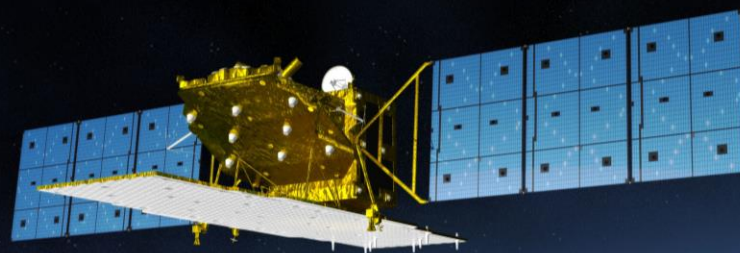


# 衛星熱設計における不確定性定量化を目指して

加藤博司 (JAXA研究開発部門第三研究ユニット)  
安藤麻紀子 (JAXA研究開発部門第二研究ユニット)  
福添森康 (JAXA環境試験技術ユニット)



平成28年度 宇宙科学情報解析シンポジウム  
2017年2月10日(金) 宇宙科学研究所

- ✖ 研究目的
- ✖ 研究手法
- ✖ eATOMS1仮想衛星での技術実証
- ✖ 結果
- ✖ 不確定性因子への対応策策定に向けて
- ✖ まとめ

## ✖ 研究目的

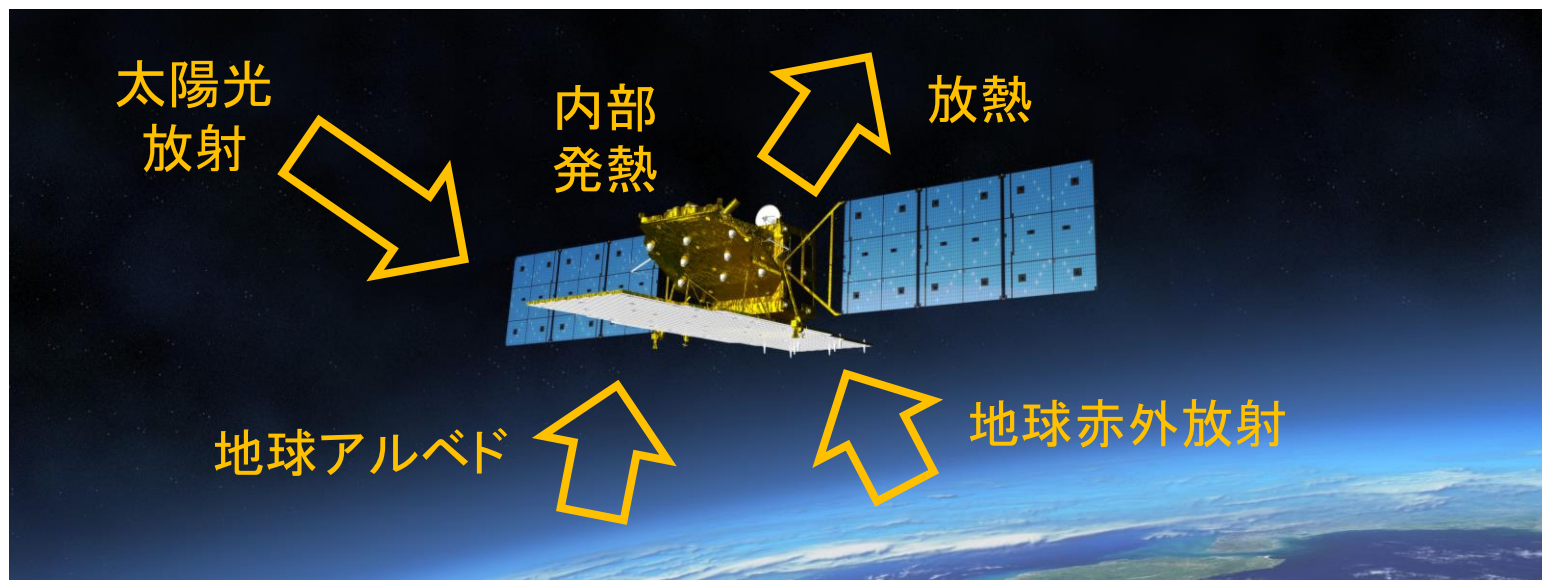
## ✧ 衛星の熱制御・熱設計

### － 熱制御

- 衛星を構成する全ての機器を全ミッション期間にわたって、**機能・性能が正常に発揮できる温度範囲(許容温度範囲)に維持**すること

### － 熱設計

- 熱制御を実現するためのシステムを構築すること



地球近傍の熱環境

## ✖ 衛星熱設計の不確定性対応策に対する問題意識(1/2)

### 1. 温度マージン

- 機器許容温度に対し、**一律**温度マージンを考慮
    - 温度マージンの合理化は、衛星質量・コストに相応のインパクト有
- ⇒ 不確定性因子を同定・管理することで、より適切なマージンを設定することができないか



設計マージン  $\Delta T2$ : 事前に予期不能の事象に対応するためマージン

予測誤差  $\Delta T1$ : 解析手法及び解析入力パラメタの不確定性を要因とする誤差

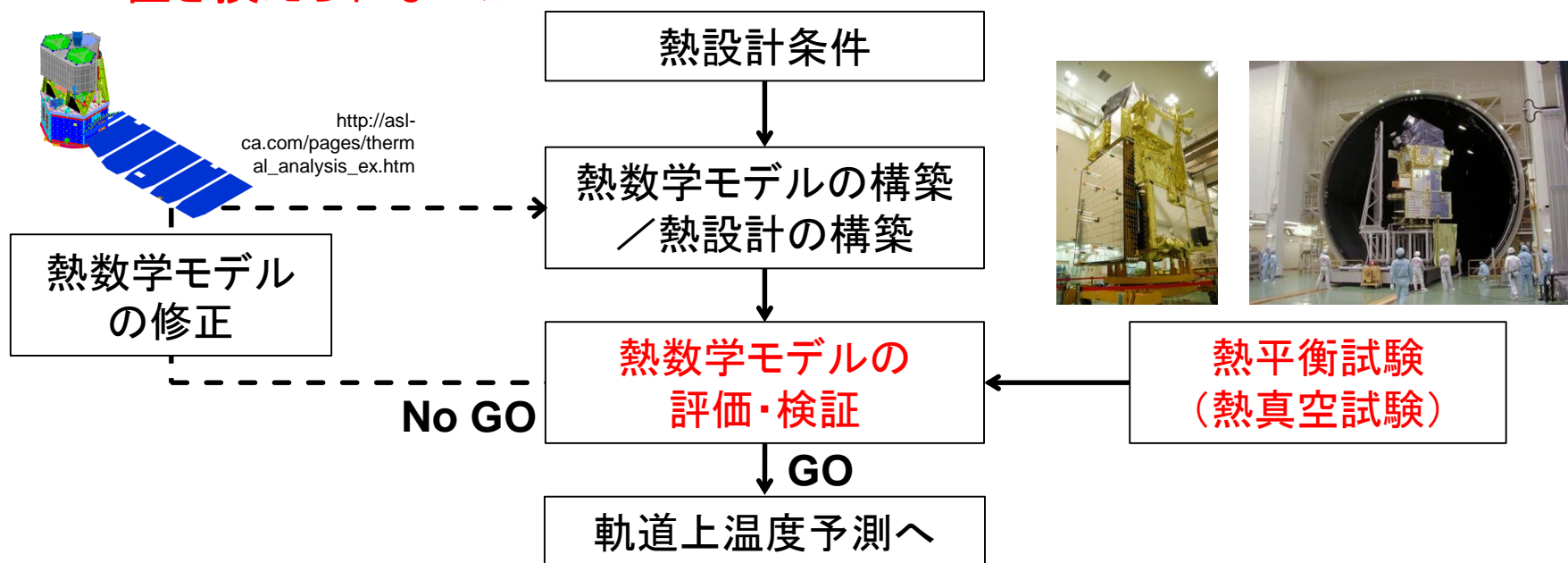
「熱制御系設計標準(JERG-2-310)」より

## ✧ 衛星熱設計の不確定性対応策に対する問題意識(2/2)

### 2. システム熱真空試験における熱平衡試験

- 熱数学モデル検証(多くは、接触熱抵抗の同定)のための試験
  - システム熱真空試験は、衛星開発試験の中でも最大規模であり、システム試験削減は、衛星熱設計の合理化に相応のインパクト有

⇒ 不確定性因子を同定・管理することで、システム試験を要素試験に置き換えられないか



## ✖ 研究計画

### – 技術目標

- **衛星熱設計の不確定性定量化技術**の獲得

### – 研究シナリオ

- 3つのアウトプット

不確定性に基く温度マージン  
(予測誤差)の設定

✓ 温度マージン設定合理化

各設計要求に対して感度の  
高い不確定性因子の把握

✓ 熱設計プロセスの効率化

熱設計リスク低減にとって  
効果的な不確定性対応策  
の策定

✓ リスク低減に効果がない  
システム試験の削減

- 2つのアウトカム

– 5~7年後に「**温度マージン合理化による熱設計要求の緩和**」の実現

– 7~10年後に「**システム熱真空試験の期間/コスト半減**」の実現

- 研究の出口

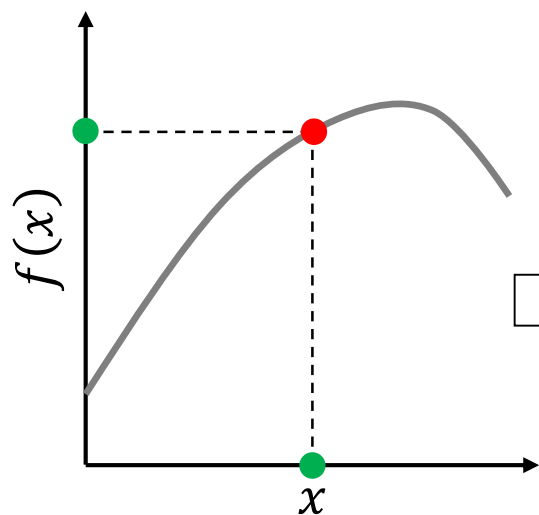
– JAXAエンジニアリング標準類へ技術反映し、エンドユーザへ展開

## ✖ 研究手法

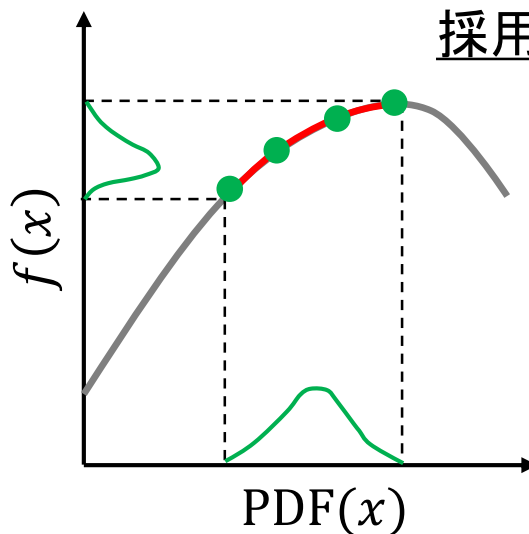
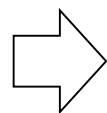


## ✧ 不確定性定量化

- Uncertainty Quantificationの頭文字をとり、“**UQ**”と呼ぶ(ことが多い)
- 決定論から確率論的に考えることで、出力の幅や各入力因子の感度情報を定量的に見ることを目指す



決定論的アプローチ  
(入力1つ⇔出力1つ)



確率論的アプローチ  
(入力幅⇔出力幅)

本研究では、**非侵入型**の方法を採用し、不確定性定量化を目指す

### 非侵入型

- モデルをブラックボックスとして扱い、複数の入力で得られた複数の出力結果から出力の幅(分布)を推定する
- 侵入型に求められる確率モデルを導出する必要がない
- ただし、侵入型と比べると計算効率は悪い

## ✧ 不確定性定量化におけるキー技術

### 1. 衛星熱数学モデル

- 衛星熱設計が扱う物理現象は、(多くの場合)熱平衡方程式で説明可能
  - 実際、衛星熱設計での標準解析ツール「SINDA/FLUINT」の基礎方程式
- 本研究では、不確定性定量化のために、物理モデル(熱平衡方程式)を利用
  - 従来の過去の実績に基く帰納的アプローチと対比させ、演繹的アプローチとも言える

### 2. エミュレータ

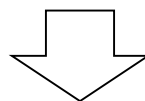
- 計算コストの大きなモデル(シミュレータ)を模倣する近似モデルの呼称
  - 回帰、応答曲面、縮約モデルとも言える
- 非線形に対応できる方法から、本研究では、ガウス過程回帰を利用
  - クリギング、ガウス過程回帰、サポートベクトル回帰、等

### 3. 感度解析

- 多くの感度解析手法が存在
  - 重回帰分析(≡分散分析)、自己組織化マップ、決定木、ラフ集合、等
- 本研究では、重回帰分析を利用し、感度情報の抽出には、罰則項(L1ノルム)付き最小二乗法「LASSO」を利用

## ✖ 手順

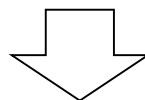
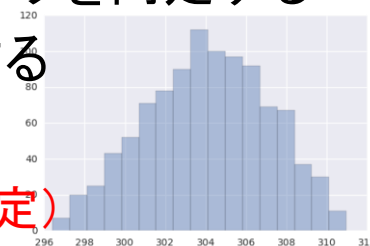
1. 問題設定(目的変数の設定、不確定性因子の抽出等)をする



(エミュレータ)

2. 衛星熱数学モデルでのシミュレーションを複数回走らせる
3. スパース回帰(LASSO)によりエミュレータの入力パラメータを同定する
4. ガウス過程回帰により、エミュレータ(応答曲面)を作成する
5. エミュレータを使い大サンプル数の計算を実行する

- 目的変数のバラつきを評価する(温度マージン(予測誤差)設定)

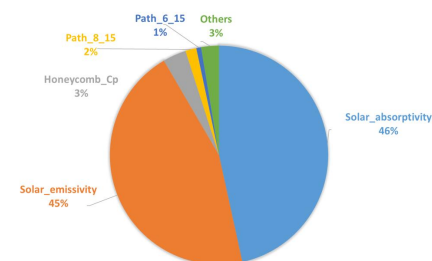


(感度解析)

6. 目的変数のバラつきに対して感度解析を実行する

- 目的変数に影響が強い不確定性因子を特定する

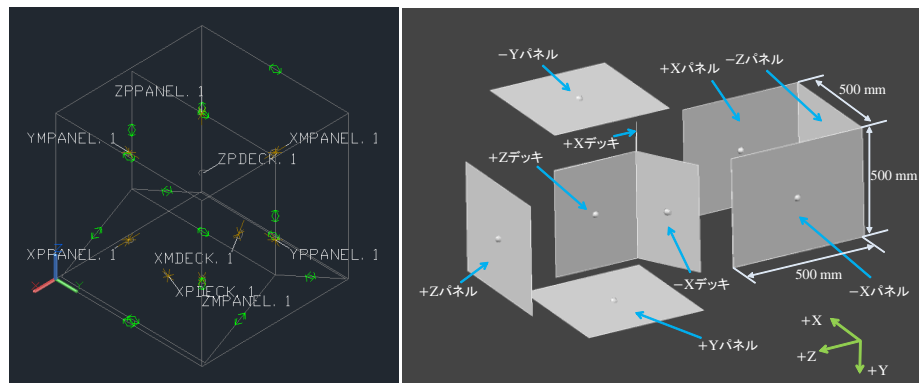
7. 目的変数に強い影響を持つ不確定性因子に対する対応策を策定する



## ✖ 不確定性定量化技術の技術適用先

– これまでに、下記の2衛星を対象に検証を実施

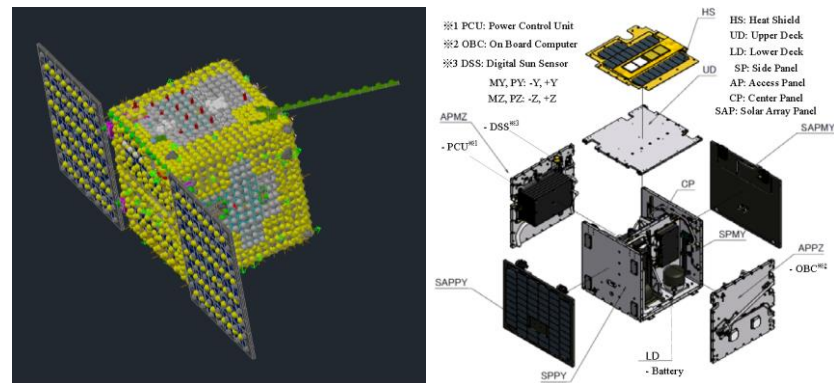
- 本発表では、仮想衛星eATOMSを対象にした結果について述べる



### 仮想衛星

- 質量: 50kg
- 軌道: 太陽同期軌道
- 軌道長: 800km
- 軌道傾斜角: 約98度

eATOMS



### 実小型衛星

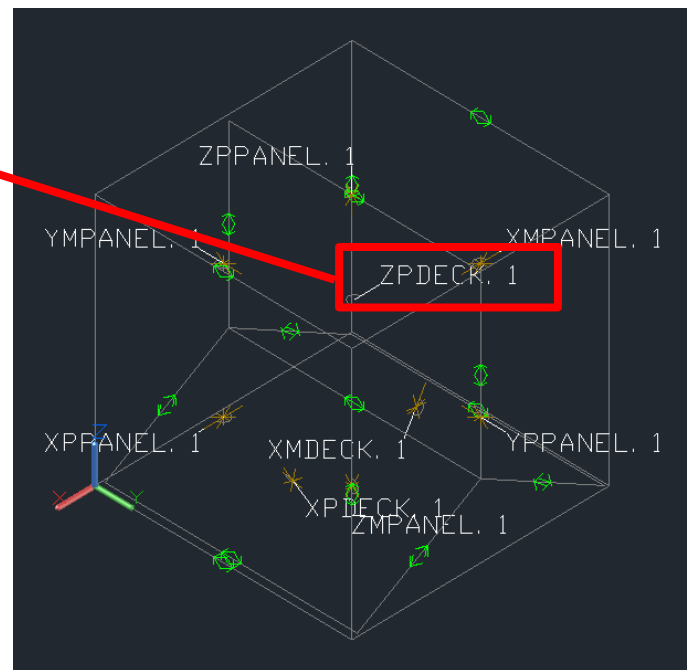
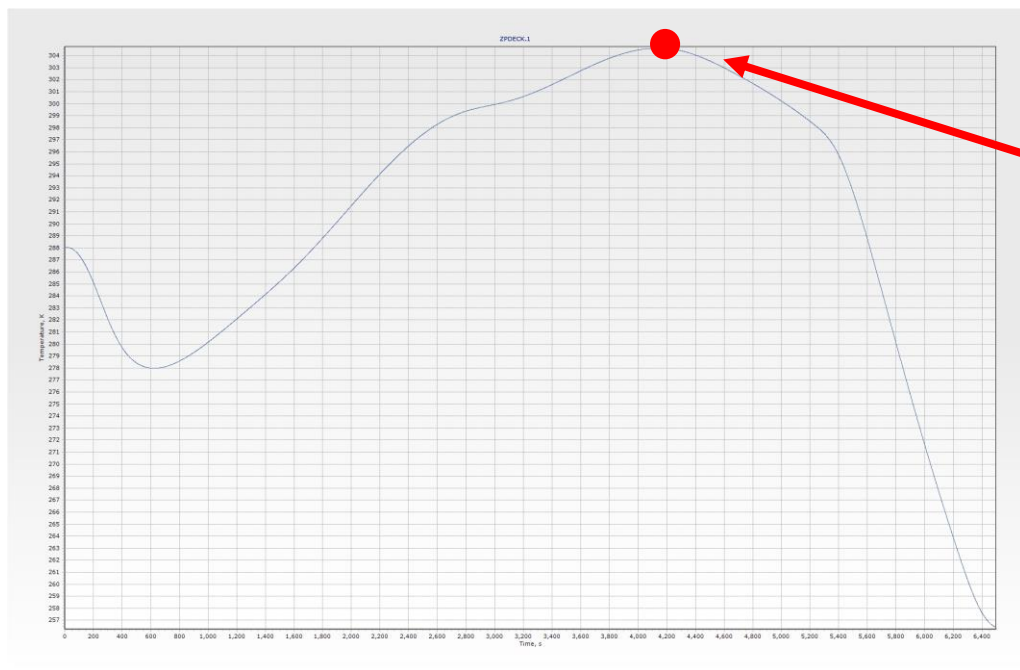
- 質量: 50kg
- 軌道: 太陽同期軌道
- 軌道長: 677km
- 軌道傾斜角: 約98度

SDS-4

## ✧ eATOMS1仮想衛星での技術実証

## ✖ 問題設定

- 衛星内部に設置したパネル(ZPDECKと呼ぶ)の軌道上最大温度を対象に不確定性定量化を実施する



ある条件でのZPDECK 軌道上温度履歴  
(縦軸:温度、横軸:時間)

## ✖ 考慮する不確定性因子と入力幅

### 1. Conduction coefficient (19種)

- それぞれのNode間の結合全て

合計33種の不確定性因子を対象  
✓ 入力幅は、それぞれのノミナル値±5%として設定

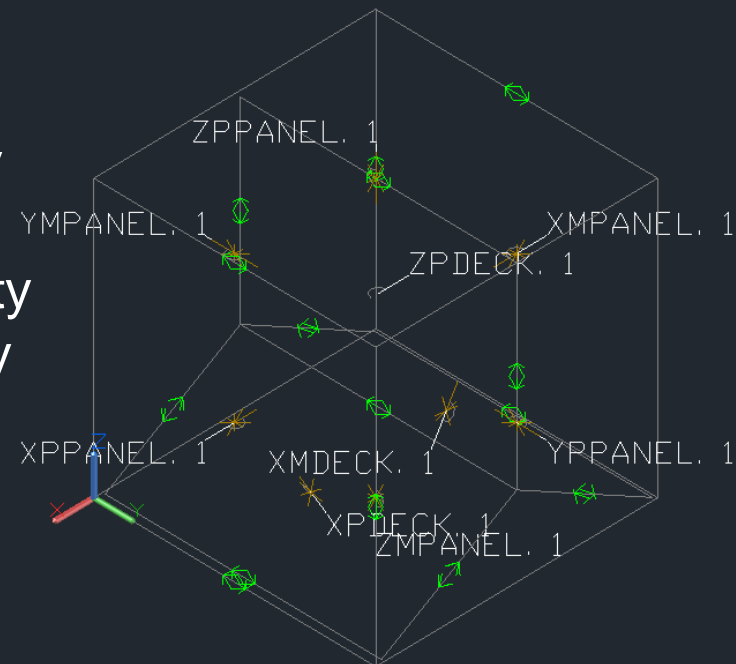


### 2. Optical property (10種)

- Alumi absorptivity & emissivity
- Black paint absorptivity & emissivity
- MLI absorptivity & emissivity
- Silver Teflon absorptivity & emissivity
- Solar panel absorptivity & emissivity

### 3. Thermophysical property (4種)

- Honeycomb Conduction & Cp
- MLI Cp & Eff emission

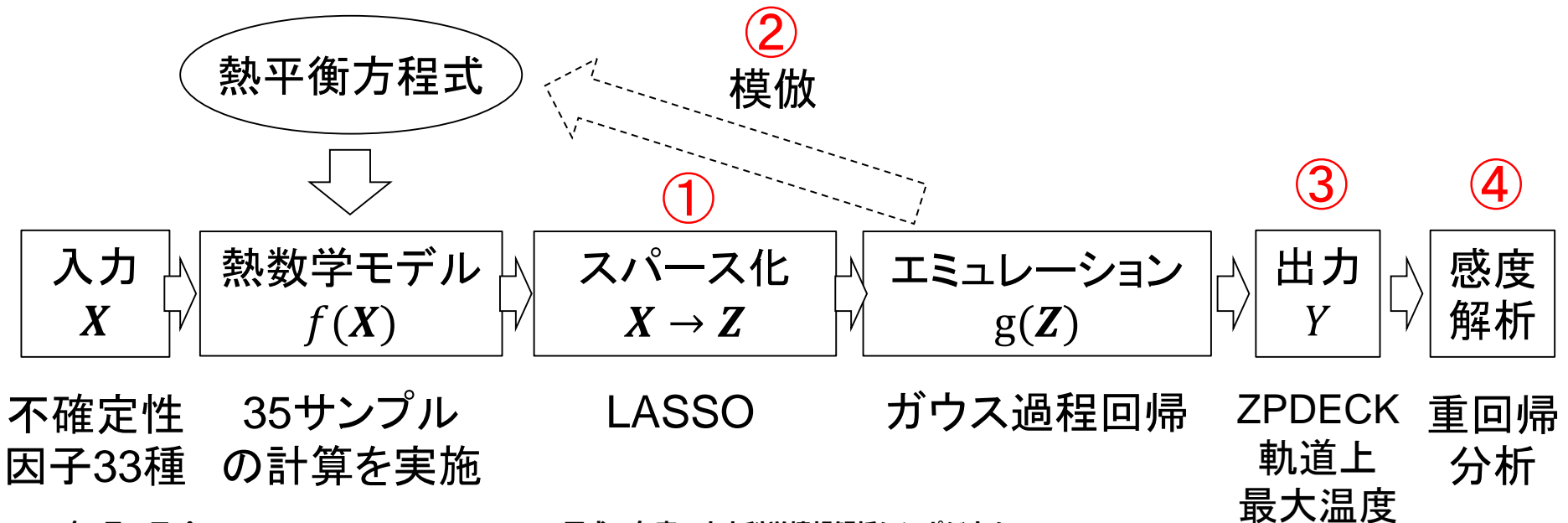


## 結果



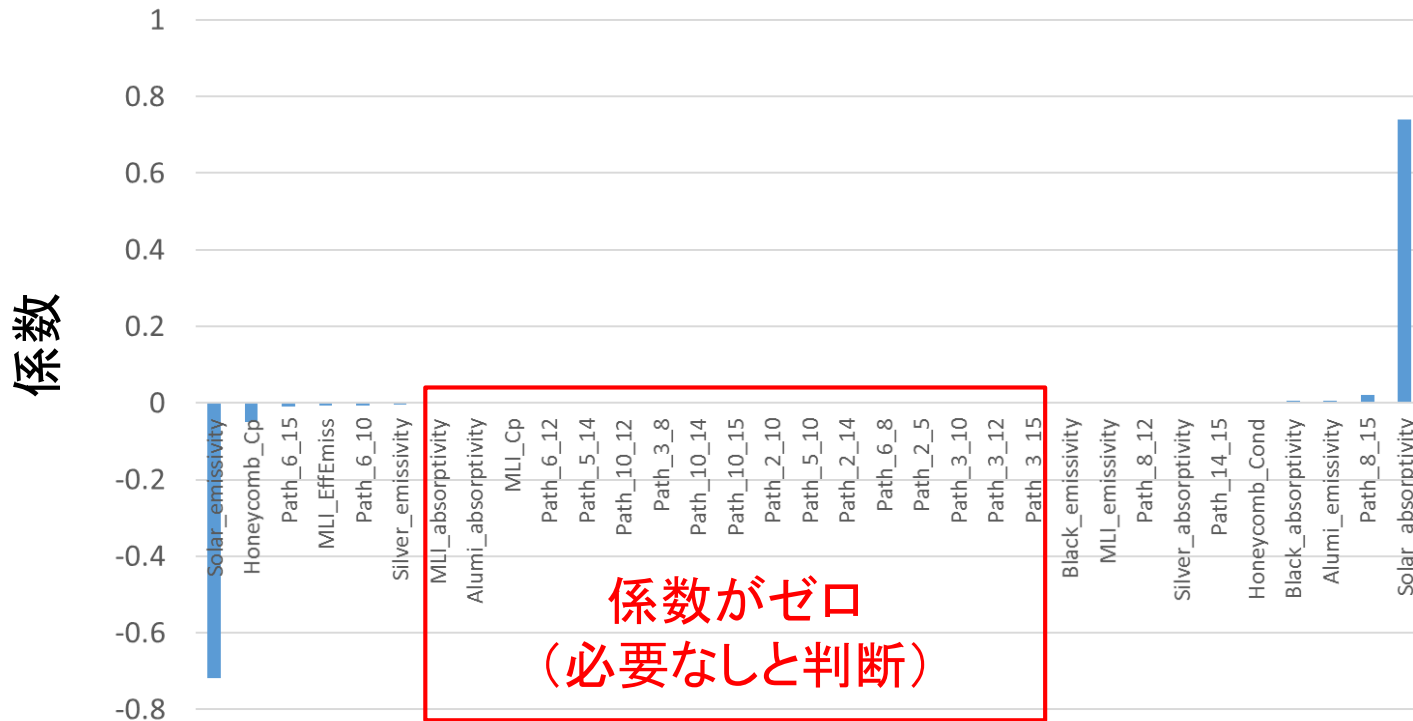
✦ エミュレータが熱数学モデルを模倣できているかの観点で以下の5つの結果を示す

1. エミュレータに必要な入力ベクトルの同定
2. エミュレーターと熱数学モデル(熱平衡方程式)の比較
3. 与えた不確定性(入力)に基づくZPDECK軌道上最大温度の予測誤差
4. ZPDECK軌道上最大温度に強い影響を持つ不確定性因子
5. (エミュレーターと熱数学モデル(熱平衡方程式)の計算時間の比較)



## ✦ エミュレータに必要な入力ベクトルの同定

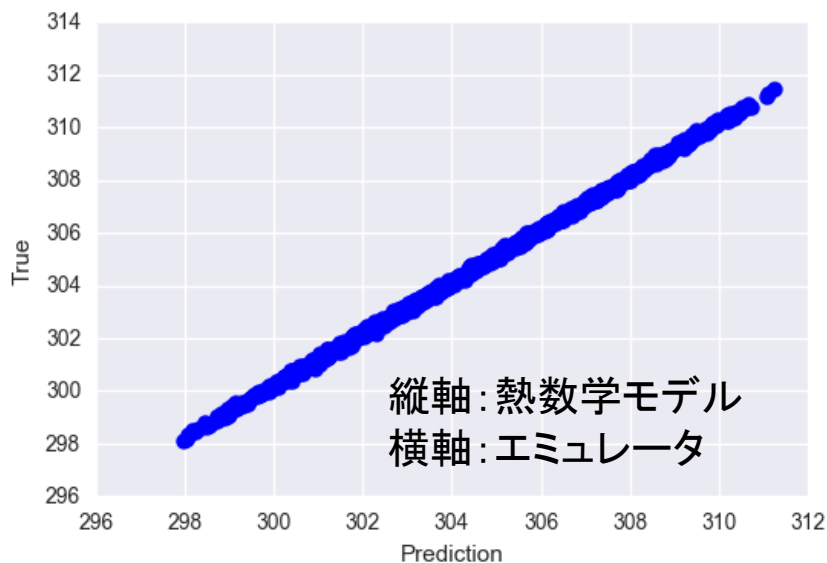
- エミュレータの汎化能力(未知データに対する予測能力)を高めるために必要
- LASSO(罰則項(L1ノルム)付き最小二乗法)を活用
  - エミュレータの入力に必要な不確定性因子の数は、33から16に減少



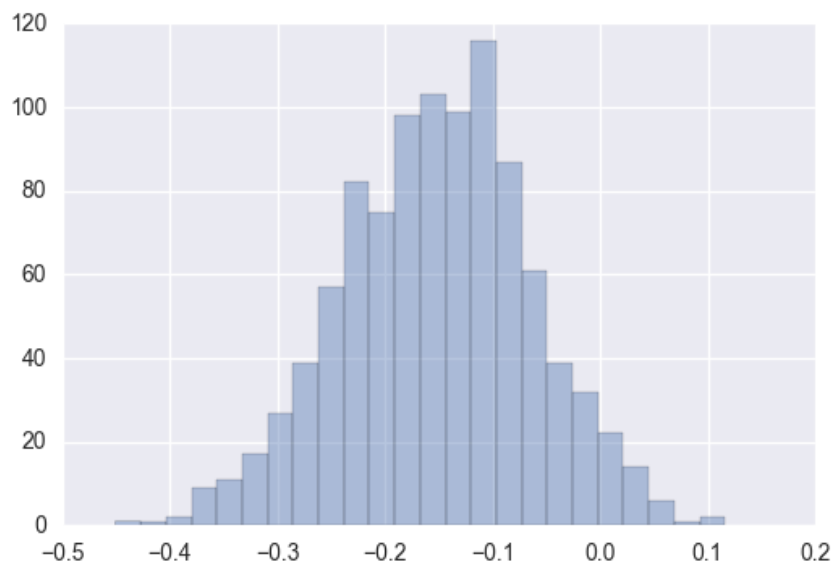
LASSOの結果

## ✧ エミュレーターと熱数学モデル(熱平衡方程式)の比較

- 35サンプルの熱数学モデルの計算結果からエミュレータを作成
- 熱数学モデル、エミュレータを使い、1001サンプルの計算を実施し比較
  - エミュレータはおよそ-0.5[K]~0.1[K]の誤差で熱数学モデルを近似



熱数学モデルによる計算結果と  
エミュレータによる計算結果の比較



熱数学モデルとエミュレータの  
計算結果の差のヒストグラム

## ✦ 与えた不確定性に基づくZPDECK軌道上最大温度の予測誤差

– 熱数学モデル、エミュレータによる1001サンプルの計算結果の比較

- エミュレータによるZPDCK軌道上最大温度の予測誤差は熱数学モデルによるものとほぼ一致

最大値: 311.44 [K]  
最小値: 298.12 [K]

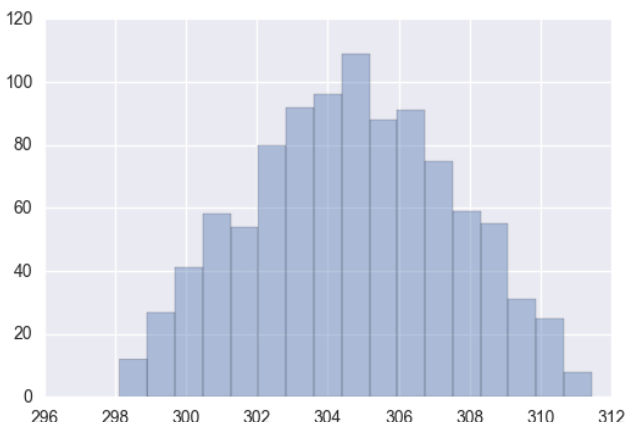
差: 13.32 [K]

最大値: 311.26 [K]  
最小値: 297.98 [K]

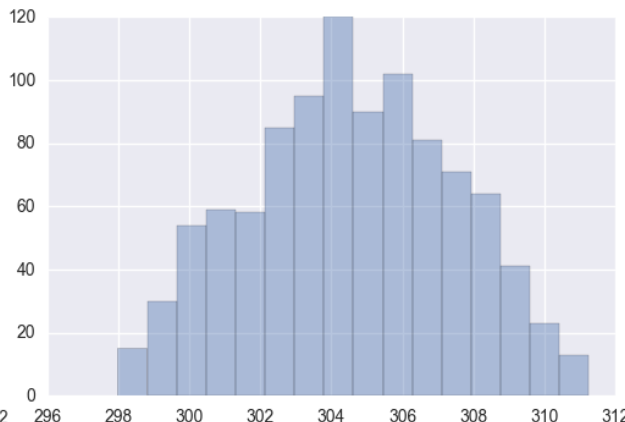
差: 13.29 [K]

最大値: 310.56 [K]  
最小値: 299.76 [K]

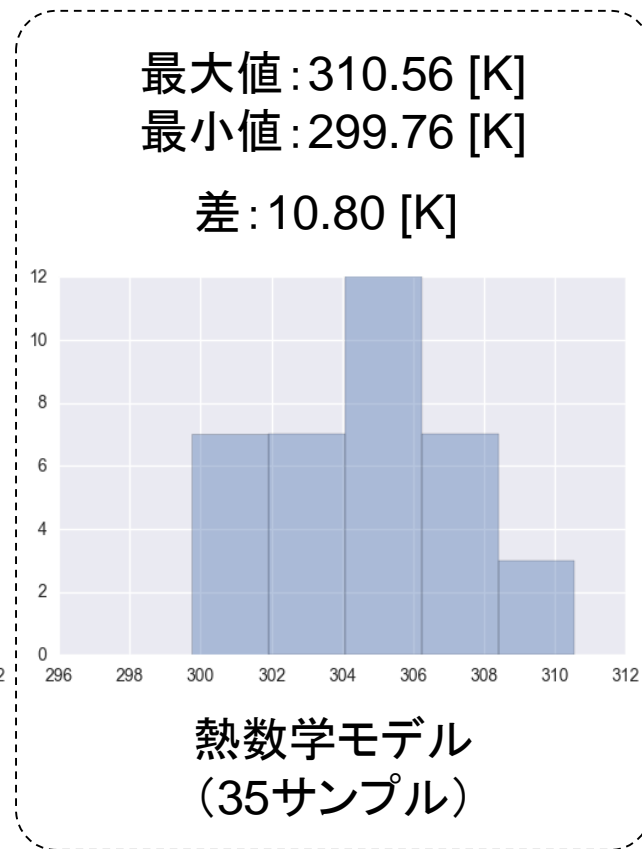
差: 10.80 [K]



熱数学モデル



エミュレータ

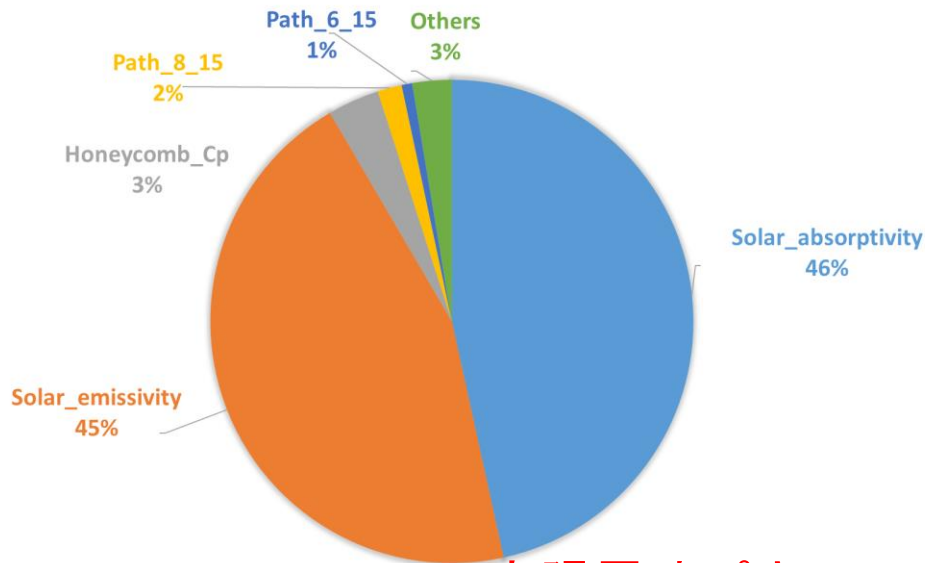


熱数学モデル  
(35サンプル)

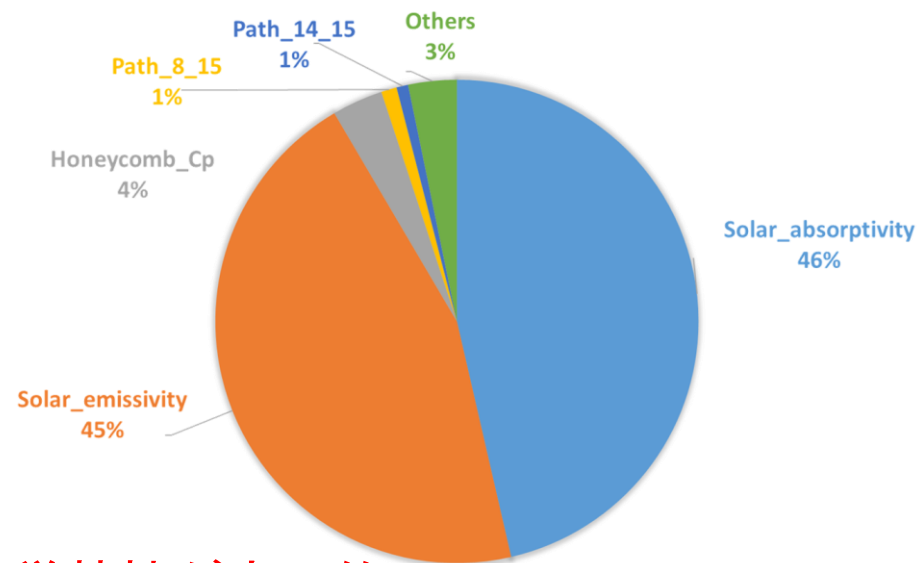
## ✦ ZPDECK軌道上最大温度に強い影響を持つ不確定性因子

– 熱数学モデル、エミュレータによる1001サンプルの計算結果から感度情報を抽出

- エミュレータから抽出した上位4つの感度情報については、熱数学モデルのものとほぼ一致



熱数学モデル



エミュレータ

太陽電池パネルの光学特性が支配的

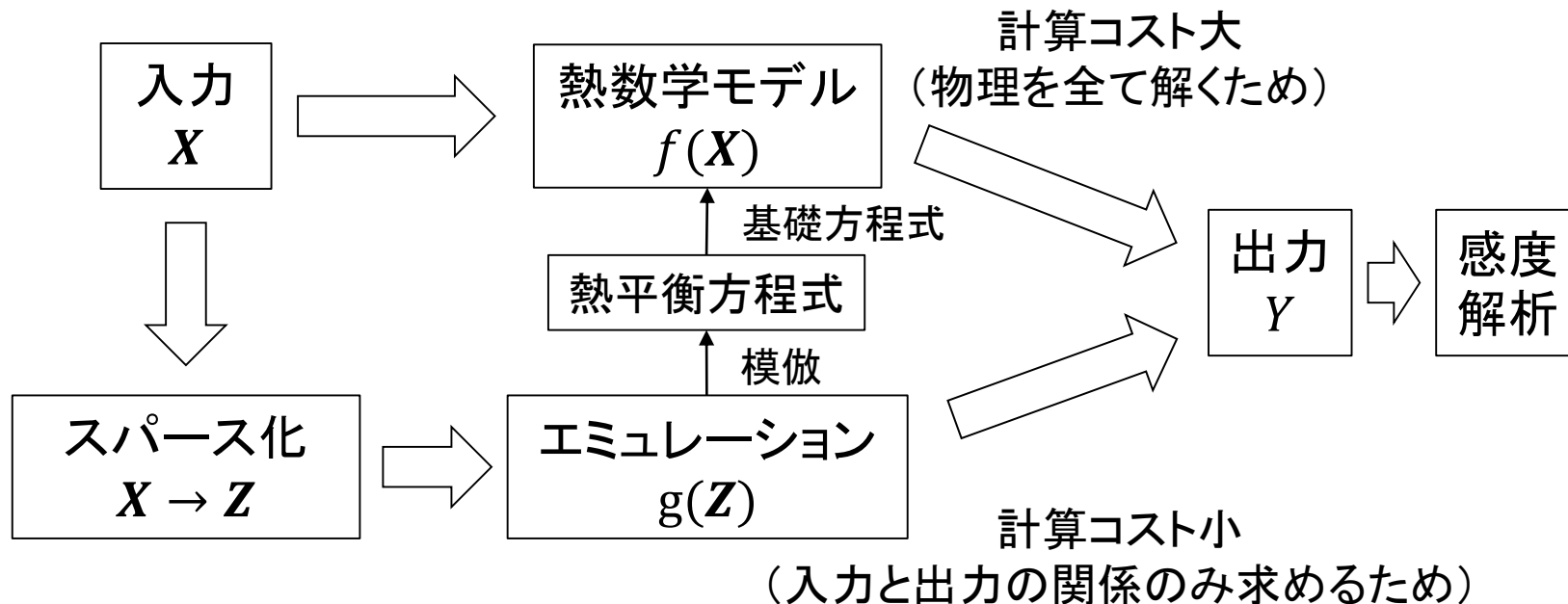
## ✦ エミュレーターと熱数学モデル(熱平衡方程式)の計算時間の比較

– 熱数学モデル、エミュレーターによる1001サンプルの計算時間

- 熱数学モデル: 360分

- エミュレーター: 1.5秒 (+エミュレーター作成時間: 13分)

➤ およそ30分の1

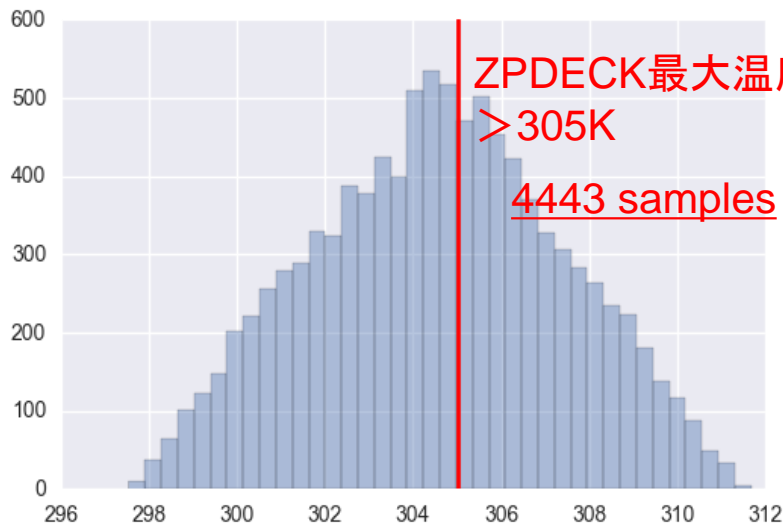


エミュレーターは、エミュレーター作成のための時間を考慮したとしても、熱数学モデルよりも圧倒的に効率良く目的変数の値を推定することが可能

## ✖ 不確定性因子への対応策策定に向けて

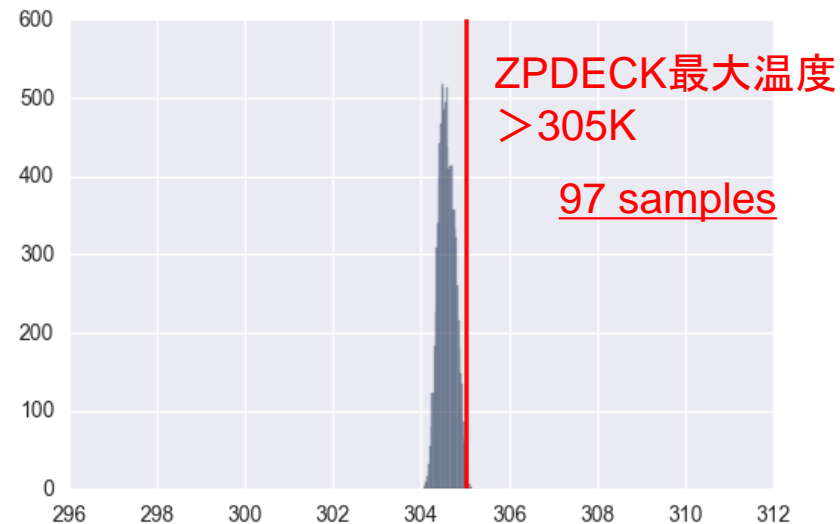
## ✧ 熱設計信頼度の導入

- 「熱設計信頼度」=「熱設計要求を逸脱しない確率」と定義
- 熱設計要求として、“ZPDECK最大温度<305[K]”と仮定
- エミュレータにより10001サンプルの熱計算を実施し、そこから熱設計信頼度を算出(不確定性対応策を策定できる情報としての利用を想定)



太陽電池パネル光学特性の対策前  
(ノミナル値±5%のばらつき)

熱設計信頼度: 0.558



太陽電池パネル光学特性の対策後  
(ノミナル値に収束)

熱設計信頼度: 0.990

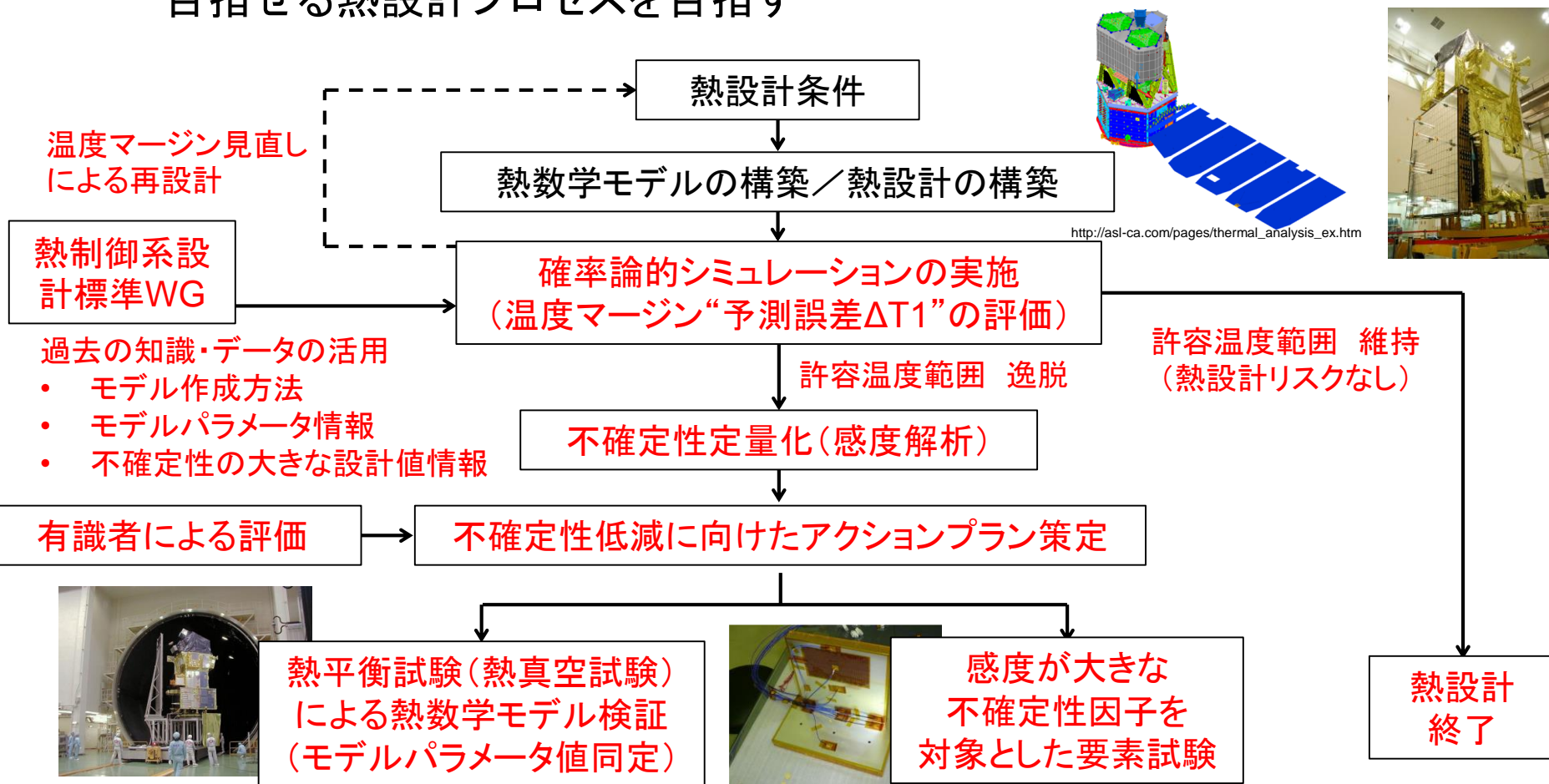


✖ まとめ

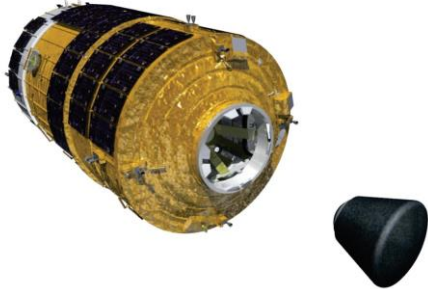
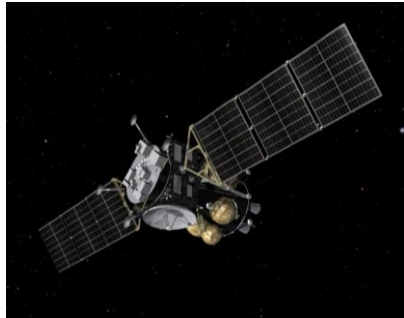
- ✧ 衛星熱設計の合理化(一律温度マージンからの脱却、システム試験の削減)をアウトカムとし、衛星熱設計の不確定性定量化技術の構築を進めている
- ✧ 不確定性定量化技術の構築には、以下の3つのキー技術を導入している
  - 衛星熱数学モデル
  - エミュレータ(LASSO+ガウス過程回帰)
  - 感度解析(重回帰分析)
- ✧ 現在までに、仮想衛星eATOMS、実小型衛星SDS-4への技術適用により、以下の成果を得、技術構築には一定の目途をつけた
  - エミュレータから計算した温度マージン(予測誤差)、各不確定性因子の感度情報は、熱数学モデルのものと同様
  - エミュレータは熱数学モデルと比較して圧倒的に効率的に温度マージン(予測誤差)、各不確定性因子の感度情報を推定できる
  - 熱設計信頼度の導入により不確定性因子の対応策が策定できる

## ✧ 熱設計プロセスの革新

- 温度マージン(予測誤差)の合理化 & システム熱平衡試験の削減が  
目指せる熱設計プロセスを目指す



## ✦ 不確定性定量化技術の実熱設計問題への適用(候補)

衛星	JAXA衛星	シリーズ衛星	
	<p>小型回収カプセル</p>  <p><a href="https://repository.exst.jaxa.jp/dspace/bitstream/a-is/558012/2/AC1500096000.pdf">https://repository.exst.jaxa.jp/dspace/bitstream/a-is/558012/2/AC1500096000.pdf</a></p>	<p>火星衛星探査機MMX</p>  <p><a href="http://www.isas.jaxa.jp/missions/spacecraft/future/mmx.html">http://www.isas.jaxa.jp/missions/spacecraft/future/mmx.html</a></p>	<p>衛星開発メーカー殿を想定</p>
適用案	<p>詳細設計時における不確定性因子の感度解析</p>	<p>エミュレータを活用した効率的な熱シミュレータ構築</p>	<p>設計変更、運用変更等に伴う不確定性因子の感度解析</p>
期待される効果	<p>開発スケジュールの効率化</p>	<p>不確定性が大きな深宇宙機開発計画でのコンティンジェンシー設定の効率化</p>	<p>初号機開発以降の試験削減のエビデンスを提示</p>

ご清聴ありがとうございました。

ご質問等ありましたら、以下までご連絡下さい。

kato.hiroshi@jaxa.jp

特に、現在、実衛星熱設計への技術適用に向けて色々と検討中です。技術適用にご興味のある方、心当たりのある方のご連絡お待ちしております！！

