

ASTRO-G における高精度軌道決定の検討

吉川 真^{*1}, ASTRO-G 軌道決定サブチーム^{*1}

Study for Precise Orbit Determination of ASTRO-G

By

Makoto YOSHIKAWA^{*1} and ASTRO-G Orbit Determination Sub-team^{*1}

Abstract: ASTRO-G is the successive mission of HALCA, which is Space VLBI mission. It will try to observe in much higher resolution than HALCA by using the phase referencing method. When we use this method, the requirement of the orbit determination accuracy is about a few cm. We are considering how to achieve this accuracy.

Keywords: Space VLBI, Orbit Determination

概 要

ASTRO-G は「はるか」に続くスペース VLBI のミッションである。ASTRO-G では、「はるか」よりもより高い分解能での観測を目指している。その方法として、位相補償による観測が検討されているが、この観測においては数 cm での軌道決定精度が要求されている。このような高精度の軌道決定についての検討を行っている。

1. はじめに

電波天文衛星「はるか」に続くスペース VLBI として、「VSOP-2」というミッションが検討されていたが、2006 年には、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) の宇宙科学研究本部 (ISAS) の次の天文衛星として了承され、2007 年度から制作が開始されることになった。ミッション名は、ASTRO-F (赤外線観測衛星「あかり」) に続く ASTRO-G となった。2011 年までの 5 年間の制作期間を経て、打ち上げは、2012 年の 1 月ないし 2 月を予定している。

ASTRO-G の外観を図 1 に示す。直径が約 9 m のオフセット・カセグレン式のアンテナを持った衛星で、予定されている軌道は遠地点が 20,000 km ~ 25,000 km、近地点が 1,000 km の楕円軌道である。また、軌道傾斜角は 31 度で、公転周期が 6.1 時間から 7.5 時間くらいになる。重量は 910 kg で電力は 1,800 W である (ここでの数値は、いずれも初期検討段階のもの)。なお、ここでは詳細には触れないが、観測のパラメータおよび「はるか」や VLBA との比較をそれぞれ表 1 および表 2 に示す。

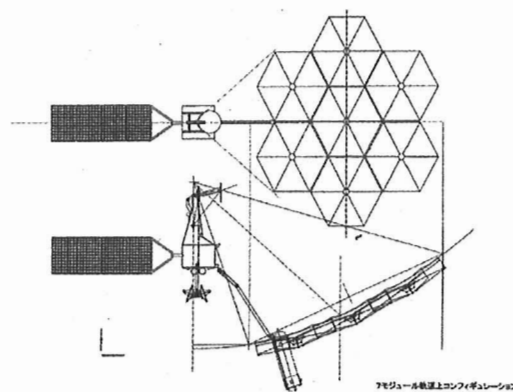


図 1 ASTRO-G の外観

* 1 Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) / JAXA

表1 ASTRO-Gの観測におけるパラメータ

Observing Frequency	8 GHz	22 GHz	43 GHz
Resolution	205 μ as	75 μ s	38 μ as
SEFD	4080 Jy	2200 Jy	3170 Jy
Fringe detection Sensitivity 7σ , with VLBA 25m	25 mJy	50 mJy	110 mJy
with phased-VLA	5 mJy	11 mJy	22 mJy
Phase referencing Sensitivity (90 min., VLBA 25m)	6 mJy	8 mJy	11 mJy
Image sensitivity (12 hour observing time)	0.034 mJy/beam	0.064 mJy/beam	0.100 mJy/beam
Brightness temperature sensitivity	6.8×10^7 K	1.3×10^8 K	2.1×10^8 K

表2 ASTRO-GとHALCA, VLBAとの比較

	ASTRO-G	HALCA	VLBA
Antenna diameter	9m	8m	25 m
Apogee height	25,000km	21,500 km	0 km
Orbit period	7.5 hour	6.3 hour	1day
Polarization	LCP/RCP	LCP	LCP/RCP
Data downlink	1 Gbps	128 Mbps	512 Mbps
Observing frequency (GHz)	8, 22, 43	1.6, 5, (22)	5,8,22,43,86
Highest resolution	38 μ as	360 μ as	96 μ as
sensitivity (5/8 GHz)	23 mJy	158 mJy	7.9 mJy
(22 GHz)	50 mJy	N.G.	23 mJy
(22 GHz with phase-ref.) (1.5hour integration)	8 mJy	--	5.3mJy
Launch	2012(Target)	Feb.1997	

2. ASTRO-Gの軌道決定

「はるか」においては、軌道決定精度要求は位置で数10 m程度であった。この精度での軌道決定は、最初は米国のジェット推進研究所 (JPL) によって達成された。また、JPLが軌道決定作業を終了した後は、ISASによってこの精度要求に見合う程度の軌道決定がなされた。ところが、ASTRO-Gでの軌道決定精度要求は、位置で数cmと、「はるか」に比べて3桁も高い要求となっている。「はるか」では、SバンドのレンジとドップラーおよびKuバンドのドップラーによって軌道決定が行われたが、ASTRO-Gではこのような従来の手法では要求精度を達成することはできない。そこで、GPSによる軌道決定をベースにして、ASTRO-Gの軌道決定を検討することにした。

GPSを使った衛星の軌道決定は、すでにいろいろな衛星で実行されていることである。例えば、GRACE-Bという地球の

重力場の精密測定を目的とした衛星の実データを使って、情報通信研究機構（NICT）と JAXA で独立に軌道決定をした例を図2に示す。軌道決定精度としては、数 cm から 10 cm 以内には収まっていることが分かる。ただし、注意しなければならないのは、GRACE-B が高度 500 km 程度の円軌道の衛星であるということである。円軌道の衛星で、GPS 衛星高度よりも低いところがあれば、常に GPS 衛星の信号を受けられることができる。一般には、GPS 衛星を同時に 4 機ないしそれ以上受信することができれば、GPS による軌道決定が精度よく行えることになる。ASTRO-G の場合には、遠地点高度が GPS 衛星よりも高い所にあるため、GPS 衛星を常に 4 機以上受けられるとは限らない。また、GPS 衛星が、ASTRO-G に対していろいろな方向に来る可能性がある。さらには、大きなアンテナが付いているので、マルチパスなどの影響も大きいと考えられる。さらに、太陽輻射圧の影響も大きいであろう。このように、GRACE-B のようにすでに GPS による軌道決定が行われている衛星に対して、ASTRO-G ではかなり軌道決定が難しいことになる。

ASTRO-G における軌道決定に関して、まずは GPS の可視性について調べてみた。調べるにあたって、GPS の送受信のアンテナのパターンが重要である。ここでは、図3に示すようなアンテナパターンを仮定した。本来ならば、GPS 衛星のメインのビームを受けて軌道決定をすべきであるのだが、ASTRO-G の場合には必ずしもメインビームが受かるとは限らない。したがって、サイドローブの受信も念頭に置いているわけである。したがって、送受信機のビームパターンが重要となる。なお、ここでは、GPS の受信アンテナはデータリンク用 Ka 帯アンテナ光軸と一致した配置を仮定した。この Ka 帯アンテナは、地上局とのデータ通信を行うものであるから、GPS アンテナは常に地球方向を向いているという仮定である。

ASTRO-G からの GPS 衛星の可視条件の解析の一例を図4に示す。この図で、リンク局との通信の様子や GPS 衛星の可視数、受信強度などが分かる。この解析結果を基礎データとして、たとえば L1 と L2 を同時に受信できる GPS 衛星数を求め

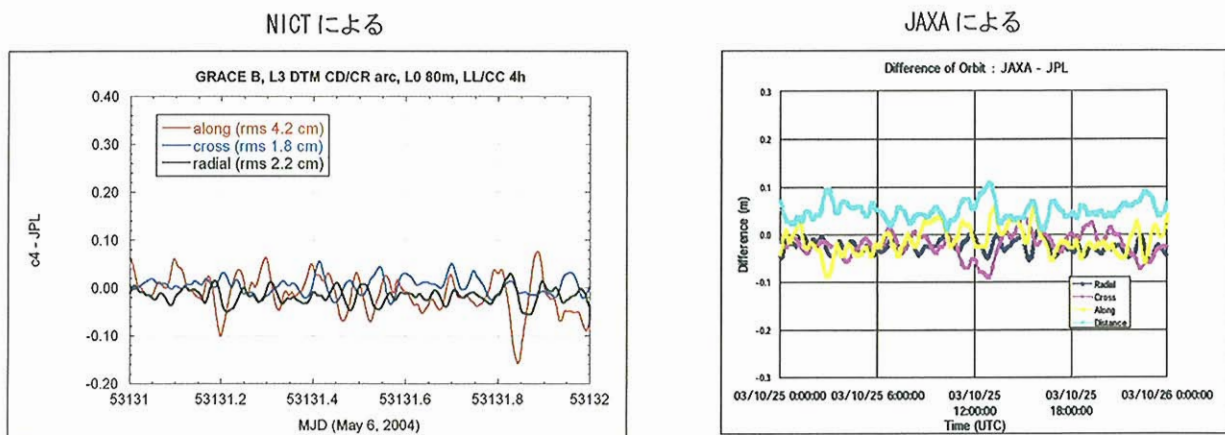


図2 GPS による軌道決定の例
GRACE-B 衛星について、NICT (左) と JAXA (右) で独立に行った軌道決定の結果。それぞれ、JPL の軌道決定との差を示す。縦軸の単位は m。

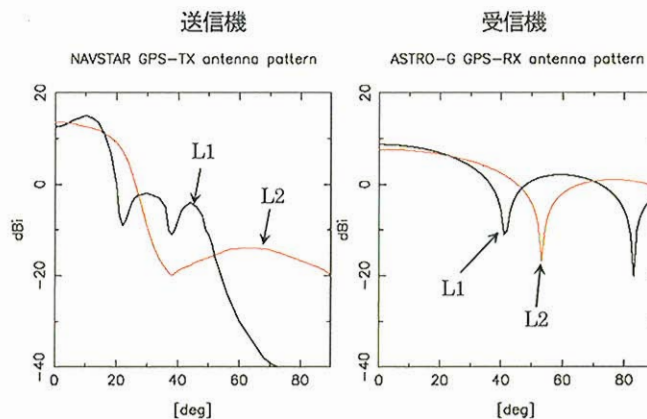


図3 GPS 送受信機のアンテナパターン
L1 と L2 の測位信号について、左が GPS 送信機のアンテナ利得で、右が GPS 受信機のアンテナ利得のパターンを示す。いずれも、本解析で仮定したものである。

たものが図5になる。最低受信強度を考慮しなければ、ほぼ4つ以上の衛星を受信することができそうであるが、より現実的に最低受信強度を適当な値に仮定すると、GPS衛星の可視数が非常に少なくなってしまい、4機以上同時に受けることができる期間が非常に短くなることが分かる。このことは、最低受信強度が少し変化すると可視衛星数もかなり変化することも示唆している。この状況では、高精度の軌道決定は難しいので、例えば、GPS受信アンテナ数を増やすことやその配置を工夫して、なるべく多くのGPS衛星からの信号を受信できるようなシステムを検討することが必要である。さらには、GPS以外の軌道決定手法の検討も必要であると思われる。

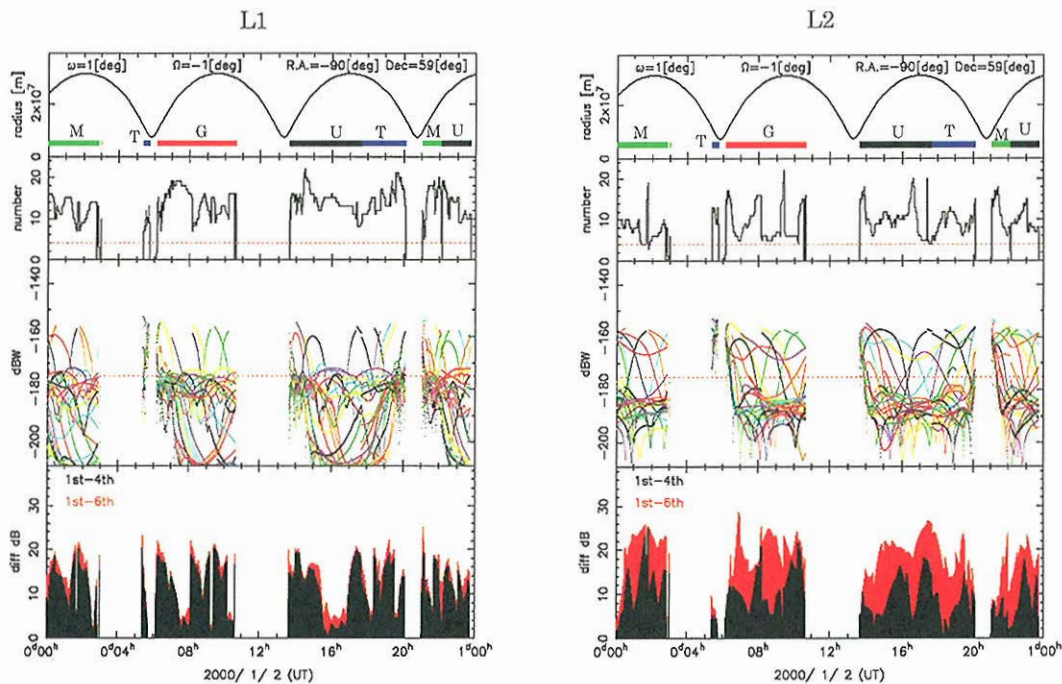


図4 GPS衛星の可視条件解析例

L1 (左) と L2 (右) のそれぞれの信号について、上から、地心距離、可視衛星数、受信強度、受信強度差 (最も強い信号戸4番目に強い信号、および最も強い信号と6番目に強い信号について) を示す。また、一番上の図にはKa帯追跡局のスケジュールが示されている。その記号は、白田 (U)、ゴールドストーン (G)、マドリッド (M)、デイドピンビラ (T) である。

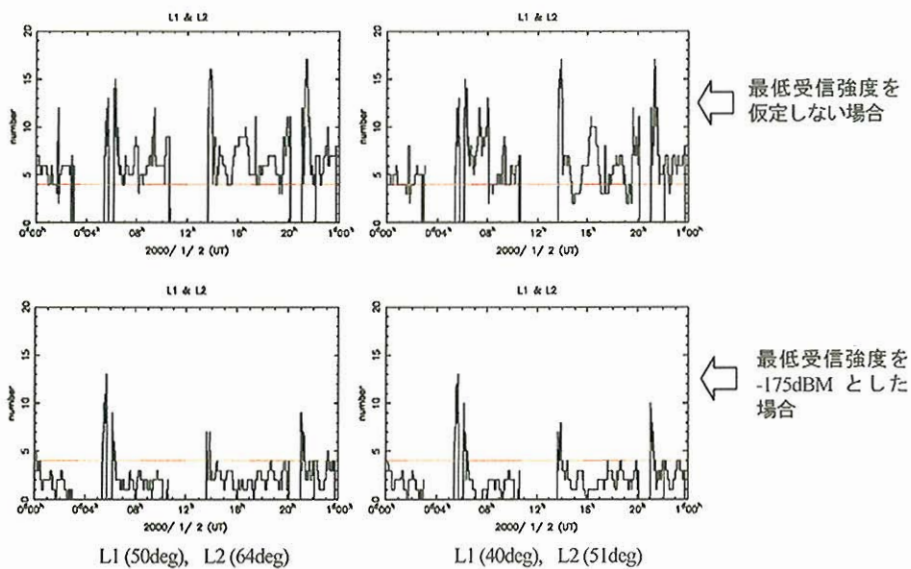


図5 L1とL2を同時に受信できるGPS衛星数

上段は、最低受信強度を考慮せずにいかなる信号も受信可能とした場合、下段は最低受信強度を-175 dBmとした場合に、L1とL2の信号を両方も受けることができるGPSの数を時間の関数として示す。ただし、左側はL1とL2の受信ビーム幅をそれぞれ50度、64度にした場合で、右側はそれらをそれぞれ40度51度にした場合である。

最後に、軌道決定精度のシミュレーションを行ってみた結果を示す。まず、シミュレーションに仮定した軌道は、図6に示すように地球2周回分である。また、この解析では、複数のGPS受信アンテナを搭載することを想定して、ASTRO-GからGPS衛星が見えて、かつ、L1波のメインローブ内（ここでは20度を仮定）にある場合については「可視」としてデータが取得できるとした。GPS衛星の可視数も図6に示すが、参考までに上向きに見える衛星数も示してある。近地点付近以外には、上向きに見える衛星が無いことが分かる。つまり、近地点付近を除くと、地球の反対側にあるGPS衛星を受けていることになる。また、SLR（衛星レーザ測距）のデータが取得できると仮定した時間帯も示してある。

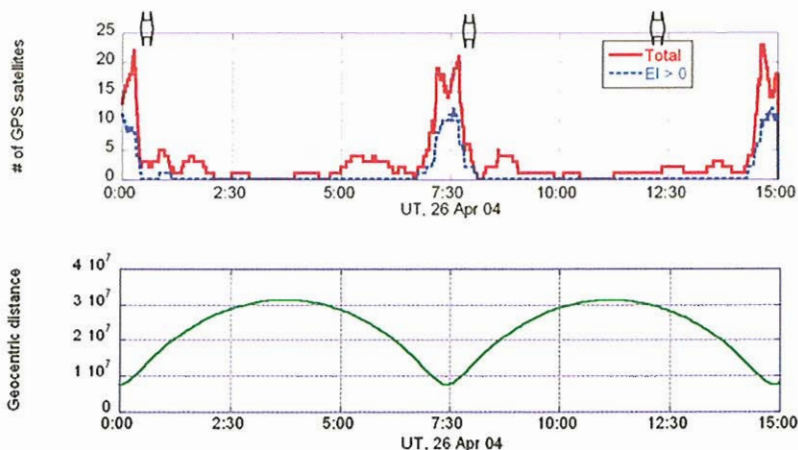


図6 軌道決定シミュレーションの仮定
軌道決定精度を調べるために、2周回分の軌道を仮定した。下段は、地心距離であり、上段はASTRO-GからのGPS衛星の可視数（本文参照）である。また、上段の上方の矢印は、SLRのデータが取得できる時間帯（仮定）を示す。

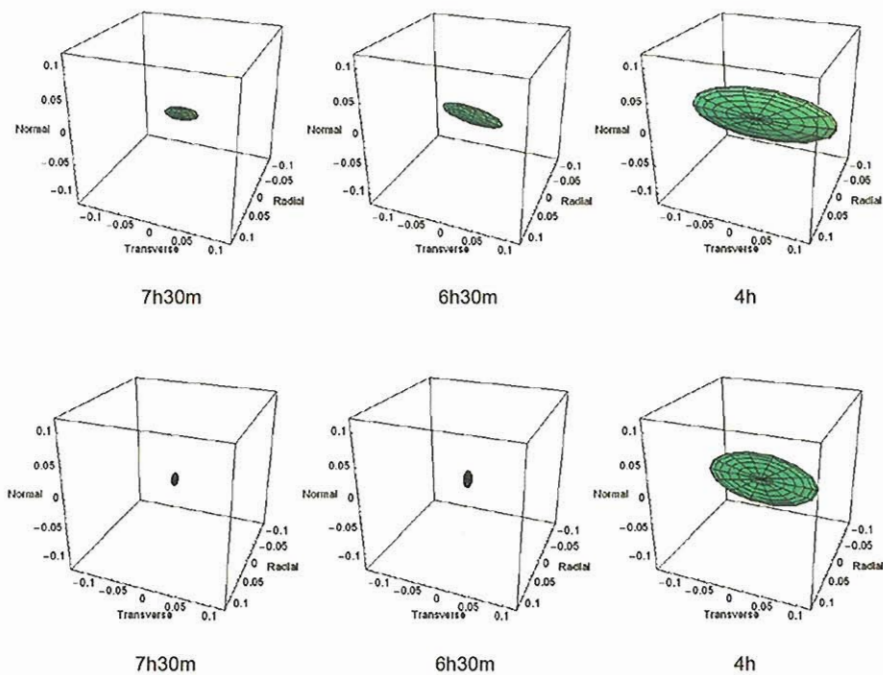


図7 軌道決定シミュレーションの結果
上段は、GPSデータのみを使った場合の軌道推定誤差で、下段は、GPSに加えてSLRのデータも使って軌道を推定した場合の誤差を示す。時刻は、図6の横軸の時刻に対応。単位はm。

3. 今後の課題

ASTRO-Gの軌道の形から予想されていたことではあるが、ASTRO-Gでは十分な数のGPS衛星から信号を受けることができない場合がある。そのために、軌道決定精度として数cm程度を常に保つことは難しい。軌道決定精度を数cmに保つために、GPSの受信の仕方についてさらに検討するとともに、SLRのようにGPS以外の手段についてもさらに解析を進めていく必要がある。また、太陽輻射圧などの微小加速度を精密に推定したり、姿勢情報を精度よく取り込むことなども重要である。

※ ASTRO-G 軌道決定サブチームのメンバー：

ASTRO-G チーム	：平林 久，村田泰宏，朝木義晴，望月奈々子，齋藤宏文， 萩原喜昭，河野裕介
JAXA 相模原軌道決定G	：加藤隆二，市川 勉，竹内 央，池田 人，吉川 真
JAXA 筑波軌道G	：中村信一，工藤伸夫，中村 涼，堀井道明
JAXA 測位衛星システム	：宮野智行
JAXA 誘導制御技術G	：石島義之，山元 透，近藤義典
NICT	：大坪俊通，久保岡俊宏，後藤忠広，國森裕生
NTSpace	：萩野慎二，水島和代，杉山祥太郎
富士通	：石橋史朗，片桐征治，山本洋介，大西隆史，青島千晶
東大地震研究所	：新谷昌人