

## 多目的最適設計法を利用した気球 VLBI における 副鏡調整機構の故障を考慮した主鏡面構造設計<sup>\*1</sup>

# Balloon-Borne VLBI Reflector Structural Design Considering Failure of Sub-Reflector Adjustment Mechanism Using Multiobjective Optimization

小 木 曾 望<sup>\*2</sup>・児 玉 峻<sup>\*2</sup>・木 村 公 洋<sup>\*3</sup>・佐 藤 泰 貴<sup>\*4</sup>  
Nozomu KOGISO, Ryo KODAMA, Kimihiro KIMURA, Yasutaka SATOU,  
土 居 明 広<sup>\*4</sup>・田 中 宏 明<sup>\*5</sup>  
Akihiro DOI and Hiroaki TANAKA

**Key Words :** Balloon-Borne VLBI, Trade-off Analysis, Robustness, Multiobjective Optimization, Structural Design, Optics

**Abstract :** The balloon-borne VLBI (very long baseline interferometry) is a radio telescope for space observation from the stratosphere in the submillimeter wave band. The primary reflector has an aperture of 3 m in diameter whose degradation of aperture efficiency is required to be less than 17 % under the deformation due to variations of elevation angle and temperature during observation. In order to alleviate the deterioration of the aperture efficiency, the sub-reflector is equipped with a focal position adjustment mechanism. However, the adjustment mechanism may fail during observation, so that the focal position will be fixed at the prescribed position. This study evaluates the effect of the adjustment mechanism failure on the aperture efficiency through multiobjective optimization approach. The design problem has thirteen objective functions that correspond to the nominal observation condition and the other six conditions considering elevation angles and temperatures with normal and failure cases of the adjustment mechanism. The design problem is solved using the satisficing trade-off method (STOM). As STOM can obtain the single Pareto solution corresponding to the user's preference for each objective function by introducing an aspiration level, the trade-off analysis is easily performed.

### 1. はじめに

現在, JAXA では, サブミリ波で宇宙を観測するシステムとして気球 VLBI の開発が検討されている. 第 1 図に初号機の写真を示す. これは, 気球に搭載した超長基線電波干渉計 (VLBI: very long baseline interferometry) を用いて, 成層圏からサブミリ ~ テラヘルツ帯 (観測周波数 300 GHz 以上, 波長 1 mm 以下) で天文観測を行うミッションである.

主鏡面は, 開口径 3 m, 焦点距離 1.2 m であり, 重力下かつ低温環境下で, 形状を高精度に保持することが要求される. 精度要求を満足する構造様式はいくつか考えられるが, 本研究では, 製造条件, 製作コストなどから, 第 2 図に示すようなアルミ合金製アイソグリッド構造を主鏡面に採用する. アイソグリッド構造の一例を第 3 図に示す. 本研究の主鏡面は, 削り出し製造費用および輸送費などを考慮して, 同一形状のパネル 6 枚からなる分割構造とする. また, 主鏡面を支持するバックストラクチャには, 熱膨張

率 (CTE: coefficient of thermal expansion) が小さく, 比剛性の高い CFRP トラスを採用する. そして, 主鏡面とバックストラクチャの間で熱変形による影響を最小限にするために, 主鏡面とバックストラクチャは, 第 4 図に示すキネマティックカップリング (KC: kinematic coupling)<sup>2)</sup> によって結合する. この図で示した KC は,  $x$  方向,  $z$  方向の移動の 2 自由度を拘束し,  $y$  方向にのみ移動を許容するもので,



第 1 図 気球 VLBI 実験モデル<sup>1)</sup>

<sup>\*1</sup> © 2016 日本航空宇宙学会

平成 28 年 3 月 17 日原稿受付

<sup>\*2</sup> 大阪府立大学大学院工学研究科 航空宇宙海洋系専攻

<sup>\*3</sup> 大阪府立大学大学院理学系研究科 物理学専攻

<sup>\*4</sup> 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所

<sup>\*5</sup> 防衛大学校システム工学群 航空宇宙工学科

2DOR (degrees of restraint) 型と呼ばれる。過拘束によって鏡面にゆがみが発生することを避けるために、各パネルに対して3カ所、KC結合点を配置し、バックストラクチャと結合することで、パネルの6自由度のみを拘束する。なお、6枚のパネル同士は、熱変形による影響を避けるためにわずかな隙間があり、互いに連結されていない。

荻らは、KCの宇宙展開構造の展開ラッチ機構に対する有効性を明らかにしている<sup>3)</sup>。また、佐藤らは、気球VLBIの主鏡とバックストラクチャとをKCで接合することで、完全固定の場合に比べて、上空での温度変化による熱変形が鏡面誤差におよぼす影響を10~20分の1ほどに低減できることを明らかにしている<sup>4)</sup>。

また、佐藤らは、鏡面厚さおよびアイソグリッドを構成するリブの高さ、厚さ分布およびKC結合位置を設計変数として、主鏡面の自重変形における仰角の影響および上空での温度変化に対する熱変形に対して、アンテナ開口能率が最大となるアイソグリッド鏡面構造の最適設計を求めている<sup>4)</sup>。

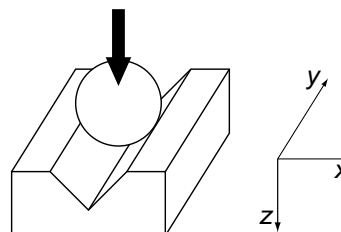
この気球VLBIでは、主鏡面の変形によって生じる焦点位置の変化に応じて副鏡の位置を調整する副鏡調整機構を搭載する。上記の最適設計においては、仰角および温度の各条件下で開口能率が最大となるように副鏡位置が調整できることを前提としている。

しかし、成層圏での数週間にわたる観測中に副鏡調整機構が故障する可能性があり、その場合でも鏡面精度が確保できるような主鏡の設計が望まれる。そこで、本研究では、副鏡の故障を考慮した設計解を求めることを目的とする。そのために、成層圏での観測を想定した複数の観測条件を設定し、副鏡調整機構が正常な場合と故障した場合の理想状態からの開口能率の低下率を目的関数とした多目的最適設計問題として定式化する。

本研究では、その多目的最適設計問題に満足化トレードオフ法 (STOM: Satisficing Trade-Off Method)<sup>5,6)</sup> を適用する。STOMは、設計者が要求する目的関数の比を希求水準として与え、その希求水準に沿った一つのPareto解を求める方法である。その解に満足できなければ、希求水準を変更して探索を繰り返す。Pareto面を形成するすべてのPareto解を求める必要がなく、効率的に設計解の検証ができる。著者の一部は、STOMの手法の特徴を生かし、リブフープケー



第3図 アイソグリッド構造のプロトタイプ



第4図 2DOR型のキネマティックカップリング

第1表 材料定数

ヤング率	70 GPa
ポアソン比	0.3
密度	2.7 g/cm <sup>3</sup>
CTE	2.3e-5 1/K

ブルからなる宇宙リフレクターのロバスト設計<sup>7)</sup>や有限要素モデル更新<sup>8)</sup>など、宇宙構造システムへの適用においても、その有効性を示している。

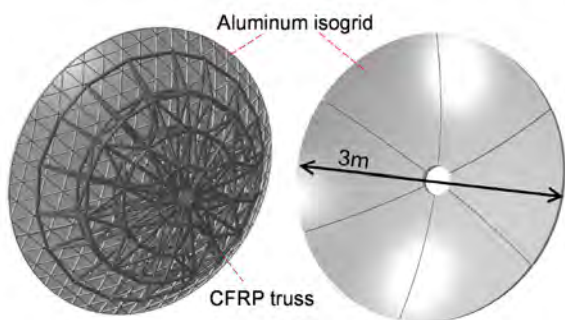
数値計算例として、13目的関数からなる設計問題を定式化し、STOMを用いて最適設計解を求める。そして、最適設計解の妥当性を検証し、副鏡の調整機構が正常な場合と故障した場合での開口能率の低下率について考察する。

## 2. 主鏡面構造の有限要素モデルと変形解析

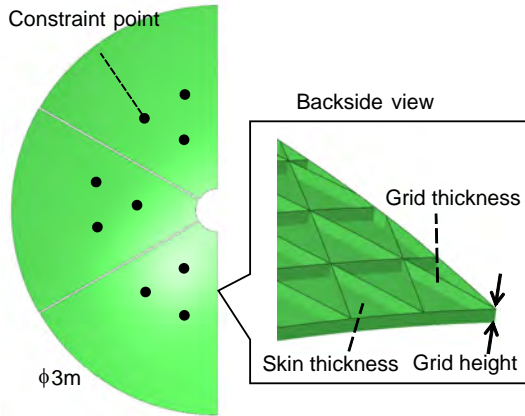
第5図に、気球VLBI主鏡面の構造モデルを示す。運用条件により、主鏡には温度差による熱変形ならびに仰角の違いによる自重変形が生じる。対称条件を考慮して左側半分のモデルを36255節点、39783要素のシェル要素で分割し、有限要素解析ソフトABAQUS<sup>9)</sup>を用いて、変形解析を行う。解析に用いたFEMモデルの例を第6図に示す。

主鏡材料はアルミ合金であり、その材料定数を第1表に示す。境界条件としては、運用条件に対応した仰角に対する重力方向と地上と成層圏との温度差を設定する。幾何学的境界条件としては、KC結合位置で自由度を拘束する。ここで、バックストラクチャはCFRP製であり、CTEが小さく剛性が高いことから、剛体とみなして、自由度は全体座標系に対して固定するものとする。KCは、第5図に示すように各パネルに対して3カ所設置し、6自由度を固定する。各KC設置位置において、第4図に示したxおよびz方向を拘束するために、それに対応した局所座標系を設定する。

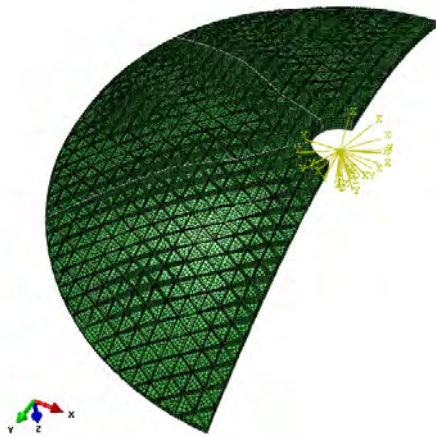
構造解析で得られる変形形状に対して、開口部の電界強度分布を考慮して、理想パラボラ形状とのRMS誤差  $\epsilon_{rms}$



第2図 気球VLBI主鏡の概略<sup>1)</sup>



第5図 主鏡構造



第6図 有限要素モデル

を求める。ここで、開口面に対する給電部の電界分布は一樣ではなく、次式で示す Simple tapered pattern にしたがる軸対称型の電界強度分布を作る給電部を仮定する<sup>10)</sup>。

$$A(\theta) = A_0 \cdot 10^{A_x(\theta/\theta_0)^2/20} \quad (1)$$

ここで、 $\theta$  は給電部とリフレクター表面とを結ぶ直線と給電部の指向軸との角度、 $\theta_0$  はリフレクター端部と給電部を結ぶ直線と給電部の指向軸とのなす角度、 $A_0$  は定数で、給電部の出す電波の電力が理想的な給電部によるものと等価になるように決められる。 $A_x$  はリフレクターの端部における指向軸に対する相対的電界強度の低下量であり、一般的に  $-10$  dB とする。

これを利用して RMS 誤差を次式で評価する。

$$\epsilon_{\text{rms}} = \left( \frac{\sum_{i=1}^N A_i \epsilon_i}{\sum_{i=1}^N A_i} \right)^{1/2} \quad (2)$$

ここで、 $N$  は節点数、 $A_i$  は節点  $i$  における電界強度、 $\epsilon_i$  は節点  $i$  における表面誤差である<sup>11)</sup>。

そして、式(2)で求めた RMS 誤差を Ruze 則<sup>12)</sup>に代入し、アンテナの開口能率  $\eta_R(\epsilon_{\text{rms}})$  を評価する。

$$\eta_R(\epsilon_{\text{rms}}) = \exp \left\{ - \left( \frac{4\pi\epsilon_{\text{rms}}}{\lambda} \right)^2 \right\} \quad (3)$$

第2表 気球 VLBI 観測条件

ケース	仰角	$\Delta T$
1	10 度	-55 K
2	10 度	-85 K
3	45 度	-55 K
4 (nominal)	45 度	-70 K
5	45 度	-85 K
6	70 度	-55 K
7	70 度	-85 K

ここで、 $\lambda$  は観測周波数である。

### 3. 主鏡面の最適設計

**3.1 設計要求と条件** 345 GHz のサブミリ波を受信する開口径 3 m の主鏡面には、鏡面誤差を  $30 \mu\text{mRMS}$  以下に抑えることが求められる。この制約は、式(3)の開口能率で考えると、低下率を 17%以下に抑えることに相当する。

鏡面誤差が生じる外乱として、温度変化による熱変形と仰角変化による自重変形を考える。その観測条件として、地上からの温度変化を  $-85\text{K} \leq \Delta T \leq -55\text{K}$  とし、仰角が  $10 \sim 70$  度の範囲で変化するものとする。そして、仰角 45 度、 $\Delta T$  -70 度をノミナル条件とし、第2表に示す7つの荷重条件を設定する。

**3.2 副鏡調整機構** 副鏡調整機構は、主鏡が変形した場合に、開口能率の低下を最も抑える位置に副鏡の位置を調整する装置であり、第7図に示すように、横方向 ( $dy$ ) および焦点方向への主鏡焦点位置の移動 ( $\delta$ ) に応じて、副鏡を移動させるものである。その移動量は、非線形最小二乗法<sup>14)</sup>を用いて、主鏡の変形形状と理想鏡面形状との RMS 誤差が最小となる位置として求める。ここで、焦点方向への主鏡焦点位置の移動  $\delta$  は、焦点距離の変化  $df$  および移動量  $dz$  を用いて、次式で表す。

$$\delta = df + dz \quad (4)$$

$$df = f_0 - f \quad (5)$$

予備計算の結果、本研究の条件では、横方向の移動量  $dy$  は焦点方向の移動量  $\delta$  に比べて無視できるほど小さいことが分かったため、副鏡調整機構による副鏡の調整方向は焦点方向のみとする。

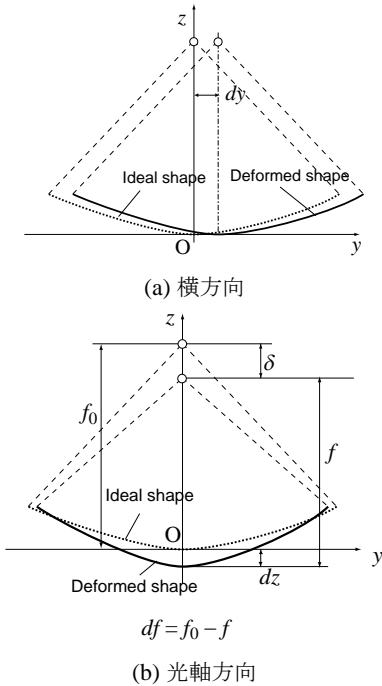
まず、気球 VLBI の鏡面条件 (主鏡開口径 3 m, 焦点距離 1.2 m, 副鏡開口径 0.3 m, 観測周波数 345 GHz) において、主鏡面が変形していない理想鏡面状態で、副鏡位置が焦点方向に  $\delta$  ずれた場合の開口能率を光学解析ソフト GRASP<sup>13)</sup>を用いて評価する。その解析結果を第8図に示す。これより、開口能率の変化を次式の近似式で表すこととする。

$$\eta_S(\delta) = \exp \{ -(1.182 \delta)^2 \} \quad (6)$$

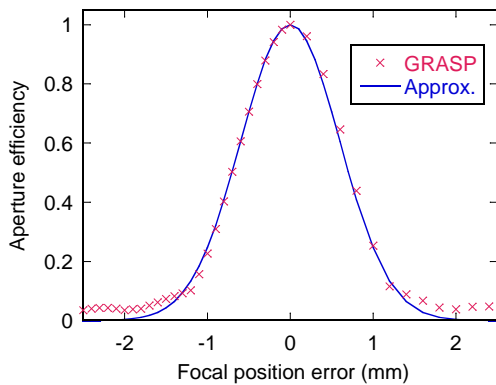
第8図より、アンテナとして有効な副鏡の調整量  $\pm 0.5$  mm の範囲で、十分に高い精度で近似できることがわかる。

運用において、副鏡位置は放球時にあらかじめノミナル条件 (Case 4) で誤差が最小となる位置に合わせておき、観





第7図 リフレクター表面の変形による焦点位置の変化



第8図 GRASP で求めた開口能率と近似曲線

測条件に合わせて、適宜、誤差が最小になる位置に副鏡を調整することを想定する。一方、副鏡調整機構は、放球時もしくは上昇時に故障する可能性が高いと考えられる。また、運用は環境の安定した成層圏で観測するため、運用時の故障は、初期故障よりも小さいと想定する。そこで、副鏡調整機構が故障した場合は、ノミナル条件の位置に副鏡が固定されるものとする。

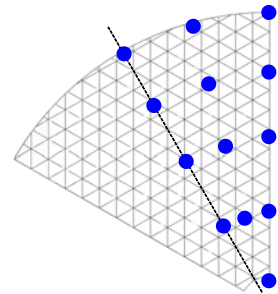
**3.3 設計変数** 設計変数は、主鏡面の寸法に関する変数と KC 配置に関する変数からなる。主鏡面の寸法として、アイソグリッド構造におけるリブ高さ、リブ厚さ、鏡面の表面厚さを変数とする。また、製造条件等を考慮し、第3表に示すように、上下限値を設定する。

これらの変数は、第9図に示す13点で与え、その間を線形補間して、鏡面構造全体の寸法を決める。なお、パネルの中心軸に関して対称形状とする。

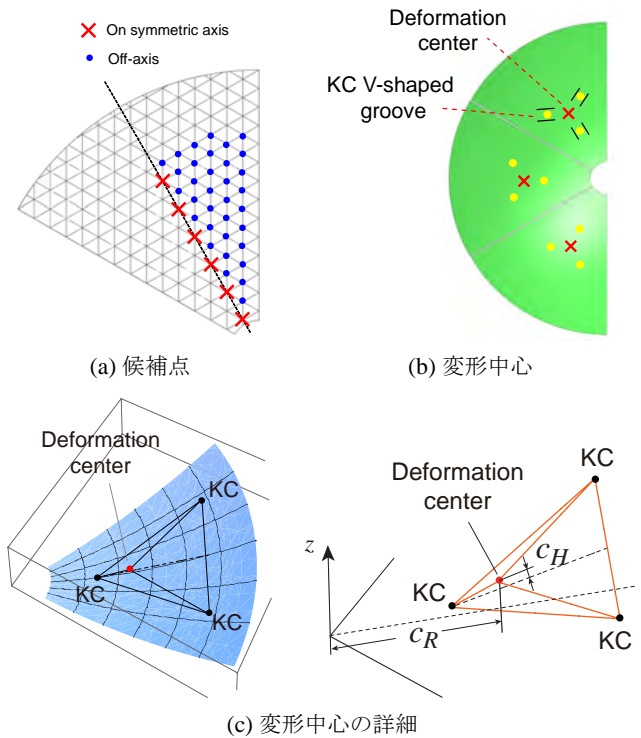
KC は、熱変形に効果的な配置となるようにパネル中心軸に対称な3点<sup>4)</sup>を、第10図(a)に示す候補点から選ぶ。この候補点はいずれもアイソグリッドの頂点であり、KC

第3表 設計変数の上下限値

リブ高さ : $w_R$ (mm)	$5 \leq w_R \leq 80$
リブ厚さ : $t_R$ (mm)	$3 \leq t_R \leq 10$
表皮厚さ : $t_s$ (mm)	$4 \leq t_s \leq 10$
変形中心動径 : $c_R$ (m)	$0.173 \leq c_R \leq 1.1$
変形中心高さ : $c_H$ (m)	$0 \leq c_H \leq 0.2$



第9図 アイソグリッド構造に対する設計変数設定位置



第10図 キネマティックカップリングの設定条件

はそのアイソグリッドの表面に設置する。設置する KC は 2DOR 型であり、その V 字溝の延長方向が一点で交わり、変形中心となるように決定する(第10図(b))。その変形中心点を設計変数とし、それに合わせて V 字溝の方向を決める。変形中心点はパネル対称軸が通るアンテナ鏡面に垂直な平面上に設置し、そのアンテナ鏡面と垂直な平面上の位置( $c_R, c_H$ )を設計変数とするここで、 $c_R$ はアンテナ中心から変形中心までの半径、 $c_H$ は KC を配置する3頂点を結ぶ三角形平面と変形中心点との距離である。なお、KC の位置はリフレクター表面ではなく、裏面のリブの先端に取り付けられることに注意されたい。ここで、 $c_R, c_H$ の上下限値も、第3表に示す。

第4表 PSO のパラメーター

パラメーター*	$w = 0.8, c_1 = c_2 = 1.1$
集団サイズ	200
最大繰り返し数	30

\*:  $\mathbf{x}_{i+1} = \mathbf{x}_i + \mathbf{v}_i,$   
 $\mathbf{v}_{i+1} = w\mathbf{v}_i + c_1r_1(\mathbf{x}_p - \mathbf{x}_i) + c_2r_2(\mathbf{x}_g - \mathbf{x}_i)$

設計変数の数は、連続変数としてはパネル寸法 ( $w_R, t_R, t_s$ ) に対して  $3 \times 13 = 39$  変数, KC の変形中心を表す  $c_R, c_H$  の 2 変数を合わせた 41 変数, 離散変数としては KC の位置 (第 10 図 (a) に示した候補点) に対する 2 変数で, 合計 43 変数である。

3.4 目的関数 副鏡が正常な場合と故障した場合における理想状態からの開口能率の低下率を目的関数として, 次式で定義する。

Minimize:  $f_{\text{adjust}} = 1 - \eta_R(\epsilon_{\text{rms}})$  (7)

Minimize:  $f_{\text{non-adjust}} = 1 - \eta_R(\epsilon_{\text{rms}}) \cdot \eta_S(\delta)$  (8)

ここで,  $\eta_R(\epsilon_{\text{rms}})$  は式 (3) で示した開口能率,  $\eta_S(\delta)$  は式 (6) で示した開口能率の低下率である。第 2 表に示した Case 4 のノミナル状態に対しては, 副鏡調整機構が故障した場合も副鏡の位置は最適な位置に保たれるため, 故障した場合はこれを除く 6 ケースを考える。したがって, 合計 13 個の目的関数をもつ 13 目的最適設計問題として定式化する。

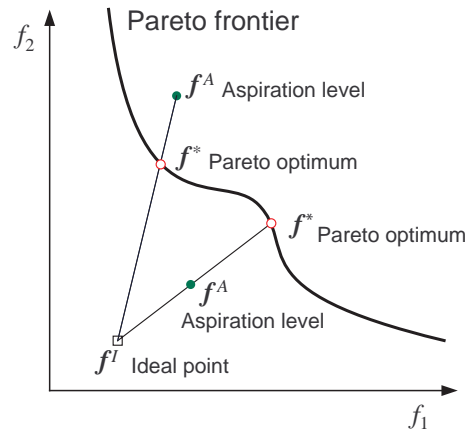
この問題は, 後述する STOM を用いて, 等価な単一目的最適設計問題に変換して最適解を求める。その求解には, 最適化ソフト VisualDOC<sup>15)</sup> を用いる。

アルゴリズムとしては, KC 設定位置が離散変数のため, まずは, 粒子群最適化法 (PSO: particle swarm optimization)<sup>16)</sup> を用いる。PSO で用いたパラメーターを第 4 表に示す。PSO で最適解の精度を向上させるのは計算時間を要するため, PSO で求めた KC に関する変数を固定し, アイソグリッド構造のみを対象に連続変数のみを考慮した修正許容方向法 (MMFD: Modified Method of Feasible Direction)<sup>17)</sup> を用いて最適化を行うことで, 精度の高い最適解を求める。MMFD では, 感度解析を前進差分 (ステップサイズ  $1 \times 10^{-3}$ ) で近似し, 目的関数の変化が  $1 \times 10^{-3}$  以下となるか, あるいは繰り返し回数が 100 回となったところで探索を終了するように設定している。

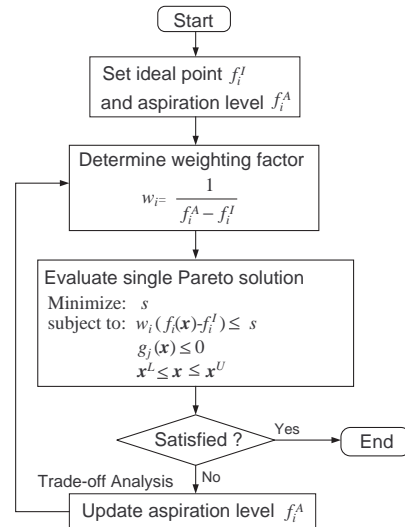
#### 4. 多目的最適設計と満足化トレードオフ法

STOM は, 設計者が各目的関数に対して望む目標値である希求水準  $\mathbf{f}^A = (f_1^A, f_2^A, \dots, f_r^A)$  および理想点  $\mathbf{f}^I = (f_1^I, f_2^I, \dots, f_r^I)$  を与え, それに対応する 1 つの Pareto 解を得る手法である<sup>9)</sup>。第 11 図に示すように, 通常は, Pareto 解が, 理想点と希求水準を結ぶ直線上に得られるため, Pareto 面の形状によらず, Pareto 解が得られる利点がある。

STOM では, まず, 多目的最適設計問題を次式に示す min-max 問題として書き換える。



第 11 図 STOM による Pareto 解探索



第 12 図 STOM のフローチャート

Minimize:  $\max_{i=1,2,\dots,r} w_i (f_i(\mathbf{x}) - f_i^I)$  (9)  
 subject to:  $g_j(\mathbf{x}) \leq 0 \quad (j = 1, 2, \dots, m)$

ここで  $w_i$  は重み係数であり, 希求水準  $f_i^A$  を用いて次式より求める。

$w_i = \frac{1}{f_i^A - f_i^I} \quad (i = 1, \dots, r)$  (10)

式 (10) を式 (9) に代入すると, 次式が得られる。

Minimize:  $\max_{i=1,2,\dots,r} \frac{f_i(\mathbf{x}) - f_i^I}{f_i^A - f_i^I}$  (11)

これは, 第 11 図に示したように, 希求水準  $\mathbf{f}^A$  と理想点  $\mathbf{f}^I$  を結ぶ直線上の Pareto 解を探索することに対応している。

この問題にスラック変数  $s$  を導入して, 次式に示す等価な単一目的関数問題に変換する。

Minimize:  $s$  (12)  
 subject to:  $w_i (f_i(\mathbf{x}) - f_i^I) \leq s \quad (i = 1, \dots, r)$   
 $g_j(\mathbf{x}) \leq 0 \quad (j = 1, \dots, m)$

第5表 第1回目の希求水準と得られた最適解の目的関数値 (%)

Case	希求水準		最適解	
	Normal	failure	Normal	failure
1	5.0	15.0	2.60	<b>18.2</b>
2	6.5	15.0	7.70	15.0
3	2.5	15.0	1.27	12.8
4	2.5	—	1.27	1.27
5	2.5	15.0	2.30	13.7
6	3.0	15.0	3.11	12.0
7	3.0	15.0	1.34	15.5

第6表 第2回目の希求水準と得られた最適解の目的関数値 (%)

Case	希求水準		最適解	
	Normal	failure	Normal	failure
1	6.0	<b>12.0</b>	3.06	16.6
2	6.5	<b>12.0</b>	9.07	13.5
3	2.5	16.0	2.53	11.2
4	2.5	—	1.82	1.82
5	2.5	16.0	2.41	11.1
6	3.0	16.0	6.53	12.3
7	3.0	16.0	2.45	14.1

この等価な単一目的問題によって、希求水準に対応する一つの Pareto 解を求めることができる。得られた Pareto 解に満足できないときは、設計者が希求水準を変更して、別の Pareto 解を求める。また、希求水準をパラメトリックに変化させることで、Pareto 面を求めることができる。

この STOM のフローを第12図に示す。

### 5. 数値計算例

**5.1 希求水準の設定と最適解** 3.4節で定義した13個の目的関数に対して、第5表に示す希求水準を設定し、設計要求を満たす設計案を検討する。ここで、事前に行ったトレードオフ解析<sup>18)</sup>から仰角20度の観測条件 Case1, 2における開口能率の低下率が他の条件での低下率より大きいことがわかっているため、対応する希求水準を少し犠牲にしている。そして、全ての観測条件において、副鏡調整機構が故障した場合の開口能率の低下率が設計要求である17%以下を達成できるように15%と設定している。

この希求水準に対する最適解の目的関数値を第5表の右側に示している。Case1の副鏡調整機構が故障している場合だけ設計要求の17%を超えている。しかし、その他の条件における低下率は全て要求を満たしており、希求水準に近い値となっている。

**5.2 希求水準の更新** この結果から、Case1における副鏡調整機構が故障した場合の開口能率の低下率を設計要求17%以内に抑えるための希求水準の与え方として以下の2つを考慮することとした。

- 全解析条件における副鏡調整機構が正常な場合の希求水準を少しずつ犠牲にする
- Case3~Case7における副鏡調整機構が故障した場合の希求水準を犠牲にし、Case1, 2の副鏡調整機構が故

第7表 目的関数における近似開口能率低減率と光学解析による開口能率低減率との比較

(a) 1回目の最適設計						
Case	正常			故障		
	Eq. (7)	GRASP	$\Delta$	Eq. (8)	GRASP	$\Delta$
1	2.60	2.96	-0.36	18.2	16.4	1.80
2	7.70	5.95	1.75	15.0	12.5	2.50
3	1.27	1.80	-0.53	12.8	11.0	1.80
4	1.27	1.60	-0.33	1.27	1.60	-0.33
5	2.30	2.24	0.06	13.7	13.2	0.50
6	3.11	3.01	0.10	12.0	9.59	2.41
7	1.34	1.83	-0.49	15.5	15.8	-0.30

(b) 2回目の最適設計						
Case	正常			故障		
	Eq. (7)	GRASP	$\Delta$	Eq. (8)	GRASP	$\Delta$
1	3.06	2.55	0.51	16.6	14.4	2.20
2	9.07	6.45	2.62	13.5	10.3	3.20
3	2.53	2.12	0.41	11.2	8.78	2.42
4	1.82	1.55	0.27	1.82	1.55	0.27
5	2.41	1.93	0.48	11.1	10.4	0.70
6	6.53	4.97	1.56	12.3	8.90	3.40
7	2.45	2.22	0.23	14.1	14.1	0.00

障した場合の希求水準を改善する  
上記のことを考慮し、希求水準を第6表のように更新した。この希求水準で得られた最適解の性能を第6表の右欄に並べて示す。この結果から、すべての観測条件に対して設計要求である開口能率の低下率は17%以内を達成できていることがわかる。

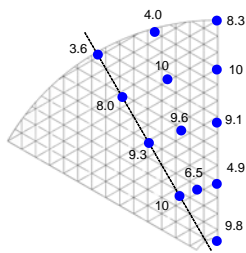
しかし、副鏡調整機構が故障した場合の開口能率の低下率を改善した代償として最初の設計案と比較すると副鏡調整機構が正常な場合の開口能率の低下率が悪化している、トレードオフの関係があることがわかる。

**5.3 目的関数の近似精度** 目的関数は、式(7)、(8)で示したように、変形のない理想的な鏡面に対する副鏡位置のずれおよびRMS誤差に対するRuze則により近似している。Ruze則は、元来、ランダム誤差に対する開口能率の低減を表すものであり、変形による理想形状からのずれに対して十分かどうか、確認する必要がある。

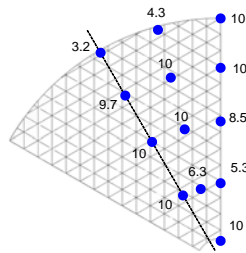
そこで、得られた最適解における変形形状を光学解析ソフトGRASP<sup>19)</sup>で開口能率を求め、近似解の妥当性を検証する。なお、GRASPでは、FEMモデルの鏡面上の全ての節点13515節点における変形をもとに三角形補間で面を貼った鏡面に対して解析を行う。

第1回目および第2回目の最適解(以降、設計案1, 2と呼ぶ)において副鏡調整機構が正常な場合と故障した場合の目的関数の値を第7表で比較する。なお、表中の $\Delta$ は本研究の目的関数(式(7)また(8))とGRASPの解析値との差を示している。副鏡が正常な場合の差は最大で2.62ポイント、副鏡が故障した場合の差は最大で3.40ポイントである。設計案1, 2ともに、近似解とGRASPによる解との差は小さく、近似精度は十分であったと言える。

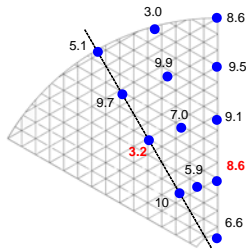
多目的最適設計法を利用した気球 VLBI における副鏡調整機構の故障を考慮した主鏡面構造設計 (小木曾望ほか 5 名)



(a) 1 回目の最適設計

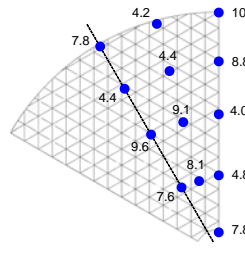


(b) 2 回目の最適設計

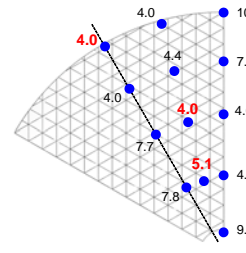


(c) 前回の設計<sup>4)</sup>

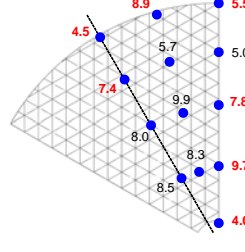
第 13 図 リブ厚 (mm)



(a) 1 回目の最適設計

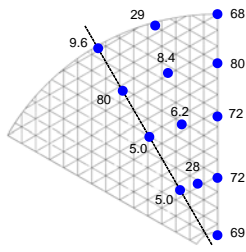


(b) 2 回目の最適設計

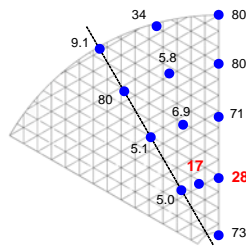


(c) 前回の設計<sup>4)</sup>

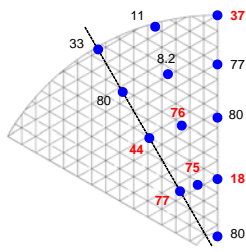
第 15 図 表皮厚さ (mm)



(a) 1 回目の最適設計

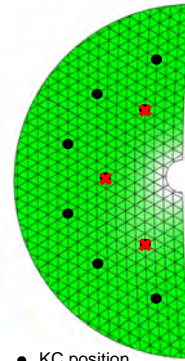


(b) 2 回目の最適設計



(c) 前回の設計<sup>4)</sup>

第 14 図 リブ高さ (mm)



● KC position  
✕ Deformation center

第 16 図 KC の位置, 変形中心およびそのオフセット量

設計	オフセット (mm)
1 回目	56.8
2 回目	44.8
前回 <sup>4)</sup>	143.5

第 8 表 質量の比較 (kg)

1 回目の設計	2 回目の設計	前回の設計 <sup>4)</sup>
167	155	201

**5.4 最適設計案の比較** 設計案 1, 2 および副鏡の故障を考慮していない以前の研究<sup>4)</sup> との設計変数値を第 13~16 図で比較する. 今回の設計はどちらの設計も, リブ厚さは, 側面境界の外周側と内周側, および対称軸の内周側で厚くなる傾向が共通している. 一方, 副鏡の故障を考慮していない設計では, 側面境界と対称軸で一部傾向が異なっている.

今回の設計は, リブ高さは, 側面境界の外周側と対称軸の外周側で高くなる傾向はほぼ共通しているが, 境界の内周部で少し異なっている. 図中で, 2 番目の解で傾向が異なる部分を赤字で示している. これに対し, 副鏡の故障を考慮していない設計では, 側面境界部では低く, 中央部で高くなるなど, 全体の傾向が大きく異なっている.

表皮厚さは側面境界の内周と外周で厚く, 中央付近で薄くなる傾向は似ているが, 内部や対称軸の外周部で異なる傾向がある. これに対し, 副鏡の故障を考慮していない設

計では, 側面境界の内周と外周で薄くなるなど, 大きく異なっている. また, 全体的に厚い傾向がある.

KC および変形中心はどちらの設計解も同じであり, 変形中心は対称軸上の KC 配置位置と一致している. なお, オフセット量が多少異なっている. この場合, この KC は 2DOR のルールがリフレクターの法線方向となってしまう, 3 点の KC で張られる面内の自由度を拘束することになってしまう. さらに, 元の定義から 3 点の KC で張られる面に垂直な自由度を拘束しているため, 3DOR となり, 過拘束となってしまう. そこで, 過拘束を防ぎ, 変形中心の役割を果たすために, 3 点の KC で張られる三角形の対称軸の方向に 2DOR を設定する.

第 8 表で, これら 3 つの解の質量を比較する. 副鏡の調整を考慮していない場合に比べ, 今回の設計案は 34~46 kg も軽くなっている. これは, 鏡面材厚さによる影響が大きい.

運用を考慮する際には軽量化が不可欠であるが, 今回の

第9表 焦点位置のずれと副鏡調整量 (mm)

(a) 1回目の最適設計					
Case	$df$	$dy$	$dz$	$\delta$	調整量
1	1.055	0.020	0.089	1.143	0.353
2	1.612	0.020	0.127	1.739	-0.243
3	1.091	0.020	0.108	1.199	0.298
4	1.370	0.020	0.127	1.497	—
5	1.648	0.020	0.089	1.737	-0.240
6	1.114	0.020	0.120	1.234	0.263
7	1.671	0.020	0.159	1.830	-0.333
平均					0.288

(b) 2回目の最適設計					
Case	$df$	$dy$	$dz$	$\delta$	調整量
1	0.929	0.025	0.080	1.009	0.328
2	1.413	0.025	0.111	1.525	-0.188
3	0.974	0.025	0.105	1.079	0.258
4	1.216	0.025	0.121	1.337	—
5	1.458	0.025	0.136	1.594	-0.258
6	1.002	0.025	0.121	1.123	0.213
7	1.487	0.025	0.152	1.639	-0.302
平均					0.258

(c) 前回の設計 <sup>4)</sup>					
Case	$df$	$dy$	$dz$	$\delta$	調整量
1	1.849	0.010	0.207	2.056	0.550
2	2.866	0.010	0.319	3.186	-0.580
3	1.834	0.010	0.208	2.041	0.565
4	2.342	0.010	0.264	2.606	—
5	2.851	0.010	0.320	3.171	-0.565
6	1.824	0.010	0.208	2.032	0.574
7	2.841	0.010	0.321	3.161	-0.555
平均					0.565

設計問題では質量を考慮していなかった。今後は、質量も目的関数に加えてさらなる設計検討を進めていく予定である。

**5.5 副鏡調整量の比較** 本研究で得られた設計と前回の設計<sup>4)</sup>に対して、3.2節で示した焦点位置のずれ( $df, dy, dz$ )と、焦点位置の調整量 $\delta$ を第9表に示す。まず、全体を通して横方向のずれ( $dy$ )はわずかであり、無視しても差し支えないことがわかる。つまり、副鏡調整機構に横方向の移動機構は不要だと言える。焦点方向の調整量 $\delta = df + dz$ は、温度差が小さいとき(Case 1,3,6)よりも温度差が大きいとき(Case 2,5,7)の方が大きくなる傾向にある。これは、温度差による変形誤差モードの違いに対応している。仰角に対しては、今回の設計では仰角が大きくなるにつれて調整量が増加するが、前回の設計では逆に調整量が減少している。しかし、いずれもその変化は温度差による変化に比べて小さい。

第9表右欄の焦点位置の調整量 $\delta$ は、ノミナル条件のケース4との差であり、観測時の副鏡調整量となる。前回の設計解<sup>4)</sup>は副鏡調整機構の故障を考慮していないためか、副鏡調整量は今回得られた設計解よりも大きくなっている。副鏡調整量は、6ケースの絶対値の平均として、設計案1、

2では、それぞれ、0.288 mm、0.258 mmであるのに対し、前回の設計案は0.565 mmとほぼ2倍である。

**5.6 変形誤差形状の比較** 得られた最適設計に対して、副鏡調整をした場合、および副鏡調整機構が故障した場合の理想形状からの形状誤差分布を第17図で比較する。ここで、変位のプラス側が副鏡側、マイナス側が裏面方向への誤差に対応する。このコンター図で示している変形の範囲は、副鏡調整機構が正常な場合は $-0.062 \sim 0.1$  mm、故障した場合が $-0.13 \sim 0.18$  mmと、故障した場合がほぼ2倍になっている。

副鏡調整機構が正常な場合、KC位置付近に鏡面誤差が生じていることがわかる。特に、開口能率の低減率が大きいCase 2が顕著である。

これに対し、故障した場合は、鏡面の外側に変形が集中している。温度差が $-55$ 度するとき(ノミナルより高い)は鏡面の外側に変形し、温度差が $-85$ 度するとき(ノミナルより低い)は内側に変形していることから、熱変形の影響が大きく、副鏡調整の誤差に対して、鏡面外側の誤差の感度が大きい。これは、第5、6表で示した開口能率の低下に対して仰角による影響が大きいこととは異なる傾向である。このように周方向に一樣な変形は、以下に示す副鏡調整である程度、カバーできるためだと考えられる。

**5.7 故障を考慮した効果** 副鏡調整機構の故障を考慮した本研究で得られた設計と正常な状態のみを考慮した前回の設計<sup>4)</sup>に対して、開口能率の低下率を第18図で比較する。

副鏡調整機構が正常な場合は、副鏡調整機構が正常な場合のみを考慮した最適解の方が優れている。しかしながら、正常な場合のみを考慮した最適解は、副鏡調整機構が故障すると大幅に性能が悪化する。これに対し、本研究で得られた故障を考慮した最適解では、副鏡調整機構が故障しても性能の劣化が小さい。

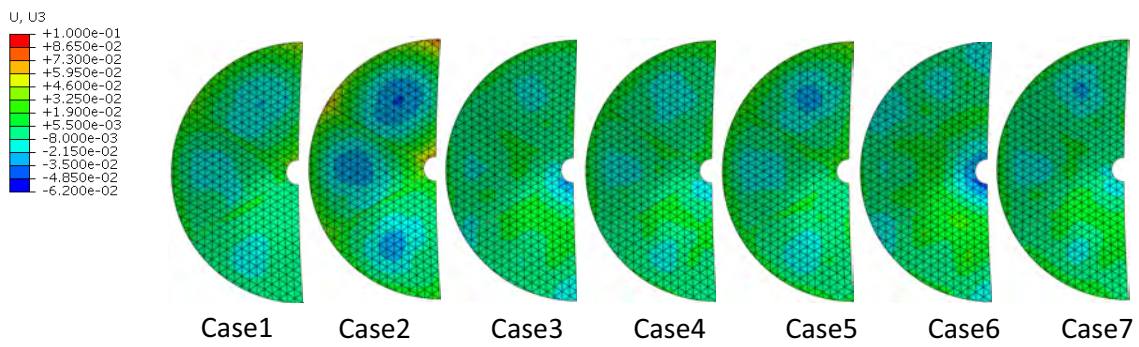
このように、本研究で得られた解は、調整機構が正常な場合の開口能率の低下率を犠牲にするけれども、調整機構が故障した場合でも設計要求を満たすロバストな設計解が得られている。

## 6. おわりに

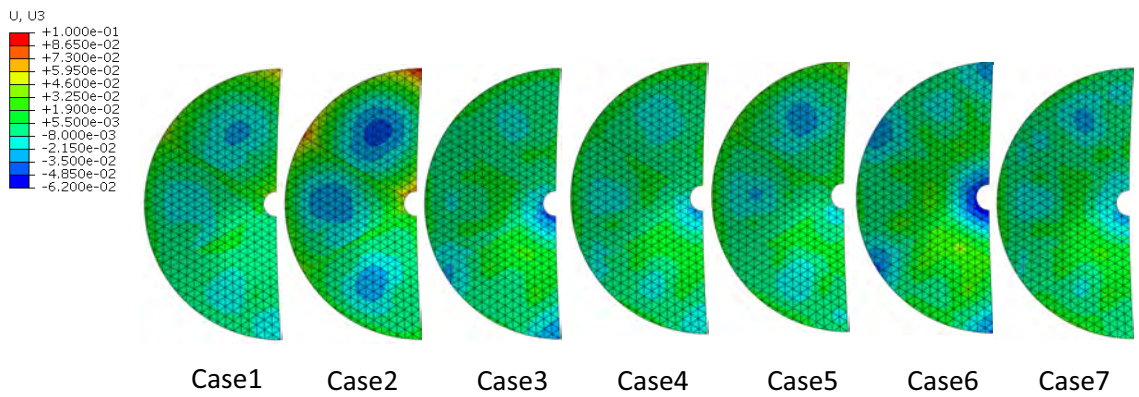
本研究では、気球VLBI主鏡の構造設計において、副鏡調整機構の故障の可能性に注目し、副鏡調整機構が正常な場合と故障した場合の開口能率の低下率を考慮し、13目的関数からなる多目的最適設計問題の定式化を行った。そして、この問題にSTOMを適用し、各目的関数に対して希求水準の与え方を調整することで、設計要求を満たす設計案を求めた。これらの設計案を考察し、以下の項目を明らかにした。

- 希求水準を調整することで、副鏡調整機構が故障したときでも設計要求を満足する設計解を求めることができた。
- 本研究で定式化した開口能率の低減率はGRASPによる光学解析と比較し、十分な近似精度を有しているこ

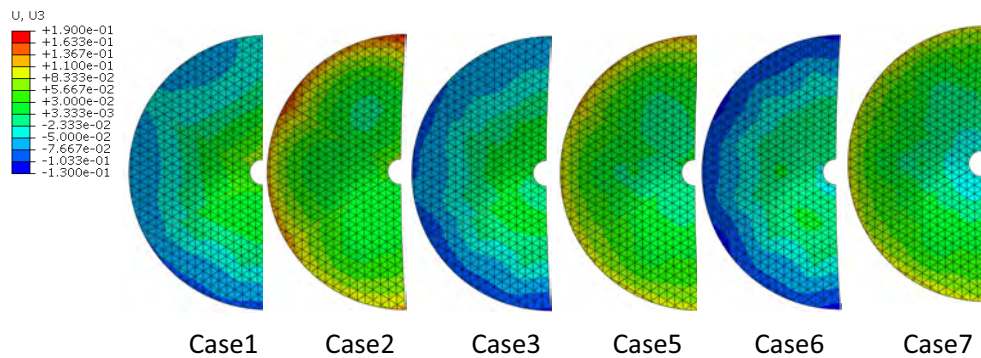




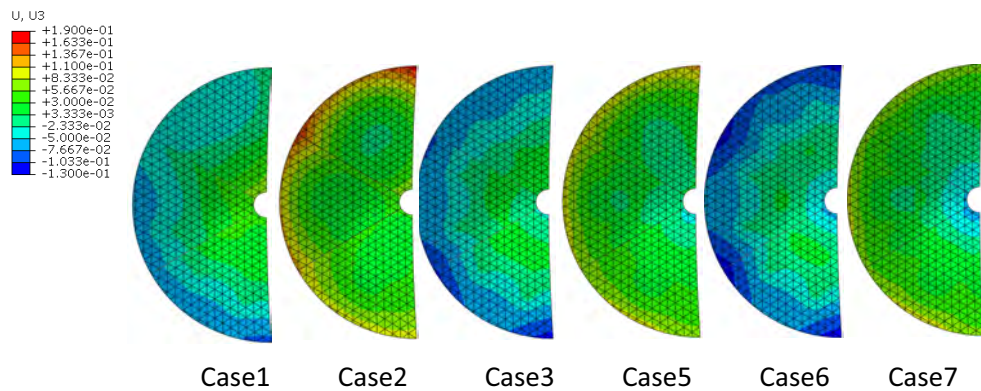
(a) 1 回目の最適設計: 正常時



(b) 2 回目の最適設計: 正常時

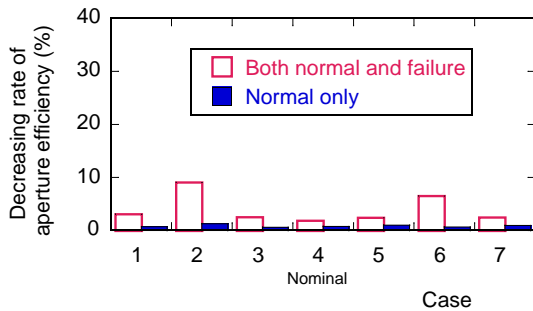


(c) 1 回目の最適設計: 故障時

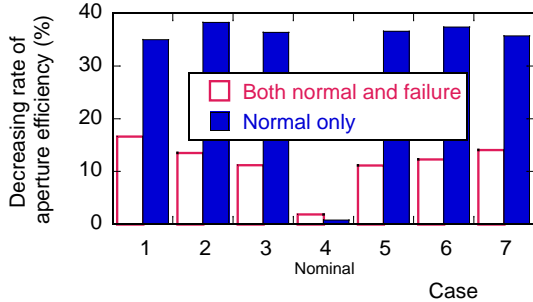


(d) 2 回目の最適設計: 故障時

第 17 図 最適設計における形状誤差分布の比較

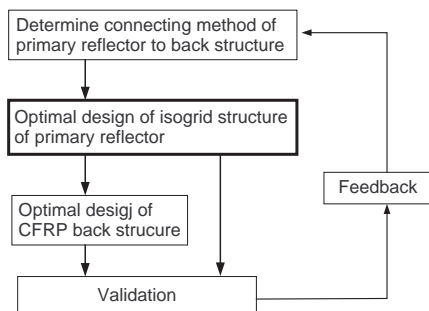


(a) 正常時



(b) 故障時

第 18 図 開口能率低下率の比較



第 19 図 Design process for primary reflector of balloon-borne VLBI

とを明らかにした。

- 副鏡の故障を考慮していない前回の設計解<sup>4)</sup>と副鏡調整機構が正常な場合と故障した場合とで、トレードオフの関係があることを明らかにした。
- 副次的な効果であるが、今回の設計案の方が、前回の設計案よりも 20%以上、軽量化できることを示した。今後の課題を以下に示す。
- 構造質量を目的関数に組み入れ、軽量化を達成するとともに、質量と開口能率低下率との関係を明確にする。
- 異なる観測地候補や観測条件を考慮した設計条件の見直しを行うことで、実現性の高い設計案を提案する。
- 逐次近似最適化法<sup>19)</sup>など、計算効率の高い手法を導入する。
- 最後に、気球 VLBI 構造設計の流れを第 19 図に示す。本研究はこの 2 番目に位置する。今後は、今回得られ

た多目的最適設計の有効性を活かして、バックストラクチャを含めた構造設計へと展開していく予定である。

本研究の一部は、JAXA 宇宙科学研究所「戦略的開発研究費」および JSPS 科研費 26249131 の助成を得た。また、東京工業大学大学院総合理工学研究科の古谷寛准教授に最適設計に対する有益な助言をいただいた。ここに謝意を表す。

参 考 文 献

- 1) 土居明広, 河野裕介, 本間希樹, 小山友明, 木村公洋, 秋山和徳, 岡田望, ほか協力研究者: 気球 VLBI ミッションの検討, 平成 26 年度大気球シンポジウム, isas13-sbs-025, 2014, pp. 1-4.
- 2) Hale, L. C. and Slocum, A. H.: Optimal Design Techniques for Kinematic Couplings, Precision Engineering, **25** (2001), pp. 114-127.
- 3) Ogi, Y., Teduka, Y., Tanaka, H., Miyasaka, A. and Kawaguchi, K.: High-Precision Positioning of Flexible Deployable Structures Using Kinematic Couplings, 26th International Conference on Adaptive Structures and Technologies, No. 54, 2015, pp. 1-8.
- 4) Satou, Y., Doi, A., Ishimura, K., Tanaka, H., Ogi, Y., Higuchi, K., Kono, Y. and Kimura, K.: Development of High Precision Reflector for Balloon-borne Radio Telescope, 30th International Symposium on Space Technology and Science, 2015-c-31, 2015, pp. 1-6.
- 5) Nakayama, H.: Trade-off Analysis Using Parametric Optimization Techniques, European Journal of Operational Research, **60**, 1 (1992), pp. 87-98.
- 6) 北山哲士, 山崎光悦, 荒川雅生, 山川宏: 多目的最適設計におけるトレードオフ分析法, 日本機械学会論文集 C 編, **75**, 754 (2009), pp. 1828-1836.
- 7) Kodama, R., Kogiso, N., Toyoda, M. and Tanaka H.: Trade-off Analysis for Structural Design of High-Precision Space Reflector Using Multiobjective Optimization Method, Mechanical Engineering Journal, **2**, 4 (2015), p. 15-00058, pp. 1-14.
- 8) Kogiso, N., Okabe, T., Sakamoto, H. and Tanaka H.: Finite Element Updating Method for High-Precision Space Reflector Model Using Multiobjective Optimization, Aerospace Technology Japan, **14**, ists30 (2016), pp. Pc.7-Pc.12.
- 9) Abaqus V. 6. 14 Documentation, Dassault Systems Simulia, 2013.
- 10) 田中宏明, 秋田剛, 石村康生, 佐々木要: 衛星搭載用アンテナの鏡面誤差による利得変化に関する研究, 第 27 回宇宙構造・材料シンポジウム, B16, 2013, pp. 1-6.
- 11) Satou, Y., Furuya, H. and Kogiso, N.: Improvement of Surface Accuracy for High-Precision Space Antenna by Design Optimization of Adaptive Structure System, Aerospace Technology Japan, **12**, ists29 (2014), pp. Pc.15-Pc.20.
- 12) Ruze, J.: Antenna Tolerance Theory - A Review, Proc. IEEE, **54**, 4 (1966), pp. 633-642.
- 13) GRASP User's Manual, Version 10.3, Ticsra, 2013.
- 14) 山下信雄, 福島雅夫: Levenberg-Marquardt 法の局所収束性について, 数理解析研究所講究録, No. 1174, 2000, pp. 161-168
- 15) VisualDOC Theory Manual, Version 7.2, VanderPlaats Research and Development, 2013.
- 16) 相吉英太郎, 安田恵一郎 編著: メタヒューリスティクスと応用, 電気学会, 2007, pp. 69-86.
- 17) Vanderplaats, G. N.: Numerical Optimization Techniques for Engineering Design, 3rd Edition, VanderPlaats Research and Development, 2001, pp. 237-250.
- 18) 児玉 峻, 小木 望 望, 木村公洋, 佐藤泰貴, 土居明広: 気球 VLBI 用高精度リフレクターの鏡面精度に対する副鏡調整誤差の影響, 第 31 回宇宙構造・材料シンポジウム, A09, 2015, pp. 1-6.
- 19) 中山弘隆, 尹禮分: 計算知能の逐次近似多目的最適化への応用, オペレーションズ・リサーチ, **57**, 5 (2012), pp. 270-275.