

気球追尾アンテナ指向誤差の較正

小財正義, 飯嶋一征, 池田忠作, 井筒直樹, 梯友哉,
齋藤芳隆, 佐々木彩奈, 田村誠, 福家英之, 吉田哲也
宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所

Pointing Calibration of the Balloon Tracking Antenna

Masayoshi Kozai, Issei Iijima, Chusaku Ikeda, Naoki Izutsu, Yuya Kakehashi,
Yoshitaka Saito, Ayana Sasaki, Makoto Tamura, Hideyuki Fuke, and Tetsuya Yoshida
Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency

1 導入

大樹航空宇宙実験場の大気球指令管制棟に設置された気球通信システム地上系は、三陸大気球観測所の送受信設備 [1, 2] を原型とし、複雑化する PI ニーズや気球ゴンドラ搭載機器の更新に対応するための大幅な更新を経て [3-14]、現在に至っている。

地上系のうち受信アンテナは主系、副系、第3局の3台からなり、ゴンドラからのテレメトリ受信を担う。しかしそれだけでなく、アンテナの複数の放射器の受信強度の差を利用して電波源（ゴンドラ送信機）の方位を自動追尾し、ゴンドラの方角を測定する役割も担っている。これとゴンドラ搭載気圧計又は測距（測距波を地上のコマンド送信アンテナから送信し、ゴンドラで折り返して地上の受信アンテナで受信しその位相差からゴンドラまでの直距離を測定する方法）のデータを組み合わせることで気球の測位を行うことができる。気球測位にはゴンドラ搭載 GPS も用いられるが、測距とアンテナ指向方位を使用する方法はテレメトリの受信復調を必要としないため、バックアップ手段として重要である。

GPS 測位により気球の正確な測位が可能となり、それによって例えば主系アンテナの指向方向には 0.4° 程度のずれ（指向誤差）がある事が分かってきた。これは直距離 100 km の遠方に対しては 1 km 程度のずれとなり、GPS のバックアップ手段としては、もう一段高い指向精度が望まれる。しかし、従来の実験場内の確認用電波源を使った指向方位の較正では 0.1° オーダーの精度は困難である。ここでは、アンテナ指向誤差の発生要因を系統的に調べ、主系受信アンテナの指向方位の高精度な較正を目指す。

2 データ解析

Azimuth 角 Az 、Elevation 角 El の電波源をアンテナで追尾したとき、真値 (Az, El) と測定値 (Az^{obs}, El^{obs}) の間に指向誤差 $\Delta Az = Az - Az^{obs}$ と $\Delta El = El - El^{obs}$ があると、指向誤差が下に示すアンテナの機差で生じているとする（図 1）。

1. EW 軸に対する Azimuth 軸の傾き： i_1 軸のまわりに $\Delta\theta_1$
2. NS 軸に対する Azimuth 軸の傾き： i_2 軸のまわりに $\Delta\theta_2$
3. Azimuth エンコーダの原点ずれ： i_3 軸のまわりに $\Delta\theta_3$
4. Elevation 軸の傾き： i_4 軸のまわりに $\Delta\theta_4$
5. Elevation 方向光軸傾き又は Elevation エンコーダの原点ずれ： i_5 軸のまわりに $\Delta\theta_5$
6. Azimuth 方向の光軸傾き： i_6 軸のまわりに $\Delta\theta_6$
7. 重力による弾性変形の $\cos El$ 成分： D_1
8. 重力による弾性変形の $\sin El$ 成分： D_2

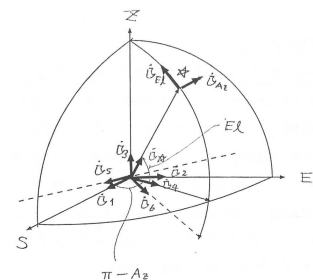


図 1: 指向誤差を生み出す各機差の回転軸 ($i_1 \cdots i_6$)。

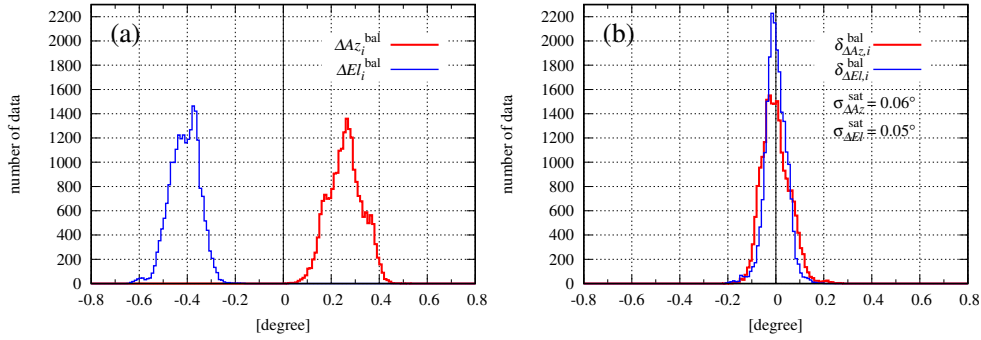


図 2: (左) 気球追尾の指向誤差と (右) その気球モデルに対する残差の分布。赤が Az 、青が El を示す。

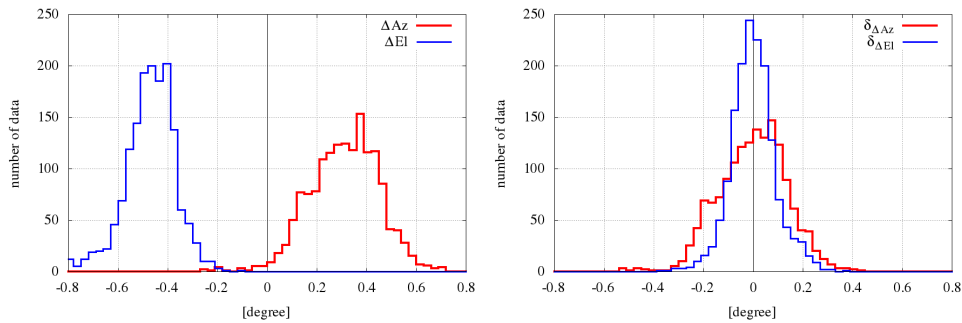


図 3: (左) 人工衛星追尾の指向誤差と (右) その衛星モデルに対する残差の分布。赤が Az 、青が El を示す。

指向誤差及び機差パラメータは微小量であるとすると、指向誤差は以下のモデル関数で表される [15]

$$\Delta Az_{\text{fit}}(Az, El) = -\Delta\theta_1 \cos Az \tan El + \Delta\theta_2 \sin Az \tan El - \Delta\theta_3 + \Delta\theta_4 \tan El + \Delta\theta_6 \sec El, \quad (1)$$

$$\Delta El_{\text{fit}}(Az, El) = \Delta\theta_1 \sin Az + \Delta\theta_2 \cos Az + \Delta\theta_5 + D_1 \cos El + D_2 \sin El. \quad (2)$$

測定した $(\Delta Az, \Delta El)$ に $\Delta Az_{\text{fit}}(Az, El)$ と $\Delta El_{\text{fit}}(Az, El)$ を最小自乗法でフィッティングする事で、機差パラメータとそれに対応するモデル関数が得られる。

B14-01, BS14-01, B15-03, BS15-06, B16-02, BS16-01 気球を追尾した際の指向誤差の分布を図 2 左に示す。ここで、気球追尾の際の真値 (Az, El) には、GPS 測位データから計算した指向方位を用いている。気球追尾に対しては約 0.4° の指向誤差を持っていることが分かる。気球追尾データへのフィッティングで機差パラメータとモデル関数を求める (気球モデル)。図 2 右は指向誤差測定値 $(\Delta Az, \Delta El)$ から気球モデル $\Delta Az_{\text{fit}}(Az, El), \Delta El_{\text{fit}}(Az, El)$ を差引いた残差の分布で、このモデルでアンテナ指向方位を補正した場合の指向精度を表す。図 2 右の分布のゼロに対する分散は Az で 0.06° 、 El で 0.05° である。

次に、主系アンテナで人工衛星を追尾して気球データとは独立にモデル関数を求め、気球モデルを検証する。追尾したのは NOAA-18/19、期間は 2015 年 11 月、2016 年 7 月、及び 2017 年 7 月-8 月で、指向方位の真値 (Az_i, El_i) には JAXA 軌道情報提供サービス [16] による計算値を用いた。気球追尾データと同様にモデル関数をフィッティングして機差パラメータとモデル関数を求めた (衛星モデル)。指向誤差測定値の分布を図 3 左、その衛星モデルに対する残差の分布を図 3 右に示す。

気球モデルと衛星モデルの機差パラメータを表 1 に示す。両モデルでは機差パラメータが有意に異なっている。そこで、(左) 衛星データの気球モデルに対する残差と (右) 気球データの衛星モデルに対する残差の分布を図 4 に示す。図 4 (右) が凡そゼロを中心とした分布を保っているのに対して、図 4 (左) は中心がゼロから大きく外れ、分散も大きくなってしまっている。即ち、衛星モデルは気球データも良く表せるの

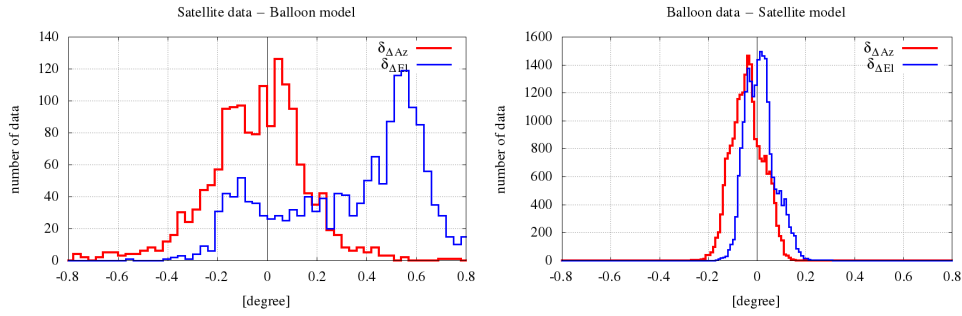


図 4: (左) 衛星データの気球モデルに対する残差と (右) 気球データの衛星モデルに対する残差の分布。赤が Az 、青が El を示す。

に対して、気球モデルでは衛星データを表現できない。これは、衛星データが広い方位角、天頂角範囲で取得できているのに対して、気球追尾では気球が飛翔する東の方位しか取得できないためである。以上から、主系アンテナの指向誤差を補正するには衛星モデルを用いるのが適している。図 4 (右) の分散は Az で 0.07° 、 El で 0.06° となり、補正により指向方位の精度を 0.07° 程度に抑えられる。

3 補正式の検討

$(Az, El) \sim (Az^{obs}, El^{obs})$ と近似する事により、Azimuth 角の補正項 (指向誤差) は式 (1) から

$$\Delta Az = -\Delta\theta_3 + \{(-\Delta\theta_1 \cos Az^{obs} + \Delta\theta_2 \sin Az^{obs}) \sin El^{obs} + \Delta\theta_4 \sin El^{obs} + \Delta\theta_6\} / \cos El^{obs} \quad (3)$$

と得られるが、この式は $El^{obs} = 90^\circ$ の時に発散してしまう。実際には気球がアンテナの真上を通過することは殆どなく、解析で用いた気球データや衛星データでも $El > 75^\circ$ となるデータは存在しないが、補正式を地上系機器のソフトウェアに組み込み指向方位をリアルタイムで補正する場合、発散の可能性のある補正式は使用できない。

ここではひとまず図を用いて直感的に発散の原因を考察し、対策を検討する。簡単な為に機差が $\Delta\theta_6$ だけであるとすると、指向誤差の式は

$$\Delta Az \cos El^{obs} = \Delta\theta_6 \quad (4)$$

となる。 $El^{obs} \sim 90^\circ$ の時の天球の天頂付近を俯瞰した際、アンテナ指向方向、電波源方向、及び上の式の両辺が示す長さを図 5 に示す。 ΔAz は $\cos El^{obs}$ 、 $\Delta\theta_6$ を 2 辺とする直角三角形の頂角として決まり、 $\Delta Az \cos El^{obs}$ は半径 $\cos El^{obs}$ 、中心角 ΔAz の円弧長である。従って、 $El \rightarrow 90^\circ$ のとき ΔAz は 90° へ収束しなければならないのに、 ΔAz が微小量である場合しか成り立たない補正項 $\Delta Az = \Delta\theta_6 / \cos El^{obs}$

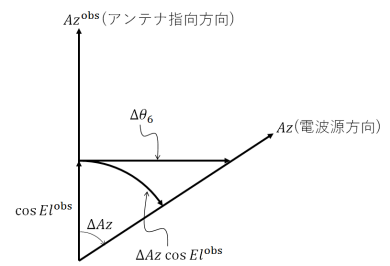


図 5: Azimuth 方向の光軸傾き $\Delta\theta_6$ による指向誤差 ΔAz 。

表 1: 各指向誤差モデルの機差パラメータ [degree]

| | $\Delta\theta_1$ | $\Delta\theta_2$ | $\Delta\theta_3$ | $\Delta\theta_4$ | $\Delta\theta_5$ | $\Delta\theta_6$ | D_1 | D_2 |
|-------|-------------------|--------------------|--------------------|--------------------|--------------------|-------------------|-------------------|-------------------|
| 気球モデル | 0.226 ± 0.006 | -0.358 ± 0.003 | -0.097 ± 0.010 | 0.038 ± 0.007 | -1.283 ± 0.015 | 0.246 ± 0.011 | 0.559 ± 0.013 | 0.233 ± 0.008 |
| 衛星モデル | 0.012 ± 0.005 | -0.030 ± 0.004 | -0.084 ± 0.039 | -0.156 ± 0.027 | -1.546 ± 0.066 | 0.258 ± 0.043 | 0.983 ± 0.061 | 0.592 ± 0.035 |

は無限大へ発散してしまう。 $\Delta\theta_3$ を除く他の項も同様である。従って、

$$\Delta Az = -\Delta\theta_3 + \arctan \left\{ \frac{\pi}{180} \cdot \frac{(-\Delta\theta_1 \cos Az^{\text{obs}} + \Delta\theta_2 \sin Az^{\text{obs}}) \sin El^{\text{obs}} + \Delta\theta_4 \sin El^{\text{obs}} + \Delta\theta_6}{\cos El^{\text{obs}}} \right\} \quad (5)$$

とすれば、式(3)とも矛盾せず、かつ発散を回避できる。(arctan関数の中は $El = 90^\circ$ のとき発散するように見えるが、実際には分母 $\cos El^{\text{obs}}$ を隣辺、分子を対辺とする逆正接関数なので一意に求められる。)表1に示した機差の場合、式(3)と(5)の差は $El > 89^\circ$ で 0.01° 以上、 El がそれよりも小さくなると殆ど一致する。

4 まとめ

主系アンテナによる気球追尾では現在 0.4° 程度の指向誤差が存在する。指向誤差はアンテナ回転軸の傾きなど(機差)をパラメータとするモデル関数で表され、モデル関数が得られれば、あらゆる電波源方向に対して指向誤差を補正できる。そこで、過去の気球追尾や人工衛星の追尾データを用いて、主系アンテナのモデル関数を推定した。気球追尾データでは追尾方向が限られることにより正しくパラメータが得られず、衛星追尾データを解析することで、あらゆる方位に対して指向誤差を補正できる補正式が得られた。この補正により、気球運用の際にゴンドラの方角を約 0.07° の精度で決定できる。

今後は副系及び第3局アンテナのデータも解析して機差を求め、地上系機器のソフトウェアに補正式を組み込むことで各追尾アンテナの指向誤差のリアルタイム補正の実現を目指す。また、今回は直感的な考察だけで行った補正式(5)の修正が、モデル関数の近似の程度の違いで説明できることを示す必要がある。データ解析により得られた機差パラメータが実際のアンテナ軸の傾きなどと一致しているかどうかも課題として残されている。

参考文献

- [1] 西村純, 広沢春任, 三陸大気球観測所施設および設備の概要, 東京大学宇宙航空研究所報告 第9巻 第1号(B), 121-137 (1973).
- [2] 西村純 他, 遠距離長時間観測用追尾受信装置, 宇宙科学研究所報告 特集 第20号, 23-41 (1987).
- [3] 田村啓輔 他, 気球用新テレメトリコマンドシステムの開発, 平成19年度大気球シンポジウム.
- [4] 山田和彦 他, 気球用新テレコマシステムの開発, 平成20年度大気球シンポジウム.
- [5] 山田和彦 他, 新テレメトリコマンドシステムの開発~現状と将来~, 平成21年度大気球シンポジウム.
- [6] 河田二郎 他, 新テレメトリコマンドシステムの性能実証試験, 平成21年度大気球シンポジウム.
- [7] 河田二郎 他, 新しい気球管制冗長系テレメータ・コマンドシステムの開発, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 大気球研究報告 JAXA-RR-09-007, 1-18 (2010).
- [8] 田村啓輔 他, 新テレメトリコマンドシステムの開発・計画と現状, 平成23年度大気球シンポジウム.
- [9] 梯友哉 他, 新テレメトリコマンドシステムの開発, 平成25年度大気球シンポジウム.
- [10] 河田二郎 他, 大樹航空宇宙実験場における観測データ配信システム, 平成20年度大気球シンポジウム.
- [11] 福家英之 他, 大樹航空宇宙実験場における新しい大気球実験場, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-08-001, 1-34 (2009).
- [12] 高田淳史 他, 新テレメトリコマンドシステムによる気球運用に向けた地上系システムの開発, 平成22年度大気球シンポジウム.
- [13] 佐藤崇俊 他, 大気球送受信追尾装置の更新, 平成23年度大気球シンポジウム.
- [14] 佐藤崇俊 他, 異動観測局の開発及び大樹実験場 副系アンテナの更新, 平成25年度大気球シンポジウム.
- [15] Tetsuo Sasao & André B. Fletcher, 2004, Introduction to VLBI Systems (Lecture Notes for KVN Students), Chapter 2, 171-176.
- [16] JAXA 軌道情報提供サービス <http://odweb.tksk.jaxa.jp/odds/main.jsp>