

## 3F11 「しずく」搭載の高性能マイクロ波放射計 2（AMSR2）の軌道上機能確認結果

○笠原希仁，伊藤徳政，今岡啓治，中川敬三（宇宙航空研究開発機構）

Results of on-orbit functional verification of Advanced Microwave Scanning Radiometer 2 (AMSR-2) onboard “SHIZUKU”

Marehito Kasahara, Norimasa Ito, Keiji Imaoka and Keizo Nakagawa (JAXA)

Key Words: GCOM, GCOM-W1, AMSR2

### Abstract

The first satellite of Global Change Observation Mission (GCOM) carrying Advanced Microwave Scanning Radiometer 2 (AMSR-2), which was named “SHIZUKU”, was successfully launched from the Tanegashima Space Center on May 18, 2012. The early orbit checkout of GCOM-W1 satellite and AMSR2 instrument was performed for about three months after the launch. Regarding AMSR2 checkout, deployment of the main reflector and release of launch-locks and then initial spin-up to 4rpm were completed successfully in 24 hours after the launch. After GCOM-W1 was inserted into the planned position on the “A-Train” orbit, Sensor Unit (SU) of AMSR2 was spun up to 40 rpm, and then set to “science mode” to start observation. The initial observation performances were verified from the acquired data. The initial calibration is now ongoing

### 1. 背景

宇宙航空研究開発機構（JAXA）が進める地球環境変動観測ミッション（GCOM）は、人工衛星による地球環境の長期継続観測を特徴とするミッションである。GCOM は GCOM-W（Water）と GCOM-C（Climate）の 2 つの地球観測衛星シリーズから成り、それぞれ 10～15 年に渡って全球の長期モニタリングを実現する。各シリーズの初号機である、第一期水循環変動観測衛星（GCOM-W1）と第一期気候変動観測衛星（GCOM-C1）には、観測センサとして、それぞれ高性能マイクロ波放射計 2（AMSR2）と多波長光学放射計（SGLI）が搭載される。AMSR2 は、水蒸気、雲水量、降水量、海面水温、海上風速、海水密度、積雪深、土壌水分量などの水に関する物理量の観測に利用され、SGLI は炭素循環や放射収支に関連する地表や大気中の物理量の観測に利用される。

GCOM 衛星の一号機目として開発が進められた GCOM-W1 衛星は「しずく」と愛称が付けられ、平成 24 年 5 月 18 日に種子島宇宙センターから打上げられた。打上げ後、米国 NASA が主導する A-Train（Afternoon-Constellation）に参加するために「しずく」の軌道制御が行われ、平成 24 年 6 月 29 日に A-Train 軌道の所定の位置に投入された。また、初期機能確

認運用において、「しずく」の搭載機器が全て正常であることが確認されたのち、平成 24 年 8 月 10 日に定常運用に移行した。AMSR2 は平成 24 年 7 月 3 日の観測開始以降、常時観測を継続しており、データ公開に向けて初期校正検証作業が順調に進められている。一方、A-Train を構成する衛星の一つである NASA の Aqua(EOS-PM)に搭載された AMSR-E は、アンテナ回転支持部の軸受けの経年劣化により、平成 23 年 10 月に観測を停止しており、その後継機である AMSR2 の観測データに対する期待が高まっている。

### 2. 機器概要

AMSR2 は、地表や大気から放射される微弱なマイクロ波を受信し、7GHz から 89GHz までの複数の観測周波数帯で輝度温度を計測するマイクロ波放射計である。表 1 に AMSR2 の主要なセンサ仕様を、表 2 に AMSR2 観測周波数帯と各周波数帯の性能を示す。全ての観測周波数帯で水平偏波、垂直偏波の両偏波での観測を行う。

AMSR2 は、図 1 に示すように回転走査部であるセンサユニットと、固定部である制御ユニットの 2 つのユニットで構成される。各ユニット内のコンポーネントを表 3 に示す。図 2 に示すように、AMSR2 は、

開口径約 2m のアンテナ部主反射鏡を含むセンサユニット回転部を回転させるオフナディア角 47.5 度のコニカルスキャン方式により、高度約 700km から観測入射角 55 度、観測幅 1,450km を実現する。回転数は 40rpm 一定に制御される。地表観測データを取得するのは、衛星進行方向を中心とした±61 度の走査範囲であり、一次放射器がセンサユニット固定部に取付けられた校正部（高温校正源、低温校正源）の下を通過する際に毎スキャン校正データを取得する。高温校正源は約 290K に温度制御された電波吸収体、低温校正源は深宇宙背景放射を観測する反射鏡であり、これら 2 つの校正データから、地上データ処理により受信機出力を輝度温度に変換する。また、センサユニット構体の各側面には可動質量を保持する質量中心調整機構（OBM）が取付けられ、回転により発生する擾乱トルクを抑えるために、軌道上で回転バランス調整を行う。

表 1 AMSR2 センサ仕様

方式	コニカル走査方式マイクロ波放射計
アンテナ	開口径 2.0m オフセットパラボラアンテナ
観測幅	1450km 以上
量子化ビット数	12 ビット(全チャネル)
入射角	55 度付近
偏波	垂直(V)及び水平(H)
交差偏波特性	-20dB 以下
主ビーム効率	90%以上
ダイナミックレンジ	2.7-340K
幾何誤差	最小瞬時視野の 50%程度
サンプリング間隔	5-10km 程度
GCOM-W1 衛星軌道条件	高度約 700km 太陽同期準回帰軌道 昇交点通過地方太陽時 13:30

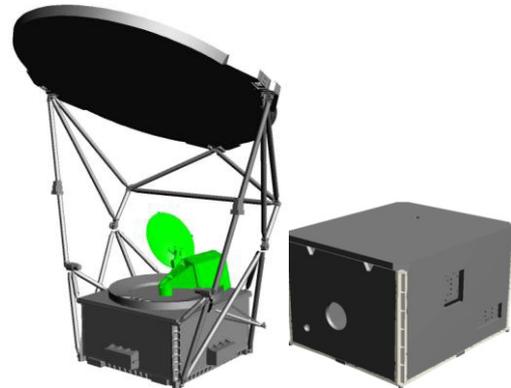
表 2 AMSR2 観測周波数と性能

中心周波数 [GHz]	地表瞬時視野 Az×El[km]	帯域幅 [MHz]	温度分解能 [K] (1σ,150K)
6.925	35×62	350	0.34 以下
7.3	34×58	350	0.43 以下
10.65	24×42	100	0.7 以下
18.7	14×22	200	0.7 以下
23.8	15×26	400	0.6 以下
36.5	7×12	1000	0.7 以下
89.0	3×5	3000	1.2 以下

注：89GHz 帯はオフナディア角の異なる A 系、B 系の独立した 2 つの系統を有することで、走査間のアンダーラップが発生しない構成となっている。

表 3 AMSR2 機器構成

センサユニット (SU)	アンテナ部 (ANT)
	校正部 (CAL)
	受信部 (RX)
	回転駆動部 (ADM)
	センサユニット擾乱制御部 質量中心調整機構 (OBM)
	センサユニット信号処理部 (SPS)
	センサユニットヒータ制御部 (TCS)
	センサユニット電力分配部 (PDUS)
	構体 (STR)
	展開機構部 (DEP)
制御ユニット (CU)	インテグレーション部品 (INT)
	回転駆動回路部 (ADE)
	制御ユニット擾乱制御部 モーメントムホイール A 系 (MWA-A)
	モーメントムホイール B 系 (MWA-B)
	制御ユニット信号処理部 (SPC)
	制御ユニットヒータ制御部 (TCC)
	制御ユニット電力分配部 (PDUC)
構体 (STR)	
インテグレーション部品 (INT)	



(左：センサユニット、右：制御ユニット)

図 1 AMSR2 外観図

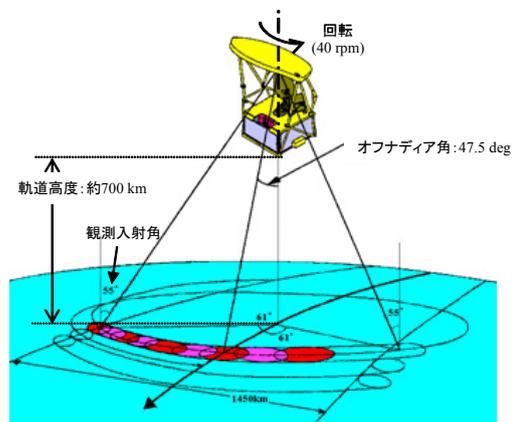


図 2 AMSR2 観測走査概念図

### 3. 軌道上機能確認結果

#### 3.1. 概要

平成 24 年 5 月 18 日に「しずく」が打上げられた後、各搭載機器の軌道上初期機能確認が約 3 か月をかけて実施された。AMSR2 に関しては、打上げ時はオフモードで打上げられ、1 周回目の日陰入り前に電源が ON されてサバイバルモードに移行した。引続き、アンテナ部主反射鏡の展開やセンサユニット保持部解放、4rpm までの初期ランアップまでが、打上げから 24 時間以内のクリティカルフェーズ中に完了した。その後、「しずく」の軌道制御の合間に、11rpm までのランアップを行い、OBM による回転バランス調整、高温校正源の制御温度調整、及び残留角運動量補正が実施された。さらに、「しずく」が A-Train 軌道の所定の位置に投入されたことを確認した後、40rpm までのランアップが行われ、平成 24 年 7 月 3 日に観測データ取得を開始した。取得された観測データから受信機性能の評価を行い、AMSR2 機器の機能性能が全て正常であることが最終的に確認された。表 4 に初期機能確認中の主なイベントを示す。

表 4 AMSR2 初期機能確認中の主要イベント

実施日	イベント
5/18 (クリティカルフェーズ)	打上げ
	サバイバルモード移行
	アンテナ部主反射鏡展開
	センサユニット保持解放
	初期ランアップ (4rpm)
6/4	ランアップ (4→11rpm)
6/6～6/7	OBM 調整
6/12～6/19	高温校正源温度調整
6/21	残留角運動量補正
7/1～7/2	ランアップ (11→40rpm)
7/3	観測開始

#### 3.2. アンテナ部主反射鏡展開

アンテナ部主反射鏡は鏡面の左右両端 2 か所を衛星構体に締結、収納された状態で打上げられる。打上げ後、締結部の分離ナットに点火することで保持部が解放され、展開機構部に設置されたばねとダンパによる制御で主反射鏡が自動的に展開する。主反射鏡展開中は、展開の反作用による衛星姿勢角速度 (IRU レート) の変化をテレメトリによりリアルタイムで確認した。主反射鏡展開中の IRU レートを図 3 に示す。主反射鏡の展開動作に伴い、衛星姿勢がピッチ軸 (Y 軸) 回りに応答し、展開動作が約 18 秒で完了していることが分かる。

また、展開機構部のジョイントに設置されたマイクロスイッチ (左右 2 か所) の状態を示すラッチテレメトリにより、展開が正常に完了していることを確認した。なお、衛星構体に設置されているモニタカメラにより撮影した画像でも展開状態を確認した。図 4 に主反射鏡展開前後にモニタカメラで撮影した AMSR2 の画像を示す。

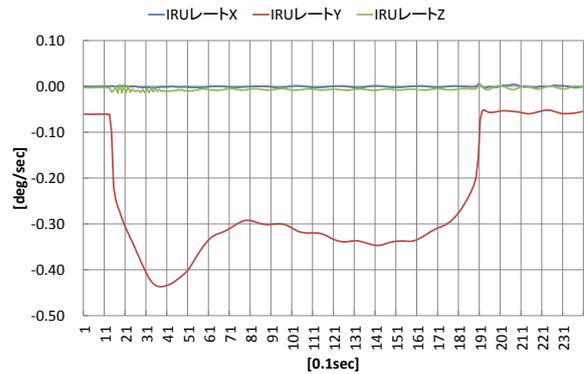


図 3 主反射鏡展開中の衛星姿勢角速度

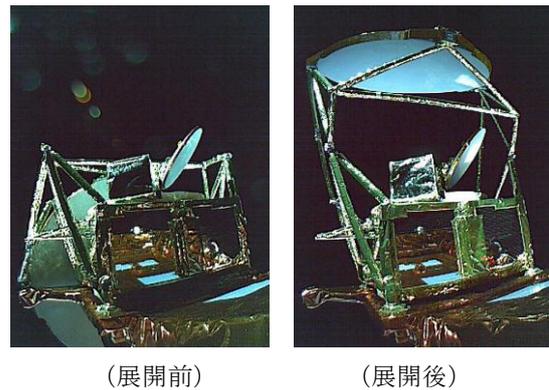


図 4 主反射鏡展開前後のモニタカメラ撮影画像

#### 3.3. センサユニット保持部解放

センサユニットの回転部は、構体下部の 4 隅を衛星構体に締結された状態で打上げられ、軌道上で分離ナットに点火することで保持部が解放される。保持部が解放されると、センサユニット構体と回転駆動部をつなぐポップアップスプリングによりセンサユニット構体全体が約 4 mm 浮き上がり、回転部 (センサユニット) と固定部 (衛星構体) のクリアランスが確保される。センサユニット保持部解放はポップアップ動作の反作用による衛星姿勢角速度 (IRU レート) の変化によりリアルタイムで確認した。センサユニット保持部解放前後の IRU レートを図 5 に示す。ポップアップ後のセンサユニット振動に伴い、衛星姿勢がピッチ軸 (Y 軸) 回りに振動し、徐々

に減衰していることが分かる。センサユニット保持解放を直接確認するテレメトリはないが、ポップアップ時の IRU レート変動及びその後のランアップが支障なく実施されたことから、正常に解放されたことが確認できた。

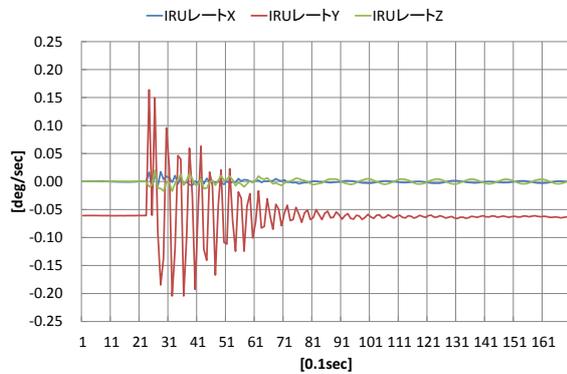


図5 センサユニット保持解放前後の衛星姿勢角速度

### 3.4. 初期ランアップ

AMSR2 はセンサユニット回転部を回転駆動部 (ADA) で回転させるとともに、それによって生じる角運動量を 2 台のモーメントムホイール (MWA-A/MWA-B) によって補償する。MWA の回転数 (角運動量) は ADA 角運動量観測値をフィードバックして制御され、ノミナルでは MWA2 台に均等に角運動量を分配する。4rpm までの初期ランアップ開始コマンド (角運動量 26.1Nms 設定コマンド) を送信した後の、ADA 及び MWA-A/B の角運動量を図 6 に示す。回転開始時に角運動量にトランジェントが発生しているが、すぐに安定し、ADA は角運動量目標値に従って一定の角運動量上昇率で加速して、設定値の 26.1Nms に収束している。また、MWA-A/B 角運動量についても、回転開始直後のトランジェントを含めて、正常に ADA 角運動量に追随し、26.1/2Nms に収束していることが分かる。

その後、4rpm から 40rpm までのランアップが段階的に実施されたが、回転開始時のようなトランジェントが発生することなく、いずれも正常に制御された状態でランアップが完了した。

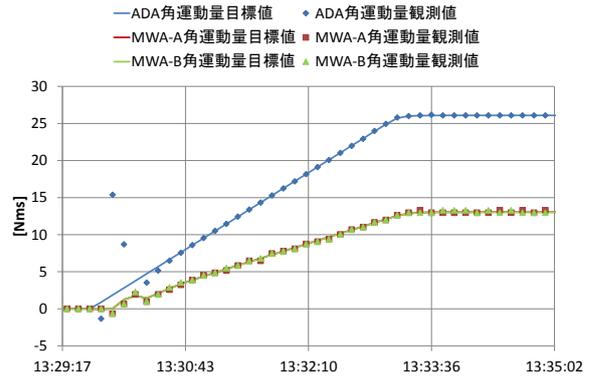


図6 初期ランアップ時の角運動量変化

### 3.5. 回転安定度

センサユニット回転数は 40rpm から微小な変動が発生する、観測データのサンプリングタイミング制御は回転角度ではなく回転基準位置からの時間で行われるため、回転数の変動は指向安定度の劣化につながる。

定常回転中の約 1 日分の ADA 角運動量観測値を図 7 に示す。1.5 秒周期のテレメトリから 200 サンプル (300 秒) 毎の最大値、最小値、平均値を示している。ADA 角運動量テレメトリの分解能が約 0.096Nms であることを考慮すると  $\pm 1$ LSB 分の変動である。回転安定度としては非常に小さい変動であるが、1 スキャン内での速度ムラがある場合は、幾何誤差につながることから、初期校正作業での幾何補正で評価を行う予定である。

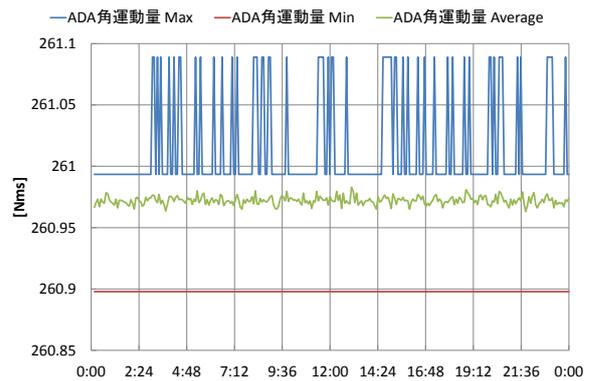


図7 ADA 角運動量観測値 (5 分 (200 サンプル) 毎の最大・最小・平均値)

### 3.6. 受信機利得調整

受信機 RF 増幅部の利得は温度の周回変動に従って自然に変化することから、ダイナミックレンジを確保するために、各受信機は RF 検波後の DC 増幅部に自動利得調整 (AGC) 機能を備えている。AGC 機

能は、DC 利得・オフセットを調整することで、受信機出力を所定の範囲内に制御する。例として、図 8 に 89GHzA 系 V 偏波チャンネルの 1 周回分の AGC ゲイン・オフセットコマンド値と、高温校正源 (HTS) 出力カウント値及び低温校正源 (CSM) 出力カウント値を示す。RF 増幅部のゲイン・オフセットの周回変動により、いずれかの校正源の出力カウント値が所定の範囲 (ノミナルカウント範囲) から逸脱すると、AGC 機能が動作し、出力がノミナルカウント範囲内に収まるように DC 部の AGC ゲイン・オフセット値が設定される。図 8 では、RF 利得の変化によりノミナルカウント範囲内で連続的に変化している出力カウント値が、HTS 出力カウントがノミナルカウント範囲を逸脱することにより AGC が動作し、AGC ゲイン・オフセットコマンド値の変化とともに不連続に変化していることが分かる。これにより、常に校正源出力カウント値がノミナルカウント範囲内に制御されており、AGC 機能が正常に動作していることが分かる。一方で、RF 部利得が比較的安定している低周波数帯の観測チャンネルに関しては、CSM への電波干渉による急激な出力カウント上昇の時を除いて、AGC ゲイン・オフセットコマンド値は一定であり AGC 機能は動作していない。

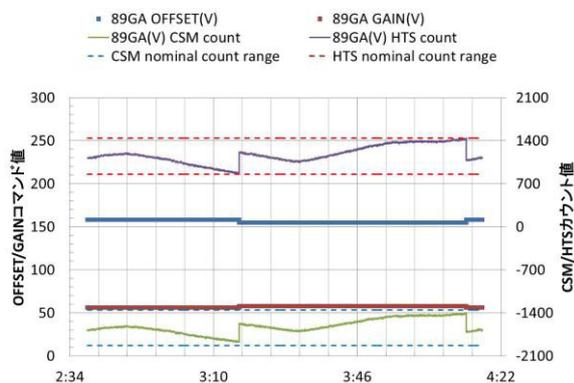


図 8 AGC 動作による受信機出力カウント値の変化

### 3.7. 高温校正源温度安定度

高温校正源 (HTS) は、開口部以外の 5 面をアルミ板の筐体で囲われたピラミッド型の電波吸収体であり、筐体の各面及び開口部対面の回転部に設置された熱制御パネル (TCP) からの熱輻射により一定温度に制御された雑音源である。図 9 に校正部 (CSM, HTS) の外観図を示す。電波吸収体表面温度の不均一性は HTS 輝度温度の不確実性につながり、校正精度の劣化を招くため、電波吸収体の表面温度分布を均一に維持することが重要である。AMSR2 の高温校

正部は、課題であった電波吸収体の温度分布を極力一様にするために、熱制御方式を AMSR-E から変更し、さらに、太陽光入射による電波吸収体の局所的な温度上昇を防ぐために、電波吸収体を囲う筐体に遮光板 (Sun Shield) を設置した。また、HTS 筐体と TCP の制御目標温度は、コマンドにより任意の温度に設定することができる。

HTS の軌道上機能性能確認では、まず、周回中の HTS 電波吸収体表面の 10 点の温度モニタの最大温度差が最小となるように、HTS 筐体と TCP の制御目標温度を最適化した。最適化された制御目標温度に設定した際の、1 周回中の電波吸収体表面 10 箇所のモニタ温度とその平均、及び最大差の変動を図 10 に示す。唯一電波吸収体の先端部 (開口部側) をモニタしている HTS TMP 7 が大きく変動しており、最大温度差に支配的な影響をもつことが分かる。先端部温度が大きく変動するのは、能動的な温度制御ができない一次放射器 (Feed horn) 開口カバーの温度が外部熱環境の変化によって大きく変動し、回転中に対向する際に電波吸収体先端部と強く熱結合していることが原因と考えられる。しかしながら、周回中のモニタ温度最大差は約 0.5°C と小さく、10 点の温度モニタ値を加重平均することで HTS 輝度温度の誤差はさらに小さく抑えることができると考えられる。また、図 11 に示すように、AMSR-E の HTS 電波吸収体 8 箇所 (全て電波吸収体の同じ高さ) と AMSR2 の HTS 電波吸収体 10 箇所 (電波吸収体の先端と根本を 1 箇所ずつ測定。他の 8 点は AMSR-E と同じ高さ) のモニタ温度の周回変動を比較すると、AMSR2 は周回中の温度変動が小さく抑えられるとともに、測定点間のばらつきも大幅に改善されたことが分かる。なお、HTS 電波吸収体の温度分布特性は太陽 β 角の季節変動の影響を受けるため、今後も長期的にトレンド評価を継続して実施していく予定である。

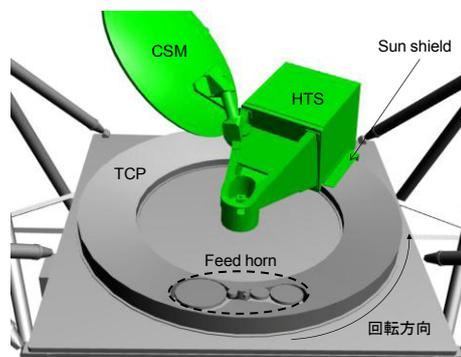


図 9 校正部外観図

(回転部 : TCP, Feed horn、固定部 : HTS, CSM)

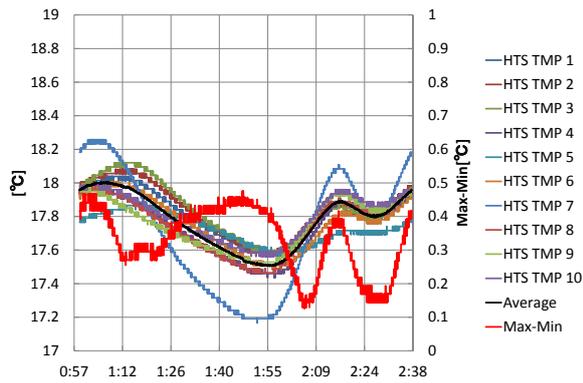


図 10 HTS 電波吸収体モニタ温度 (HTS TMP1~10、及び 10 点の平均) (左軸) と最大温度差 (右軸) の周回変動

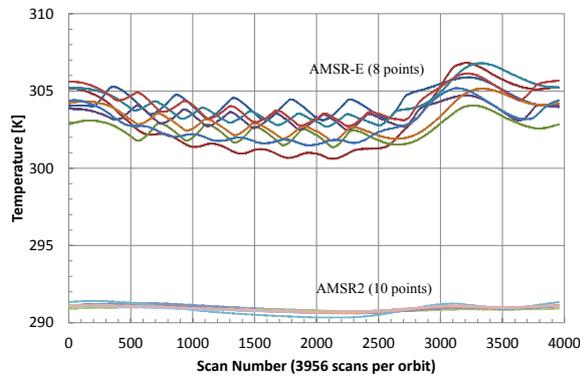


図 11 AMSR-E と AMSR2 の電波吸収体モニタ温度差の比較

### 3.8. 温度分解能

観測データ取得開始後、重要な観測性能の一つである温度分解能の評価を行った。軌道上での温度分解能は、高温校正源、低温校正源の 1 スキャン当たり 16 サンプルのデータのうち中央 2 サンプル (89G 帯は 32 サンプルのうち中央 4 サンプル) を使用し、10 スキャン (合計 20 サンプル (89GHz は 40 サンプル)) ごとの標準偏差を求めて輝度温度 (温度分解能  $\Delta T_{HTS}$ ,  $\Delta T_{CSM}$ ) に換算し、さらに、観測ターゲット 150K の時の温度分解能を、高温校正源 ( $T_{HTS}=290K$ ) と低温校正源 ( $T_{CSM}=3K$ ) 観測時の温度分解能から内挿補間で算出した。温度分解能は理論的に観測雑音源の輝度温度と線形関係にあるため、式 1 により高温校正源観測時の温度分解能  $\Delta T_{HTS}$  と、低温校正源観測時の温度分解能  $\Delta T_{CSM}$  から、150K 相当観測時の温度分解能  $\Delta T_{150K}$  を求めることができる。

$$\Delta T_{150K} = \frac{\Delta T_{HTS} - \Delta T_{CSM}}{T_{HTS} - T_{CSM}} (150[K] - T_{CSM}) + \Delta T_{CSM} \quad (式 1)$$

図 12 に AMSR2 各チャンネルの温度分解能評価結果を、同様の評価方法による AMSR-E の軌道上評価値の比較とともに示す。グラフは算出した温度分解能の各期間 (AMSR-E:約 8 カ月、AMSR2:約 1 カ月) での平均値を示す。いずれのチャンネルも規格を満足したうえ、6.9GHzV 偏波以外のチャンネルは目標値を達成しており、十分な性能が得られている。また、AMSR-E の温度分解能と比較して、僅かに劣るチャンネルもあるが、ほぼ同等あるいは優れているチャンネルの占める割合が高くなっている。

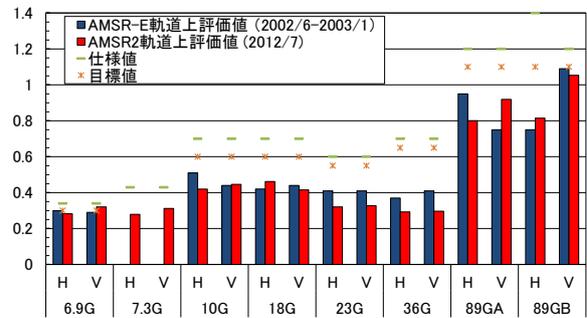


図 12 軌道上温度分解能評価値 (AMSR-E/AMSR)

### 4. まとめ

「しずく」に搭載された観測センサである高性能マイクロ波放射計「AMSR2」は、「しずく」打上げ後、主反射鏡の展開、センサユニットの保持解放、初期ランアップのクリティカル運用を計画通り順調に完了し、その後、観測機能の確認が行われた。その結果、観測に重要な機能である、回転走査機能、受信機制御機能、高温校正源温度制御機能が正常であり、さらに最も重要な観測性能の一つである温度分解能の性能も十分に要求仕様を満足するものであることが確認された。初期機能確認完了後、AMSR2 は定常観測を継続しており、観測データの一般提供開始に向けて、現在初期校正検証作業が進められている。