 読み出し速度を調整すると, 星像の移動を縦転送でキャンセルできる (いわゆるドリフトスキャン方式である). ここで使用する読み出し方法としては, フルフレーム転送方式で十分であることが判る. これは, ポインティング衛星に必要なフレーム転送方式に比べると動作方法などが容易, 有効面積を大きく出来るなどの特徴がある. 以上のことから, われわれのデザインしている CCD 素子は十分に FFAST の焦点面検出器として採用で

きることがわかる。検出器衛星のピッチ，ヨー角精度は大して高くないが，ロール角精度要求は高い。これは，星像の流れる方向と CCD の縦読み出し方向とを一致させる必要で決まっている。

CCD を正常に動作させるためには，冷却する必要がある。動作温度としては -100°C 程度が望ましいが，あすか，Astro-E 2，すざく，MAXI-SSC など日本の衛星ではそこまでは実現していない。素子を出来るだけ冷却することは必要であるが，シンチレータを貼り付けた SDCCD の場合，シンチレータの特性から -60°C 程度が最適温度となっている。しかし，検出器衛星のロール角は星の移動方向にあわせなければいけないことから，冷却には，効率の高い機械式冷凍機を使う必要がある。これはすでにすざく衛星での使用実績などもあり，十分に実現可能であると判断している。

3.3. 共通計器部分

望遠鏡一台当たりに必要な CCD の有効面積は 60mm 四角であり，約 3 秒毎に一画面の読み出しとなる。画像データとしては，画素の大きさに依存するが，全てをダウンロードできる見込みはない。これは，これまでの CCD を搭載した X 線観測衛星と同じである。そこで，機上データ処理装置によって，意味のあるイベントだけを送ることになる。例えば荷電粒子イベントは，そのパターン識別から，X 線イベントとは区別できる。かりに，センサーの感度として，高エネルギー X 線 (10keV 以上) だけに感じるとすれば，イベント数はかに星雲が視野に入ったとしても，700 イベント/画面 (3 秒) である。従って，500 イベント/秒処理できれば十分であろう。SD-CCD の場合，イベント情報として， 5×5 モード，もしくはさらに広い 7×7 モードが必要になる。 7×7 モードの場合，49 画素の情報が必要で，各画素は 12 ビットからなる。大雑把に計算すると，600 ビット/イベントとなる。実際には，いつも望遠鏡に明るい点源が入ることはないから，この値はかなりオーバースペックと言える。望遠鏡の性能をさらに詰め，検出器の検出感度をどの程度広げるかなどを検討して詳細を決める。バックグラウンドや検出器の詳細な軌道上での性能評価には，荷電粒子情報も取り込む必要があろうが，ダウンロードできるデータ量から決まってくる。

衛星の観測モードは従来の X 線観測衛星と同様であるから，一日分のデータをコンタクトパス中に全てダウンロードできれば良い。検出器に直接接続する FPGA や CPU ソフトによって，共通バス系に許されるデータ量にまで必要に応じて圧縮するが，今後検討して詰めていく必要がある。これらの必要な機能はモジュール化され，分散処理する。それらのモジュール間のデータ転送は衛星内データ転送のために標準化された高速シリアルリンク SpaceWire を用いる。

3.4. 編隊飛行の軌道と制御部

我々の必要とする二機の小型衛星は共に，軌道傾斜角 $30 \sim 40^{\circ}$ ，高度 500km 程度の軌道を回る。検出器衛星は望遠鏡衛星とは $20\text{m} \pm 10\text{cm}$ の距離を維持していずれもケプラー軌道を周回する。これを実現する軌道の組み合わせは少なくとも二つは知られている。一つは，二機の衛星がともに同じ円軌道を 20m 離れて周回するもので，極めて判りやすい。二機の衛星を結ぶ望遠鏡の視野方向は，円軌道の接線方向であり，従って視野は円軌道に沿っての大円となる。軌道の才差運動により，この大円が移動することにより，広い天空を走査することになる。

もう一つは，レコード盤軌道などと呼ばれるものである。この場合には，一方の衛星は円軌道を周回し，もう一方の衛星は，遠地点で 20m 高く，近地点で 20m 低い楕円軌道を周回する。この二衛星が同じ軌道傾斜角だと，編隊飛行をしても二衛星の距離は一定にならず，後者は前者の衛星を中心にした楕円を描く。そこで，わずかに軌道傾斜角を変えてやることにより，後者は前者を中心にした円軌道を描くことが可能になる。詳細な計算は省略するが，この軌道の場合，比較的狭い天空内を一般的には八の字を描いて走査する。もちろん，これが才差運動で移動するので，やがて広い領域を走査することになる。

以上のような観測方法は，いずれの衛星もケプラー運動をするので，それからの摂動による軌道のずれを補正

する程度であるから、軌道修正の燃料は少なく済む。しかし、これ以外に新星の発見などの場合、走査観測ではなく、ポインティング観測をやる必要のある場合もある。これに備えて、ある程度の時間にわたりポインティング観測できる能力も欲しい。つまり、それに必要なスラスターであり、燃料である。このあたりについては、今後さらに検討を進める必要がある。

3.5. 各衛星の姿勢制御について

望遠鏡衛星は、三軸制御が必要で、表2に示すように指向精度はピッチ、ヨーが1分角である。望遠鏡を複数台搭載する場合にはロール角制御は1°が必要だが、一台の場合には不要となる。いずれの場合も、その決定精度はそれぞれの1/10程度は必要である。望遠鏡そのものは重いものの、そこからのデータはほとんどない。温度などの衛星のHK、姿勢情報である。姿勢制御装置は不可欠で、あすかを始めとする衛星で使用した三軸制御が必要である。望遠鏡から出てくるデータは温度などのHK程度である。望遠鏡の性能維持のために、ヒーターを使った温度制御が必要である可能性はある。望遠鏡は1台搭載する場合、その重量は100kg弱と推定している。

検出器衛星は、三軸制御が必要で、指向精度はピッチ、ヨーが1°、ロールは1分角、その決定精度はそれぞれの1/10程度は必要で、望遠鏡衛星とは対照的な要求となる。ロール角は視野内での星の動きをCCDの縦転送方向に一致させるために必要である。検出器そのものは重くはないが、冷却の必要があり、多量のデータが出る。また、検出器は3台のSD-CCDを搭載し、冷却系を含めて40kgである。

二機の衛星がその間隔を±10cmの精度で20mに保持するには、軌道修正のためのスラスターが必要である。どちらかの衛星にスラスターを搭載すればよい。望遠鏡衛星では反射面の表面が汚染されないこと、検出器衛星では冷却した検出器表面が汚染されないことが重要なので、どちらに搭載するか、あるいはコールドガスを含めてどのような燃料を使用するかは慎重に検討を進めたい。また、姿勢にはいろいろと制限があるために、太陽電池パドルをどうするか、放熱対策をどうするかなど検討課題がある。

表2, 望遠鏡が一台の場合の二衛星の姿勢制御の指向精度（決定精度はその1/10）と距離精度

	ピッチ角	ヨー角	ロール角	距離
望遠鏡衛星	1分角	1分角	-----	-----
検出器衛星	1°	1°	1分角	20m ± 10cm

4. まとめ

FFAST衛星で行う10–80keV領域の集光系を用いた広天走査観測はこれまでに行われていない新しい挑戦であり、先に述べたように、このエネルギー帯域から得られる情報は単に低エネルギー領域からの延長ではなく、非熱的現象や、極めて強い星間及び自己吸収のためにこれまで観測されなかった天体などが捉えられる。したがって、FFASTによって得られる高エネルギー全天（広域天空）マップは、宇宙物理学において高い科学的価値を有するとともに、予想外の新しい発見も期待できる。また、現在計画しているNeXT衛星とは相補的な観測となる。工学的には編隊飛行を実用化する最初のミッションで、将来の高精度編隊飛行技術へのステップとなる。何とか、近い将来に実現したいと願っている。

参考文献

- [1] Ebisawa, K., et al. “High-energy sources before INTEGRAL. INTEGRAL reference catalog”, *Astron. & Astrophy.*, 411,L59, (2003)
- [2] Gehrels, N., et al. “The Swift Gamma-Ray Burst Mission”, *Astrophys. J.*, 611, 1005, (2004)

- [3] Koyama, K., et al., "Evidence for Shock Acceleration of High-Energy Electrons in the Supernova Remnant SN : 1006", *Nature*, 378,255 (1995)
- [4] Levine, et al. "The HEAO 1 A-4 catalog of high-energy X-ray sources", *Astroph. J. Suppl.*, 54,581, (1984)
- [5] Makishima, K., et al. "Discovery of an obscured low luminosity active nucleus in the spiral galaxy NGC 4258", *Publ. Astron. Soc. Japan.*, 46, L77, (1994)
- [6] Miyata et al., "Novel Photon-Counting Detector for 0.1-100 keV X-Ray Imaging Possessing High Spatial Resolution", *Jpn. J. Appl. Phys.*, 42, L1201, (2003)
- [7] Mushotzky, R., et al., "Resolving the extragalactic hard X-ray background", *Nature*, 404,459, (2000)
- [8] Okajima, et al., "Characterization of the supermirror hard-x-ray telescope for the InFOCuS balloon experiment", *Applied Optics*, Vol.41, No.25, 5417 (2002)
- [9] Sreekumar, P., et al., "EGRET Observations of the Extragalactic Gamma-Ray Emission", *Astroph. J.*, 494,523, (1998)
- [10] Tsunemi, H., et al., "Formation Flight All Sky Telescope (FFAST)", *SPIE* 5900,184, (2005)
- [11] Tsunemi, H., et al., "Development of the X-ray CCD in Japan", *Nucl. Instr. & Meth. A*541,295, (2005)

低推力・連続加速による低軌道 InSAR ミッションの提案

児玉 哲哉*

A proposal of InSAR satellite mission by low power and continuous propulsion

By
Tetsuya KODAMA*

Abstract : SAR Interferometry Dual Satellite System (SIDUSS) has been proposed since 1994 as a future InSAR satellite project. A proposal InSAR satellite and LEO missions by low power and continuous propulsion are discussed.

Key words : InSAR, SIDUSS, Dawn Dusk Orbit, Objectives and Means

1. はじめに

1994年以来、検討を重ねてきた SAR インターフェロメトリ双子衛星システム (SIDUSS) は、Dawn Dusk Orbit から同一の SAR 単独搭載衛星により、干渉 SAR (InSAR) 技術により高精度・高頻度で地殻変動検出を実現するシンプルな衛星システムである [1].

2. InSAR とは

1993年に Massonet らが ERS-1搭載 SAR によるランダース地震の地殻変動の検出に成功して以来、InSAR は注目を集めるようになり、1995年に発生した兵庫県南部地震でも国土地理院と宇宙開発事業団 (当時) が JERS-1

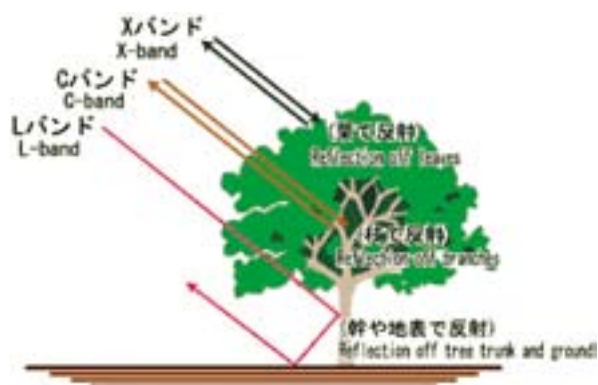


図1 SARの周波数による反射特性の違い (JAXA ウェブサイトから)

* Satellite Operations Engineering Department, Office of Space Applications, JAXA

による地殻変動の検出に成功している [2,3]。1998年には我が国の研究者の自発的な動きにより「InSAR 技術研究会」が創設された [4]。InSAR 技術研究会有志の尽力により、地殻変動検出における L バンド SAR の必要性が認知されるに至った [5]。

地震や火山噴火による地殻の面的変動が一目瞭然に理解できるのが InSAR のユニークな点であるが、その他のミッションとして、2000年に NASA は Shuttle Radar Topography Mission で、スペースシャトルから60m のブームを展開し、二機の SAR アンテナを使った InSAR 観測により、全球の陸域80%のデジタル標高モデル (DEM) の作成を行った。衛星観測では TerraSAR 2 機による DEM 作成を目的とした Tandem-X ミッションが計画されている。

3. SIDUSS 衛星システム

多くの SAR 単独搭載衛星が採用している Dawn Dusk Orbit (図2) には次のメリットがある。

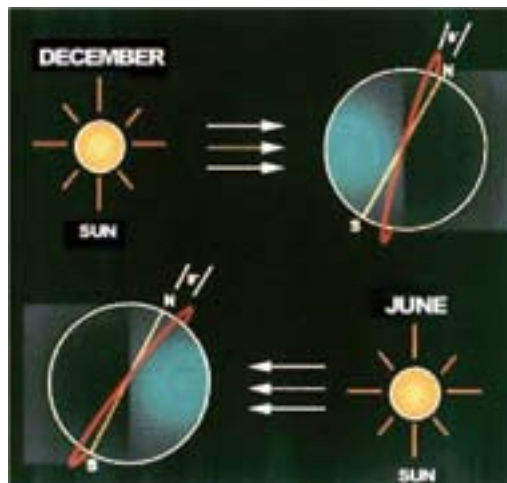


図2 Dawn Dusk Orbit (Canadian Space Agency ウェブサイトから)

- ① 常時太陽入射が得られ、反太陽面は放熱面に利用できるので、大電力を消費する SAR ミッションに最適。
- ② 太陽電池パドルの展開・駆動機構を不要とすることが可能。
- ③ 衛星前影投影面積が小さくなり、軌道を低く設定できるのでアクティブセンサ搭載に有利。
- ④ 一般的な光学観測衛星と受信運用時間帯が重ならない。

Dawn Dusk Orbit の採用により、シンプルな設計で SAR 単独搭載衛星を実現できるため、衛星の低コスト化・高信頼性達成に寄与することが可能となる。SIDUSS の打上げ・軌道上コンフィギュレーション、重量配分及び観測軌道をそれぞれ図3、表1及び表2に示す。(展開機構は SAR アンテナ一箇所のみ)

SIDUSS は H-IIA の投入能力 (高度550km の太陽同期軌道に約5200kg) に対し十分な重量マージンを有しているため、余裕を持った設計とすることが可能となり、これも衛星の低コスト化・高信頼性達成に寄与する。また、同時に多くのビジーバック衛星を搭載することも可能である [6]。

観測軌道を1日15周の回帰軌道高度 (560km) 前後に設定することによって、軌道変換によって1日最大4回の観測が実現可能となる。この軌道により、JERS-1 及び ALOS ではそれぞれ44日・46日であった回帰日数は、2機の運用によって14日となる。しかも Descending と Ascending の観測によって、地表面変位ベクトルの推定精度を大幅に向上させることが可能であり、これから静的な断層パラメータ推定に関する決定的な情報が得られることが実証されている [7]。更に進行方向に対して両方向観測ができれば、実質的に回帰日数7日、すなわち一週間に一度の観測が可能となり、強力な地殻変動監視の目となることが期待できる。(NASA は GPS や InSAR デー

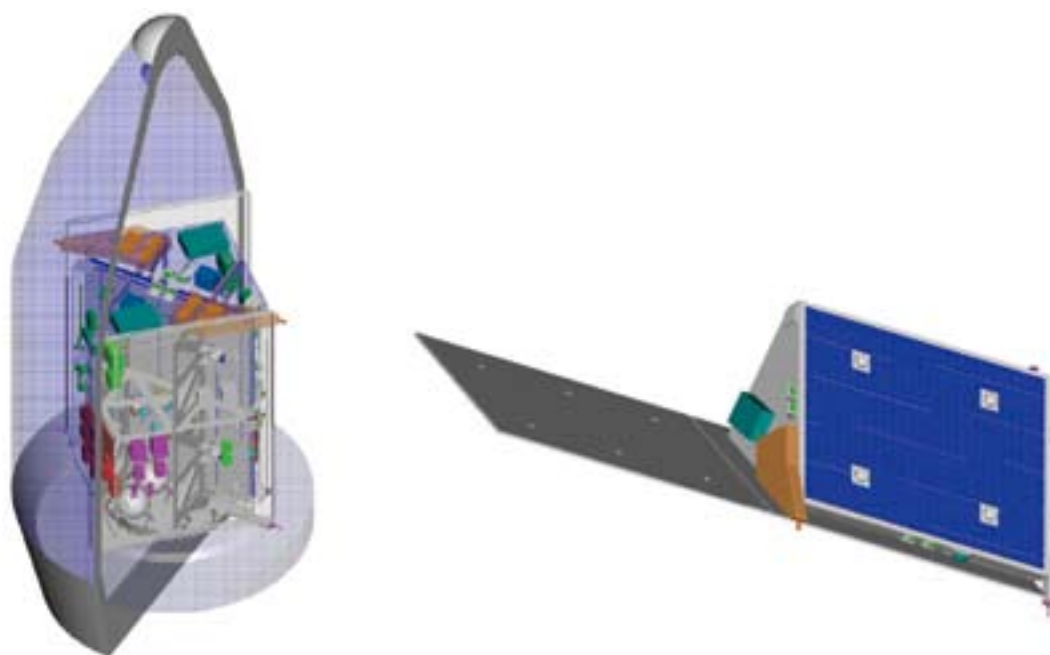


図3 SIDUSS 打上げ・軌道上コンフィギュレーション

表1 SIDUSS 重量配分

SAR	500	アンテナ部370kg + 電気回路部130kg
TT & C	37	Sバンドアンテナを含む
AOCS	115	GPSR, 恒星センサ含む
EPS	76	Li-ion 40AH battery × 2
SAP	50	変換効率27%@ multi-junction セル (2.8kW)
DRTS	36	MDR 72GB, Xバンドアンテナ含む
STR	300	乾燥重量の約21% (通常15%程度)
TCS	35	
計装系	112	LRR 含
推進系	30	4N × 4, 20N × 8, φ550タンク × 2
推薬	120	full tank
計	約1400kg	(3000kg 未満@ 2機)

表2 SIDUSS 観測軌道

回帰日数	飛び越し数	回帰周回数	軌道高度 [km]
28	- 5	415	616.734
28	- 3	417	594.302
28	- 1	419	572.049
28	0	15	560.989
28	+ 1	421	549.972
28	+ 3	423	528.070
28	+ 5	425	506.339

タを利用した Quakesim プロジェクトで地震の中期予測を実施中 [8])

現在 ALOS 後継機構想として、データ中継アンテナを備えた光学衛星・レーダー衛星 2機ずつで構成された災害監視衛星が提案されているが、地球観測衛星の防災分野の利用については、まだ初期段階であり、今後解決すべき課題が数多く存在するという認識である [9]。(平成13年度の国土地理院の報告によれば、現場レベルでは航空写真やヘリコプターからの映像を単独で利用するにとどまっている [10])

同じような衛星が打上げればユーザーは増えるかも知れないが、予算が一定という前提では業界は疲弊する。

諸外国と比較しても、継続的なLバンド SAR 衛星の開発・運用実績があるのは日本のみであり、今日では InSAR の観測結果は地震予知連絡会でも必要不可欠なものとなっている [11]。故に我が国は、地殻変動検出に特化したLバンド SAR 単独搭載衛星群を構築するのが戦略的に正しいのではないだろうか [12]。

4. 低軌道・連続加速の適用

SIDUSS の設計思想の一つは、ALOS/PALSAR 既開発品を可能な限り流用し、低コスト化と高信頼性を両立させる点にある。よっていきなり200km程度の観測軌道にすることはせず、現実的な500~600kmの観測軌道を選択し、搭載ペイロード余裕を活かして実証用イオンエンジンを搭載する形態を提案する。

5. 地球観測ミッションにおける低軌道観測の必要性

低軌道観測による地球観測として、熱帯降雨観測衛星 (TRMM) や重力場観測衛星 (GOCE) が運用・開発中であるが、これらの衛星ではミッション達成の「手段」として低い観測軌道が選定された。

光学観測ミッションを例として考えた場合、仮に軌道高度と衛星重量を1/3にすれば、衛星サイズは $(1/3)^3 \sim 0.7$ 未満程度となる。よって分解能は倍程度に向上するが観測幅は1/3の衛星ができる。観測頻度を向上させるには衛星数を増やせばよいが、コストが増加し、何よりも問題なのは各衛星の信頼度を高くしなければ、単一衛星を越えるメリットが見出せない点にある。実際には衛星が小型化するほどペイロード効率は低下するため、衛星の小型化と大口径の光学設計を両立させなければならない。(これは低コスト化の大きな障害となる)

運用上の観点では、短い可視時間・地上局の狭い可視範囲がデメリットとなる。

よって地球観測においてミッション達成上の必要性を除けば、「観測頻度が低く観測幅が狭くても高分解能を要求するミッション」か「軌道高度200km前後の高層大気・電離層観測」しか低軌道観測の存在意義はない [13]。

参考文献

- [1] “インターフェロメトリ双子 SAR 衛星システム”, NASDA News No.158, Jan. 1995
- [2] Massonnet et al., “Radar interferometric mapping of deformation in the year after the Landers earthquake”, Nature 369, May 1994
- [3] 例えば国土地理院干渉 SAR <http://vldb.gsi.go.jp/sokuchi/sar/> など
- [4] InSAR 技術研究会 <http://insar.array.co.jp/INSAR-WS/>
- [5] “調査観測計画部会報告書「地震に関する基盤的調査観測計画の見直しと重点的な観測体制の整備について」の意見募集と修正について”, 地震調査研究推進本部第19回政策委員会, 平成13年8月22日
- [6] 児玉, “SAR インターフェロメトリ双子衛星システム (SIDUSS)”, 宇宙・航行エレクトロニクス研究会・電子情報通信学会技術研究報告 Vol. 105, No. 158, 2005
- [7] 小林・大久保, “JERS-1 干渉 SAR による活火山周辺の地殻変動の検出 - 岩手火山・伊豆半島など -”, 平成11年度東京大学地震研究所共同利用 (研究集会) 「干渉 SAR 技術の応用とその課題」, 1999年9月
- [8] <http://quakesim.jpl.nasa.gov/>
- [9] 防災のための地球観測衛星等の利用に関する検討会, “防災のための地球観測衛星システム等の構築及び運用の進め方について”, 文部科学省, 平成18年9月

- [10] 国土地理院, “航空宇宙技術の災害への利用可能性に関する調査”, 平成13年度調査研究年報
- [11] 日本地震学会地震予知検討会 編, “地震予知の科学”, 東京大学出版会, 2007年5月
- [12] 児玉, “地震火山国の宇宙機関として実施すべき将来ミッションは何か?”, 第2回宇宙ミッションシンポジウム, 2004年12月
- [13] 読売新聞, “3年後打ち上げ目標, 上空180キロ「超低空衛星」開発へ”, 2007年10月27日

宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-07-020

発行日 平成 20 年 2 月 29 日
編集・発行 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1
URL : <http://www.jaxa.jp/>
印刷・製本 藤原印刷株式会社

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。
宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター
〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1
TEL : 029-868-2079 FAX : 029-868-2956

©2008 宇宙航空研究開発機構

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

